

# SIMULAÇÃO DA PROPAGAÇÃO DE TRINCAS POR FADIGA EM LIGAS DE ALUMÍNIO AERONÁUTICO SOB SEQUÊNCIAS DE CARGAS PADRONIZADAS.\*

Marcos Fábio Veríssimo Montezuma<sup>1</sup>  
Enio Pontes de Deus<sup>2</sup>  
Cassius Olívio Figueiredo Terra Ruchert<sup>3</sup>  
Márcio Correa de Carvalho<sup>4</sup>

## Resumo

Este trabalho propõe avaliar o efeito do retardo e da aceleração na propagação de trincas em ligas de alumínio de grau aeronáutico, submetidas a um histórico de carregamentos de amplitudes constantes e variáveis, por meio de simulação numérica, utilizando sequências reais de carregamentos padronizados. Para o desenvolvimento do modelo, os conceitos de mecânica da fratura e fadiga são utilizados para criar um algoritmo, denominado Propag\_Lameff, desenvolvido para avaliar o efeito do atraso e da aceleração na propagação de trincas. Os resultados numéricos do modelo são comparados com resultados experimentais produzidos em laboratório. Ao final do trabalho, esta metodologia pode contribuir para a construção de uma plataforma *open-source* relacionada ao fenômeno da fadiga, de forma a fornecer análises independentes de programas fechados que em geral são pagos e sem possibilidade de expansão de sua funcionalidade pelo usuário. Esta metodologia pode ser utilizada em diversas áreas, além da indústria aeronáutica, onde é necessário o aprimoramento no desenvolvimento de novos critérios de projeto. O mecanismo de retardo de propagação de trincas permite que os critérios de projeto, considerando fadiga, sejam otimizados e realistas, evitando margens de segurança excessivas no projeto de um componente ou estrutura..

**Palavras-chave:** Ligas de alumínio; Propagação de trincas por fadiga; Fratura.

## SIMULATION OF THE FATIGUE CRACK PROPAGATION ON AERONAUTICAL ALUMINUM ALLOYS UNDER STANDARDIZED LOADS SEQUENCES

### Abstract

This work proposes to evaluate the effect of retardation and acceleration on crack propagation in aeronautical grade aluminum alloys, subject to a history of loading of constant and variable amplitudes, through numerical simulation, using real sequences of standardized loads. For the development of the model, the concepts of fracture mechanics and fatigue are used to create an algorithm, named Propag\_Lameff, developed to evaluate the effect of delay and acceleration on crack propagation. The numerical results of the model are compared with experimental results produced in the laboratory. At the end of the work, this methodology may contribute to the construction of an open-source platform related to the phenomenon of fatigue, in order to provide independent analysis of closed programs that in generally they are paid and without the possibility of expanding their functionality by the user. This methodology can be used in several areas, in addition to the aeronautical industry, where the improvement in the development of new design criteria is necessary. The crack propagation delay mechanism allows the design criteria, considering fatigue, to be optimized and realistic, avoiding excessive safety margins in the design of a component or structure..

**Keywords:** Aluminum alloys; Fatigue crack propagation; Fracture.

- <sup>1</sup> *Engenheiro Mecânico, Doutorando em Engenharia e Ciência de Materiais pela Universidade Federal do Ceará, Laboratório de Mecânica da Fratura e Fadiga - LAMEFF, Fortaleza, Ceará, Brasil.*
- <sup>2</sup> *Engenheiro Civil, Professor Doutor do Departamento de Engenharia Metalúrgica e de Materiais da Universidade Federal do Ceará, Laboratório de Mecânica da Fratura e Fadiga - LAMEFF, Fortaleza, Ceará, Brasil.*
- <sup>3</sup> *Engenheiro Mecânico, Professor Doutor da Universidade de São Paulo, Campus de Lorena, Departamento de Engenharia de Materiais, Lorena, São Paulo, Brasil.*
- <sup>4</sup> *Engenheiro Químico, Professor Doutor da UNIFESSPA - Universidade Federal do Sul e Sudeste do Pará, Marabá, Pará, Brasil.*

## 1 INTRODUÇÃO

O desenvolvimento e aplicação de novos materiais na indústria aeronáutica vem ao longo dos anos acompanhando as necessidades e evoluções das filosofias de projeto do setor, cada vez mais exigentes, pautadas na eficiência, durabilidade, confiabilidade e segurança das aeronaves, desde o uso da madeira e tecidos, na década de 1910, na construção das primeiras aeronaves; até a fabricação de aeronaves totalmente metálicas, predominantemente feitas em alumínio, no período da Segunda Guerra Mundial. Desde o final da década de 1920, o alumínio está presente na configuração dos projetos, com a sua aplicação aumentada, quase de forma exponencial e sendo, atualmente, o material mais importante na indústria aeronáutica e aeroespacial. Possui características vantajosas, como baixo peso e densidade, boa resistência mecânica, boas propriedades de elasticidade e plasticidade, se adaptando bem aos processos de conformação mecânica, além de boas propriedades contra corrosão.

Na década de 1950, diversos acidentes aéreos foram ocasionados pelo processo de fadiga do material, o que levou países a investirem maiores recursos, humanos e financeiros, para entenderem o problema. A fadiga é o fenômeno de falha de um material sob transformações no tempo, quando este está sujeito a flutuações de carregamentos. Como ferramenta para avaliação de fadiga com a filosofia de projeto tolerante ao dano, a Mecânica da Fratura é a área de estudo da engenharia que ajuda a quantificar e solucionar problemas devido à presença de uma trinca em um componente sujeito a solicitações de carregamento, fornecendo parâmetros que caracterizam a capacidade da trinca de se propagar.

Importante ressaltar que o objetivo deste trabalho foi estudar e propor uma metodologia consistente de aplicação de métodos numéricos analíticos, para avaliação da propagação trincas sob condições de carregamento de amplitude constante e carregamentos com amplitude variável padronizado. O modelo proposto foi escrito em C++ e corrige as curvas de crescimento da trinca aplicando os efeitos de retardo e aceleração de propagação.

Esta pesquisa é importante para contribuir na construção de uma plataforma em código aberto e relacionada ao fenômeno de fadiga, de modo a propiciar análises independentes dos programas fechados, que em geral são pagos e sem a possibilidade de expandir as suas funcionalidades por parte do usuário. Esta metodologia poderá ser utilizada em diversas áreas, além da indústria aeronáutica, onde o aperfeiçoamento no desenvolvimento de novos critérios de projeto se faz necessário. O mecanismo de fechamento de trinca, permite que os critérios de projeto, considerando fadiga, sejam otimizados e realistas, evitando excessivas margens de segurança na concepção de um componente ou estrutura.

### 1.1 Carregamentos Padronizados em Aeronaves

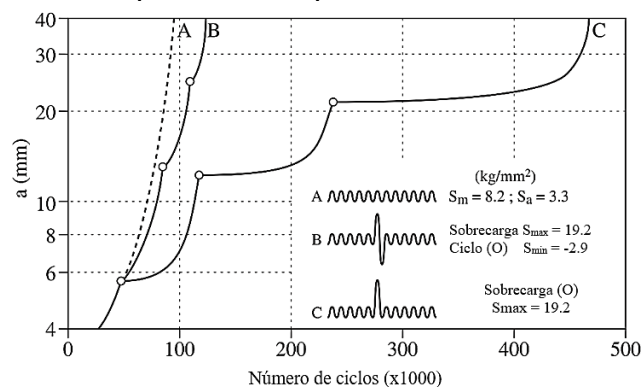
O GENESIS é um software utilizado na geração de carregamentos padronizados, ou seja, gera sequências de cargas padronizadas, que podem ser utilizadas em programas de teste de fadiga para fornecer cargas representativas para análises comparativas de materiais, soluções de projeto, incluindo-se técnicas de previsão de vida a fadiga e verificação de modelos de crescimento de trincas.

Ao padronizar essas sequências de carregamentos, é possível comparar dados de teste de fadiga de amplitude variável e resultados de previsão de vida de várias origens, com a sequência de carga de amplitude variável aplicada. Os resultados

dos testes obtidos com essas sequências de carga padronizadas também podem ser usados para estimativas de vida preliminar, para espectros de carga semelhantes aos espectros padronizados. O padrão tipo TWIST é representativo do histórico de cargas na raiz da asa de uma aeronave de transporte comercial, e o tipo FALSTAFF, é representativo do histórico de cargas na raiz da asa de um avião de caça ou militar.

## 1.2 Efeitos de interação de cargas

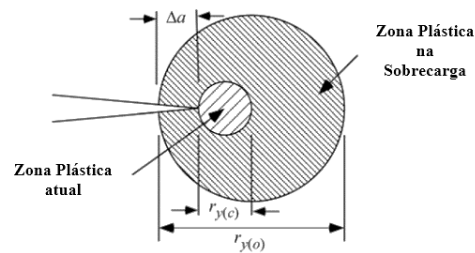
No início da década de 1960, o efeito de interação entre ciclos foi primeiramente reconhecido por [1] e [2], onde a aplicação de uma única sobrecarga trativa (*overload*) causou uma redução na taxa de crescimento da trinca. Este fenômeno foi chamado de retardo de trinca, cujo efeito permanece por um certo período de ciclos após a aplicação da sobrecarga [3], (Figura 1). O número de ciclos atuantes neste período está relacionado ao tamanho da zona plástica na ponta da trinca produzida pela sobrecarga, ou seja, quanto maior o tamanho da zona plástica, maior a duração do efeito de retardo. Conforme [4], amostras finas que estão sujeitas a um estado plano de tensão, ou materiais com baixa tensão de escoamento, desenvolvem maiores tamanhos de zonas plásticas na ponta da trinca.



**Figura 1:** Retardo e aceleração de propagação de trincas provocados por sobrecargas positiva (C) e positivo-negativa (B)

## 1.3 Modelo de retardo de Wheeler

Este modelo tem sido amplamente usado na literatura e é o modelo mais conhecido dos modelos de retardo causados por sobrecargas. Este modelo assume que enquanto a zona plástica de um carregamento estiver embutida na zona plástica de uma sobrecarga, o retardo depende da distância da fronteira da zona plástica da sobrecarga à ponta da trinca. O retardo é máximo logo após a sobrecarga e deixa de existir quando a fronteira da zona plástica da trinca chega à da sobrecarga [5], (Figura 2).



**Figura 2:** Modelo de Wheeler para crescimento de uma trinca de fadiga após uma sobrecarga

O modelo de Wheeler contém um fator de retardo  $\Phi_R$  que é uma função da quantidade relativa de crescimento da trinca na zona de sobrecarga.

$$\Phi_R = \left( \frac{\Delta a + r_{y(c)}}{r_{y(o)}} \right)^\gamma \quad (1)$$

Onde  $\gamma$  é um parâmetro de ajuste. A taxa de crescimento de trinca é reduzida de um valor de referência por  $\Phi_R$ :

$$\left( \frac{da}{dN} \right)_R = \Phi_R \frac{da}{dN} \quad (2)$$

O tamanho da zona plástica devido à sobrecarga pode ser estimado a partir da seguinte expressão:

$$r_{y(o)} = \frac{1}{\beta\pi} \left( \frac{K_o}{\sigma_{YS}} \right)^2 \quad (3)$$

onde  $K_o$  é a intensidade de tensão no pico de sobrecarga,  $\beta = 2$  para tensão plana e  $\beta = 6$  para deformação plana. O tamanho da zona plástica que corresponde ao  $K_{max}$  atual é dado por:

$$r_{y(c)} = \frac{1}{\beta\pi} \left( \frac{K_{max}}{\sigma_{YS}} \right)^2 \quad (4)$$

## 2 MATERIAIS E MÉTODOS

### 2.1 Liga de Al 7475-T7351

A Liga de Alumínio 7475-T7351 é uma liga que foi desenvolvida para combinar boas propriedades de tenacidade à fratura e resistência à corrosão, sendo muito usual para construção de fuselagens de aeronaves e outras estruturas. Foi estudada anteriormente [6], onde foi discutido o estudo da inferência de carregamento e a reconstrução fractográfica da taxa de propagação da trinca por fadiga em histórias de voos padronizados simulados do tipo Twist, mini-Twist, Falstaff e mini-Falstaff. As propriedades mecânicas do material foram obtidas através dos ensaios de tração (Tabela 1), dureza, análise química e metalográfica, além de realizados ensaios de amplitude constante de carregamento em corpos de prova com geometria tipo C(T) extraídos de um bloco com dimensões (800 x 500 x 100 mm).

**Tabela 1.** Resultados dos ensaios de tração nas direções L-T e T-L da Liga de Alumínio 7475-T7351, (Norma ASTM E8M – 2000)

CP	$\phi$ (mm)	A (mm <sup>2</sup> )	Sr (MPa)	Se (MPa)	RA (%)	$\Delta L^a$ (%)	E (GPa)
L-T	6,052	28,77	469,8	395,1	19	16,55	71

T-L	5,990	28,23	472,2	398,3	15	11,18	73
-----	-------	-------	-------	-------	----	-------	----

<sup>a</sup> L<sub>0</sub> = 25,0 mm (comprimento base de medida)

Os resultados dos ensaios realizados de tenacidade à fratura da liga de alumínio 7475-T7351 nas direções L-T e TL são apresentados abaixo (Tabela 2):

**Tabela 2.** Resultados de ensaios de tenacidade à fratura da Liga de Alumínio 7475-T7351

Orientação do CP	Valor médio K <sub>Ic</sub> (MPa.m <sup>0,5</sup> )
L-T	50,5
TL	37,1

## 2.2 Liga de Al 2050-T84

A Liga de Alumínio AA2025-T84 pertence à terceira geração das ligas de alumínio-cobre-lítio e foi desenvolvida para aplicações militares e aeroespaciais. A denominação T84 indica solução tratada termicamente, trabalhada a frio (4% de redução) e envelhecida artificialmente. A liga apresenta alta resistência a sollicitações estáticas e boa tolerância ao dano. É recomendada na fabricação de peças que exigem alta resistência mecânica e altos níveis de tenacidade, como as partes inferiores das asas de aeronaves. No que diz respeito às propriedades mecânicas, abaixo são apresentados (Tabela 4) os dados usados como entrada para as simulações numéricas.

**Tabela 3.** Propriedades mecânicas da Liga de Alumínio 2050-T84

$\sigma_u$ (MPa)	$\sigma_y$ (MPa)	E (GPa)	K <sub>Ic</sub> (MPa.m <sup>1/2</sup> ) LT	K <sub>Ic</sub> (MPa.m <sup>1/2</sup> ) TL
511,00	472,00	75,00	41,90	32,50

## 2.3 Algoritmo para propagação de trincas considerando o efeito de retardo

Nesta pesquisa, foi desenvolvido um algoritmo escrito em linguagem C++, denominado Propag\_Lameff, para a avaliação de FCG (*Fatigue Crack Growth*), semelhante a outros programas com a mesma finalidade, só que com a vantagem de ter código aberto para implementações de acordo com as necessidades do usuário. O programa foi elaborado, inicialmente, para avaliar a propagação de trincas em corpos de prova com geometrias do tipo compacto C(T) e trinca central M(T), mas nada impede de serem implementadas, com razoável facilidade, outras opções de geometrias. Para isto, devem ser incluídas novas funções de correção da geometria, expressas como polinômios  $f(a/w)$  que estão disponíveis na literatura.

O programa tem a opção de entrada de dados de carregamentos externos (kN) ou a entrada direta de valores dos fatores de intensidade de tensão K (MPa.m<sup>1/2</sup>) em forma de pico e vale que podem ser obtidos, por exemplo, através de softwares de elementos finitos. Importante salientar que o programa foi escrito de forma que a lista de entrada de carregamentos ou fatores de intensidade de tensão, iniciem sempre com P<sub>min</sub> ou K<sub>min</sub> e finalizem com P<sub>max</sub> ou K<sub>max</sub>, a fim de manter a coerência de cálculo do  $\Delta K$ .

O programa possibilita também avaliar o crescimento de trincas utilizando a Lei de Paris ou a Equação de Walker, onde esta última leva em consideração o efeito da razão de carga R nos resultados de propagação. Outras equações ou regras de crescimento podem ser implementadas, mas para fins de análise desta pesquisa, atenderam bem às expectativas desejadas. Para valores de  $\Delta K$  menores que o limiar

de propagação  $\Delta K_{th}$ , o programa considera, nestes ciclos, uma parada de trinca e  $da/dN = 0$ . Por este motivo, apesar de parecer óbvio, bom ressaltar que em um carregamento alternado de amplitude constante cujo  $\Delta K < \Delta K_{th}$ , não obteremos resultados de crescimento de trinca e o valor inicial  $a_i$  manter-se-á inalterado até o fim da simulação. Em uma outra situação, se em algum ciclo o valor do fator de intensidade de tensão for igual à ou superior à tenacidade à fratura do material, ou seja,  $K_i \geq K_c$ , a simulação é finalizada. A rotina também é finalizada se o valor do tamanho da trinca no ciclo atingir o valor crítico previamente indicado, ou seja,  $a_i = a_c$ .

O efeito de retardo de propagação da trinca, quando sujeita a uma sobrecarga trativa, também pode ser avaliado no programa. O algoritmo utiliza como base o modelo de Wheeler, porém, com algumas modificações propostas. O modelo numérico proposto implementa ao modelo original de retardo de Wheeler, um parâmetro de entrada no algoritmo, definido como fator de sobrecarga ( $fsc$ ). Com este fator, picos de carregamentos subsequentes são avaliados previamente pelo programa para identificar se ocorreu ou não uma sobrecarga e, desta forma, evitar cálculos desnecessários com variações de retardos desprezíveis. Pode ser utilizado como um parâmetro de ajuste das curvas de simulação de crescimento das trincas, às curvas experimentais obtidas em laboratório. Considerando  $K_{max(i)}$  o fator de intensidade de tensão no pico do ciclo atual e  $K_{max(i-1)}$  o fator de intensidade de tensão no pico do ciclo anterior, o algoritmo avalia a cada ciclo o valor da razão  $\frac{K_{max(i)}}{K_{max(i-1)}}$  e compara com o fator ( $fsc$ ), sempre  $\geq 1$ , que é um parâmetro de entrada

definido pelo usuário. Se durante o ciclo o cálculo satisfaz a condição  $\frac{K_{max(i)}}{K_{max(i-1)}} > fsc$ , então o programa calcula o fator de retardo da trinca  $\Phi_R$  do modelo de Wheeler, devido ao efeito dessa sobrecarga. Se a condição não é satisfeita, o programa atribui o valor de  $\Phi_R = 1$ .

Caso o usuário deseje desconsiderar o efeito da sobrecarga na simulação, deverá atribuir o valor de  $fsc = +9999$ .

## 2.4 Algoritmo para propagação de trincas considerando o efeito de aceleração

Para avaliação do efeito de aceleração da trinca, foi proposto um modelo de função que considera o efeito de aceleração da trinca quando sujeita a uma subcarga na história de carregamentos. Para isto, o algoritmo avalia a cada ciclo o valor da razão  $\frac{K_{min(i)}}{K_{min(i-1)}}$  e compara com um fator denominado “fator de subcarga” ( $fsc_{sub}$ ) que é definido pelo usuário com base em dados experimentais. Se durante o ciclo o cálculo satisfaz a condição  $\frac{K_{min(i)}}{K_{min(i-1)}} < fsc_{sub}$  o programa calcula um outro fator de aceleração da trinca  $\Phi_{acc}$  devido ao efeito dessa subcarga. Caso contrário, o programa atribui o valor de  $\Phi_{acc} = 1$ .

A função  $\Phi_{acc}$  foi definida pela seguinte equação:

$$\Phi_{acc} = \beta - \Theta \frac{K_{min(i)}}{K_{min(i-1)}} \quad (5)$$

Onde,

$\Phi_{acc}$  = fator de aceleração da trinca;

$\beta$  e  $\Theta$  = constantes de ajuste;

$K_{min(i)}$  = fator de intensidade de tensão mínimo no ciclo atual

$K_{min(i-1)}$  = fator de intensidade de tensão mínimo no ciclo anterior

$fsc_{sub}$  = parâmetro de entrada definido pelo usuário ( $fsc_{sub}$ ) e valor  $< 1,0$

Caso o usuário deseje desconsiderar o efeito de subcarga na simulação, deverá atribuir o valor de  $fsc_{sub} = -9999$ .

Podemos observar que quanto maior for o valor de  $\beta$ , maior será o valor de  $\Phi_{acc}$  e maior o efeito da aceleração. Da mesma forma, quanto menor for o valor de  $\frac{K_{min(i)}}{K_{min(i-1)}}$ , maior será o efeito da subcarga e, conseqüentemente, maior aceleração de crescimento da trinca.

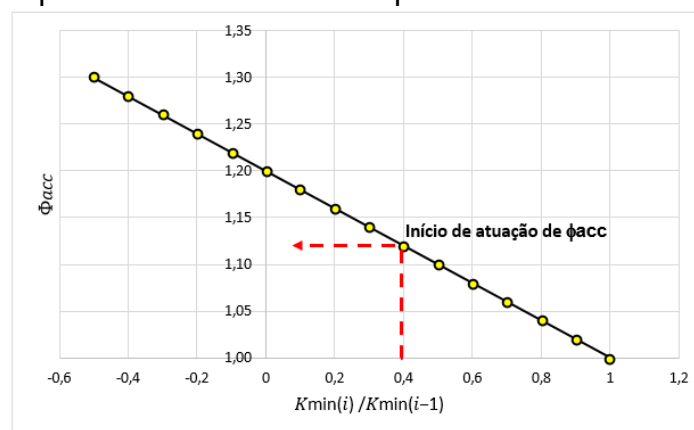
Após definidos os modelos de retardo e aceleração de trinca, a regra de propagação de Paris  $\left(\frac{da}{dN}\right)$  pode ser reescrita, pelas seguintes expressões:

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_R = \frac{da}{dN} \cdot \Phi_R \quad \text{Considera o efeito de retardo de propagação} \quad (6)$$

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_{acc} = \frac{da}{dN} \cdot \Phi_{acc} \quad \text{Considera o efeito de aceleração de propagação} \quad \text{Eq. (3Q7)}$$

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_{R-acc} = \frac{da}{dN} \cdot \Phi_R \cdot \Phi_{ACC} \quad \text{Considera o efeito de retardo e aceleração de propagação} \quad (8)$$

Como exemplo, plotou-se a curva  $\left(\Phi_{acc} \times \frac{K_{min(i)}}{K_{min(i-1)}}\right)$  para  $\beta = 1,2$  e  $\Theta = 0,2$ . Caso o fator de subcarga  $fsc_{sub}$  definido pelo usuário seja igual a 0,4, então todos os ciclos cuja razão de carregamento  $\frac{K_{min(i)}}{K_{min(i-1)}} < 0,4$  estarão sujeitos a uma aceleração da trinca. A Figura 3 representa o referido exemplo.



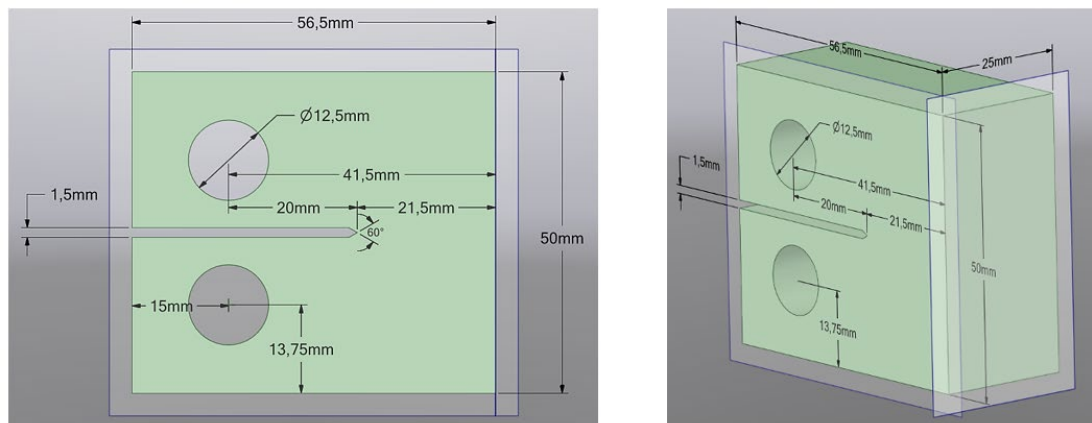
**Figura 3.** Curva de aceleração da trinca  $\left(\Phi_{acc} \times \frac{K_{min(i)}}{K_{min(i-1)}}\right)$  para  $\beta = 1,2$ ;  $\Theta = 0,2$ ;  $fsc_{sub}=0,4$  (Fonte: o Autor)

Em resumo, a metodologia de uso do programa consiste, basicamente, em escolher o tipo do corpo de prova a ser analisado, C(T) ou M(T), definir as dimensões, definir as propriedades do material analisado, entrar com o espectro de carregamentos, definir a regra de crescimento de trinca, Paris ou Walker e definir os fatores de sobrecarga e subcarga, caso deseje avaliar o efeito de retardo e aceleração da trinca.



## 2.5 GRUPO I de análise

Simulações numéricas realizadas com base em ensaios de amplitude constante de carregamento em corpos de prova com geometria tipo C(T) extraídos de um bloco de liga de alumínio de grau aeronáutico SAE AMS 7475 T7351, com distintos valores crescentes de razão de carregamento, R (0,1 / 0,3 / 0,5 / 0,7 e 0,8),  $\Delta P$  constante e direção L-T. Ensaios do tipo  $da/dN \times \Delta K$  conforme ASTM-E647 (1993) com  $\Delta P$  constante e R crescente para obtenção dos estágios II e III da curva de propagação de trinca. Nas simulações a equação de Walker descreve bem a região II ou região de Paris da curva. A figura 4 apresenta as dimensões do corpo de prova utilizado, denominado CP1.



**Figura 4.** Definições geométricas de CP1 (Fonte: o Autor)

Os parâmetros dimensionais, razões de carga e respectivas constantes C e m do ensaio, bem como os valores de variação do fator de intensidade de tensão críticos estão organizados na Tabela 4. Os ensaios e simulações foram realizados na orientação L-T com predominância de estado plano de deformação (EPD).

**Tabela 4.** Tabela com parâmetros de simulações do GRUPO I, (Fonte: o Autor)

MATERIAL	DIM.	(mm)	FORMA ORIGINAL	Carregamento	Razão de Carga		Constantes da Eq. Paris			$\Delta K_c$ MPa.m <sup>1/2</sup>	TIPO DE CP	CONDIÇÃO	DIREÇÃO
					R	C	m						
Liga Al 7475- T7351	B	25	BLOCO	Amplitude constante	R	0,1	1,43E-07		3,024	30,14	C(T)	EPD	LT
	W	41,5				0,3	1,35E-07		3,061	28,98			
	a	20				0,5	3,42E-07	m	2,874	22,03			
	a/W	0,48				0,7	3,56E-07		3,051	12,83			
						0,8	4,21E-07		2,932	8,27			

## 2.6 GRUPO II de análise

Simulações numéricas realizadas com base nos ensaios do tipo  $d2a/dVoos \times \Delta K$  conforme ASTM-E647 (1993) em corpo de prova tipo M(T) da Liga Al 2050 T84 com carregamentos variáveis de voos padronizados pela NRL do tipo mini-FALSTAFF. Nas simulações utilizou-se a equação de Paris e a equação de Walker com variação do parâmetro  $\gamma$  para o crescimento de trinca, o modelo de Wheeler para considerações do efeito de retardo devido a possíveis sobrecargas, bem como a consideração do efeito de aceleração de trinca após subcargas. A Figura 5 apresenta as dimensões do corpo de prova utilizado CP2.

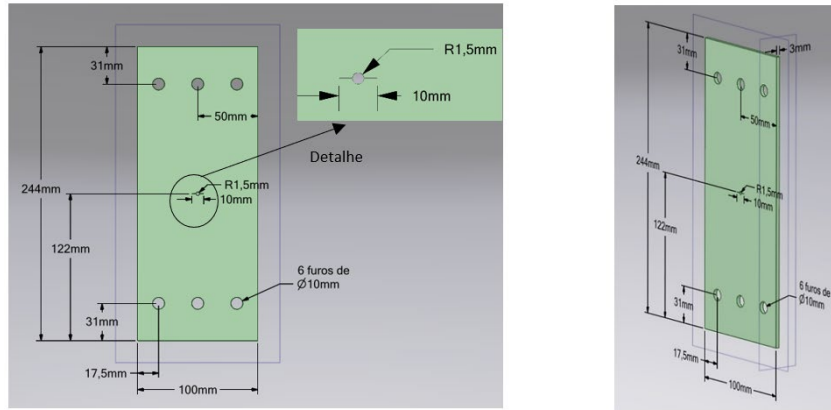


Figura 5. Definições geométricas de CP2, (Fonte: o Autor)

## 2.7 Resultados e discussão das simulações para o GRUPO I

A Figura 6 e a Figura 7 apresentam, respectivamente, para os valores crescentes de R do Grupo I, a sobreposição das curvas de simulação numérica com as curvas experimentais; e as curvas sobrepostas de simulação do crescimento da trinca versus o número de ciclos.

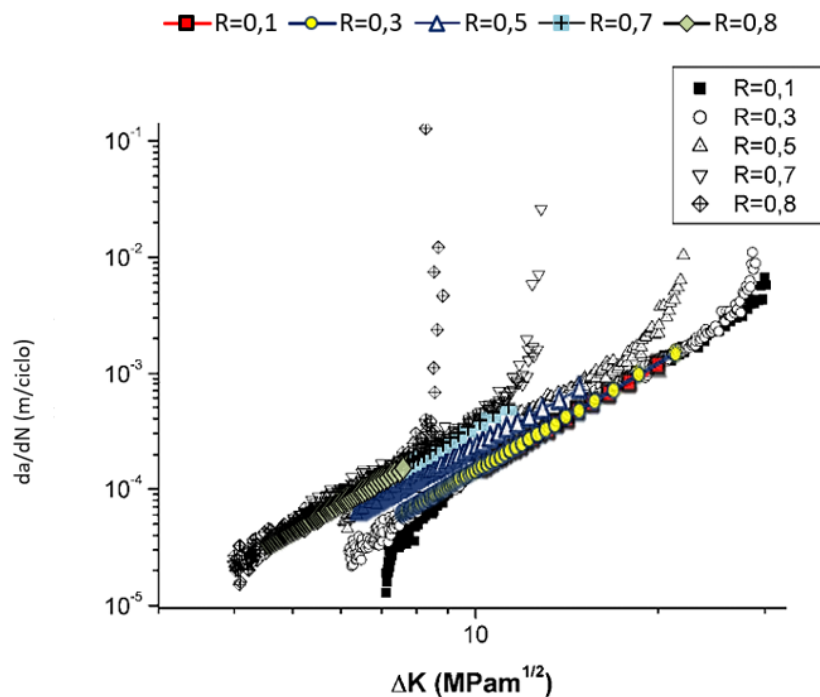
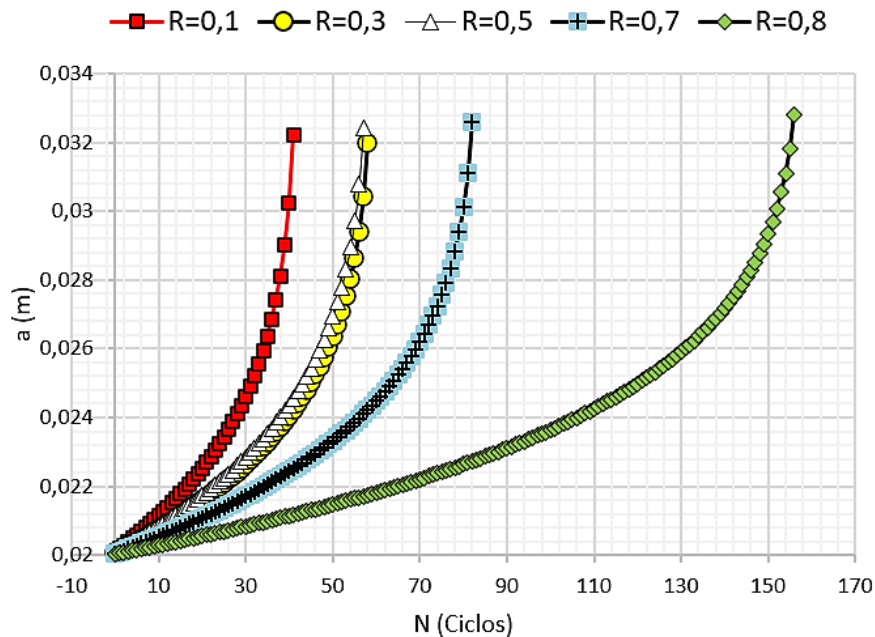


Figura 6. Curvas experimentais e de simulação das taxas de crescimento da trinca vs a variação do fator de intensidade de tensão ( $da/dN \times \Delta K$ ), Liga 7475 T7351, (R crescente – LT – Grupo I) – Região de Paris

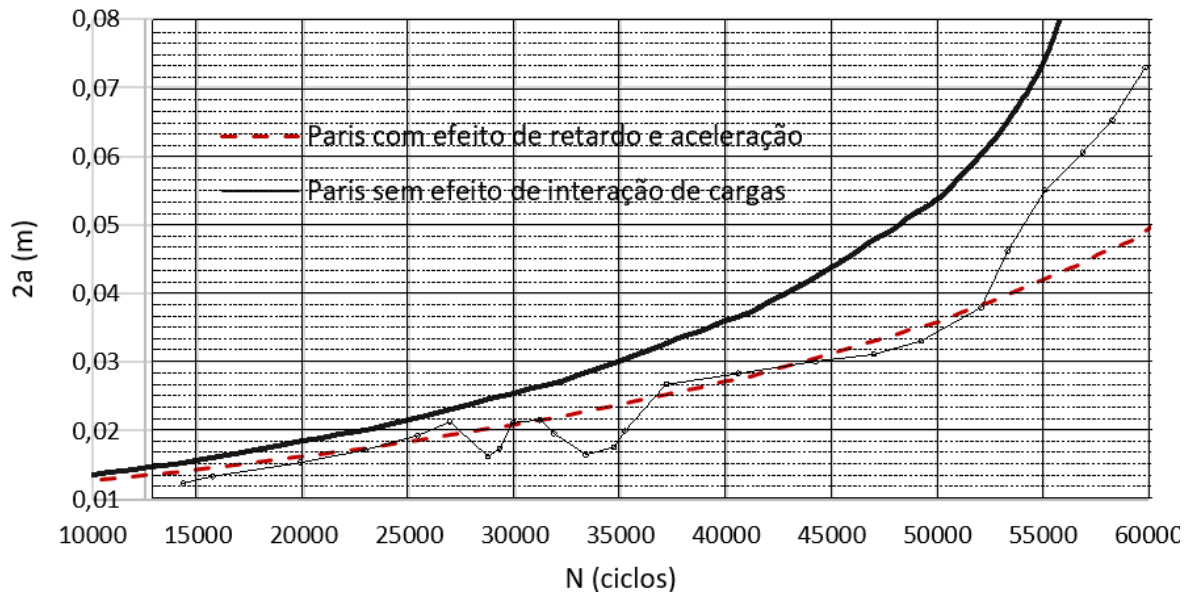


**Figura 7.** Curvas de simulação de crescimento da trinca ( $a \times N$ ), Liga 7475 T7351, (R crescente – LT – Grupo I)

Claramente se observou uma excelente correlação entre os resultados obtidos nas simulações numéricas e os resultados obtidos experimentalmente, principalmente na região de Paris. Um outro ponto importante, observou-se que o algoritmo também simulou de maneira coerente e satisfatória as variações crescentes da razão de carga  $R$ , se ajustando conforme o comportamento real do material.

## 2.8 Resultados das simulações para o GRUPO II

A Figura 8 apresenta as curvas de crescimento de trinca por fadiga para as seguintes situações: simulação realizada pelo algoritmo Propag\_Lameff (Paris com e sem efeitos de interação de cargas); e a curva experimental obtida previamente em laboratório, em função do número de ciclos ( $N$ ) sob carregamento do voo mini-FALSTAFF. O voo mini-FALSTAFF é um voo reduzido do carregamento padronizado FALSTAFF, representativo do histórico de cargas variáveis na raiz da asa de um avião de caça ou militar. Para este ensaio, observou-se que o CP rompeu com aproximadamente 60 mil ciclos e comprimento de trinca ( $2a = 75$  mm), porém, comparando com os resultados obtidos numericamente, verificou-se que a curva de crescimento de trinca utilizando a regra de Paris sem o efeito de interação de cargas se torna muito conservadora, não sendo apropriada para uso em projetos, enquanto que a curva de simulação considerando os parâmetros de retardo e aceleração de trinca, os resultados numéricos se aproximaram de forma satisfatória até o 53 mil ciclos com comprimento de trinca igual a 35 mm, quando, a partir deste ponto, a curva experimental passa a ter um crescimento mais acentuado. De toda forma, a curva numérica teve uma boa correlação com a curva experimental numa faixa de comprimento de trinca detectável de operação de um componente.



**Figura 8.** Curva de crescimento de trinca - simulação Propag\_Lameff (Paris com e sem efeitos de interação de cargas) x curva experimental, em função do número de ciclos (N) sob carregamento do voo mini-FALSTAFF

### 3 CONCLUSÃO

Neste trabalho foi desenvolvido um algoritmo para prever o crescimento de trincas de fadiga em ligas de alumínio considerando o efeito de retardo e aceleração devido à plasticidade induzida na ponta da trinca. Primeiramente, foram realizadas simulações numéricas e comparadas com ensaios de amplitude constante de carregamento em corpos de prova com geometria tipo C(T) extraídos de um bloco de liga de alumínio de grau aeronáutico SAE AMS 7475 T7351, com distintos valores crescentes de razão de carregamento, R (0,1 / 0,3 / 0,5 / 0,7 e 0,8),  $\Delta P$  constante e direção L-T, onde se observou uma excelente correlação entre os resultados obtidos nas simulações numéricas e os resultados obtidos experimentalmente, para diferentes valores de R. Em uma segunda etapa, foram realizadas simulações com dados de entrada de carregamentos de amplitude variável padronizados do tipo mini-FALTAFF, com base nos ensaios do tipo  $d2a/dVoos \times \Delta K$ , conforme ASTM-E647 em corpo de prova tipo M(T) da liga de alumínio grau aeronáutico 2050 T84. Nas simulações se utilizou a equação de Paris e a equação de Walker, com a variação do parâmetro  $\gamma$  para o crescimento de trinca; o modelo de Wheeler para considerações do efeito de retardo devido a possíveis sobrecargas; bem como a consideração do efeito de aceleração de trinca após subcargas. Verificou-se que a análise do crescimento de trinca utilizando a regra de Paris sem o efeito de interação de cargas se torna muito conservadora, não sendo apropriada para uso em projetos; enquanto que na simulação considerando os parâmetros de retardo e aceleração de trinca, os resultados numéricos se aproximaram de forma satisfatória até os 53 mil ciclos com comprimento de trinca igual a 35 mm, quando, a partir deste ponto, a curva experimental passa a ter um crescimento mais acentuado. De toda forma, a curva numérica teve uma boa

correlação com a curva experimental numa faixa de comprimento de trinca detectável de operação de um componente. Constatou-se que o mecanismo de fechamento de trinca, permite que os critérios de projeto, considerando fadiga, sejam otimizados e realistas, evitando excessivas margens de segurança na concepção de um componente ou estrutura.

## REFERÊNCIAS

- 1 SCHIJVE, J., Fatigue crack propagation in light alloy sheet material and structures. *Advances in Aero Sciences*, Vol. 3. 1960.
- 2 CHRISTENSEN, R. H.; DENKE, P. H., Crack Strength And Crack Propagation Characteristics of High Strength Metals. Period Covered August 1, 1960-May 31, 1961. Douglas Aircraft Co., Inc., Long Beach, Calif., 1961.
- 3 BATHIAS, C., PINEAU, A., *Fatigue of Materials and Structures: Application to Damage and Design*, Wiley, ISBN 9781118616895, 2013.
- 4 BANNANTINE, J. A., CORNER, J. J.; HANDCROCK, J. L., *Fundamentals of Metal Fatigue Analysis*, Prentice-Hall, 1990 ISBN 0-13-340191-X.
- 5 ANDERSON, T. L., *Fracture mechanics Fundamentals and Applications*, Fourth Edition, Taylor & Francis Group, 2017.
- 6 RÜCHERT, C. O. F. T., *Estudo da inferência de carregamento em histórias de voos simulados na liga de Al aeronáutico SAE-AMS 7475 T7351*. Tese (Doutorado), São Carlos: Universidade de São Paulo, 2007. |