



UNIVERSIDADE FEDERAL DO CEARÁ
CENTRO DE TECNOLOGIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA METALÚRGICA E DE MATERIAIS
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA E CIÊNCIA DE
MATERIAIS

MARCOS FÁBIO VERÍSSIMO MONTEZUMA

SIMULAÇÃO DO EFEITO DE RETARDO E ACELERAÇÃO DE
PROPAGAÇÃO DE TRINCAS PARA PREVISÃO DE VIDA À FADIGA DE
LIGAS DE ALUMÍNIO 2050-T84 E 7475-T7351 DE GRAU AERONÁUTICO

FORTALEZA

2022

MARCOS FÁBIO VERÍSSIMO MONTEZUMA

SIMULAÇÃO DO EFEITO DE RETARDO E ACELERAÇÃO DE
PROPAGAÇÃO DE TRINCAS PARA PREVISÃO DE VIDA À FADIGA DE
LIGAS DE ALUMÍNIO 2050-T84 E 7475-T7351 DE GRAU AERONÁUTICO

Tese apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia e Ciência de Materiais da Universidade Federal do Ceará, como requisito parcial à obtenção do título de Doutor em Engenharia e Ciências de Materiais. Área de concentração: Processos de Transformação e Degradação dos Materiais.

Orientador: Prof. Dr. Enio Pontes de Deus.

Coorientador: Prof. Dr. Cassius Olívio Figueiredo Terra Rüchert.

FORTALEZA

2022

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação
Universidade Federal do Ceará
Sistema de Bibliotecas

Gerada automaticamente pelo módulo Catalog, mediante os dados fornecidos pelo(a) autor(a)

M766s Montezuma, Marcos Fábio Veríssimo.

Simulação do Efeito de Retardo e Aceleração de Propagação de Trincas para Previsão de Vida à Fadiga de Ligas de Alumínio 2050-T84 e 7475-T7351 de Grau Aeronáutico / Marcos Fábio Veríssimo Montezuma. – 2022.

268 f. : il. color.

Tese (doutorado) – Universidade Federal do Ceará, Centro de Tecnologia, Programa de Pós-Graduação em Engenharia e Ciência de Materiais, Fortaleza, 2022.

Orientação: Prof. Dr. Enio Pontes de Deus.

Coorientação: Prof. Dr. Cassius Olívio Figueiredo Terra Rüchert.

1. Ligas de alumínio aeronáutico. 2. Crescimento de trincas por fadiga. 3. Fechamento de trincas induzidas por plasticidade. 4. Modelagem numérica. 5. Previsão de vida à fadiga. I. Título.

MARCOS FÁBIO VERÍSSIMO MONTEZUMA

SIMULAÇÃO DO EFEITO DE RETARDO E ACELERAÇÃO DE
PROPAGAÇÃO DE TRINCAS PARA PREVISÃO DE VIDA À FADIGA DE
LIGAS DE ALUMÍNIO 2050-T84 E 7475-T7351 DE GRAU AERONÁUTICO

Tese apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia e Ciência de Materiais da Universidade Federal do Ceará, como requisito parcial à obtenção do título de Doutor em Engenharia e Ciências de Materiais.

Área de concentração: Processos de Transformação e Degradação dos Materiais.

Aprovada em: 26/05/2022.

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. Enio Pontes de Deus (Orientador)
Universidade Federal do Ceará (UFC)

Prof. Dr. Cassius Olívio Figueiredo Terra Rùchert
Universidade de São Paulo (USP)

Prof. Dr. Márcio Corrêa de Carvalho
Universidade Federal do Sul e Sudeste do Pará (UNIFESSPA)

Prof. Dr. Hamilton Ferreira Gomes de Abreu
Universidade Federal do Ceará (UFC)

Prof. Dr. Marcelo José Gomes da Silva
Universidade Federal do Ceará (UFC)

Dedico este trabalho a Deus, que me deu forças para vencer todas as dificuldades.

Ao meu pai Marcos Montezuma (in memorian) e à minha querida mãe Lenilce Veríssimo, com todo o meu amor e gratidão.

À minha querida esposa e grande companheira Bárbara. Aos meus amados filhos Lenise, Michel, Elita e Giovanna.

Aos meus irmãos Augusto, Carolina, Rodrigo e Talita.

Aos meus avós Veríssimo e Cleide (in memorian).

Aos meus sogros Josefina Osório e Luís Xavier.

À toda minha família.

AGRADECIMENTOS

Ao professor Dr. Enio Pontes de Deus, pelo convite feito para iniciarmos essa importante jornada de pesquisa, pela excelente orientação, pelo apoio e incentivo nos momentos difíceis.

Ao professor Dr. Cassius Olívio Figueiredo Terra Rüchert, pela coorientação no trabalho desenvolvido, pelas valiosas colaborações e sugestões, pelo apoio incondicional ao longo dos anos.

Aos professores participantes da banca examinadora Dr. Márcio Corrêa de Carvalho, Dr. Hamilton Ferreira Gomes de Abreu e Dr. Marcelo José Gomes da Silva pelo tempo despendido na avaliação deste trabalho, pelas valiosas colaborações e sugestões.

Aos pesquisadores Raimundo Amorim e Aline Chemin pela troca de experiências e contribuições realizadas ao longo deste trabalho.

À minha esposa Bárbara por ter me apoiado durante toda a execução deste trabalho, com muito amor e paciência, essencial para manter um ambiente saudável e produtivo, sem o qual não conseguiria conduzir esta pesquisa.

Aos meus filhos Lenise, Michel, Elita e Giovanna que sempre me motivaram e apoiaram a seguir em frente, mesmo diante das dificuldades.

Ao amigo Marcelo Aragão e Silva Filho pela importante contribuição e apoio na elaboração do código computacional utilizado neste trabalho.

Aos amigos Dielson, Lucas Tejero, Luiz Pimentel e Francisco Claudioberto, que sempre me incentivaram para a conclusão desta pesquisa.

À amiga Ívina Sampaio, pela formatação e revisão geral do trabalho.

A todos os colegas do Laboratório de Mecânica da Fratura e Fadiga – LAMEFF pelo apoio e compartilhamento de informações.

Ao gerente da Petrobras Distribuidora, Silveber de Castro e Silva, pelo apoio e flexibilização de horários para o cumprimento dos requisitos exigidos pelo Programa de Pós-Graduação em Engenharia e Ciência de Materiais.

À Coordenação do Programa de Pós-Graduação em Engenharia e Ciência de Materiais pela compreensão em momentos difíceis, principalmente no período de pandemia.

Em especial à minha mãe Lenilce Veríssimo pela importante contribuição na revisão deste trabalho e pelo apoio emocional.

“Somos o que pensamos. Tudo o que somos surge com nossos pensamentos. Com nossos pensamentos fazemos o nosso mundo”.

Buda

RESUMO

O estudo da previsão de vida e propagação de trincas em ligas de alumínio de grau aeronáutico é de grande importância no desenvolvimento de projetos na indústria aeroespacial. Este trabalho propôs a criação de um modelo numérico empírico, utilizando conceitos de mecânica da fratura e fadiga, e baseado em dados experimentais produzidos em pesquisas anteriores, para avaliar a propagação de trincas em ligas de alumínio 7475-T7351 e 2050-T84, considerando o efeito de interação e sequência de cargas. O modelo utilizou as equações de Paris-Erdogan e Walker modificada, e implementou uma modificação ao modelo de retardo induzido por plasticidade na ponta da trinca de Wheeler, para considerar o efeito de aceleração de trinca devido a uma subcarga. Nas simulações para a liga 7475-T7351, foram utilizadas sequências de carregamentos de amplitude constante, com razões de carregamento R crescentes (0,1 / 0,3 / 0,5 / 0,6 / 0,7 / 0,8); para a liga 2050-T84, foram utilizadas sequências reais de carregamentos padronizados, tipo mini-TWIST e mini-FALSTAFF. Por último, para avaliar o efeito de retardo e aceleração da trinca, foram realizadas simulações na liga 2050-T84 considerando carregamento de amplitude constante, seguido de pico de sobrecarga; e pico de sobrecarga + subcarga. Os resultados numéricos de amplitude constante foram comparados com os resultados experimentais, com outro programa comercial, e com simulação por meio do método dos elementos finitos. Para a liga 7475-T7351, as curvas de simulação $da/dN \times \Delta K$, mostraram uma excelente concordância com as curvas experimentais. Nas simulações da liga 2050-T84 com o padrão mini-TWIST, a curva de crescimento de trinca teve uma boa correlação com dados experimentais até 150000 ciclos de vida. Em simulações com o padrão mini-FALSTAFF a curva de crescimento de trinca teve uma boa correlação com dados experimentais até 27000 ciclos de vida. Em todas as simulações realizadas, a utilização da equação de Walker modificada com variação do parâmetro γ_R , junto com o modelo modificado de Wheeler, obteve os melhores resultados, quando comparados à utilização da equação de Paris-Erdogan sem o efeito de interação de cargas. Foi verificado que a aplicação de sobrecargas a cada 1000 ciclos em carregamento de amplitude constante, ocasionou a prorrogação da vida do CP em 6 vezes, sendo benéfico para a vida à fadiga do componente. Por outro lado, a aplicação da subcarga atuou como redutor da vida à fadiga. Espera-se que o modelo desenvolvido possa contribuir para a construção de uma plataforma em código aberto, 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. Desprezar os efeitos da interação de cargas, torna a análise de previsão de vida muito conservadora, não sendo adequada para uso em projetos atuais.

Palavras-Chave: Ligas de alumínio aeronáutico; Crescimento de trincas por fadiga; Fechamento de trincas induzidas por plasticidade; Modelagem numérica, Previsão de vida à fadiga.

ABSTRACT

The study of life prediction and crack propagation in aeronautical grade aluminum alloys is of great importance in the development of projects in the aerospace industry. This work proposed the creation of an empirical numerical model, using concepts of fracture mechanics and fatigue, and based on experimental data produced in previous research, to evaluate the propagation of cracks in aluminum alloys 7475-T7351 and 2050-T84, considering the interaction effect and charge sequence. The model used the Paris-Erdogan and modified Walker equations and implemented a modification to the Wheeler crack tip plasticity-induced retardation model, to account for the effect of crack acceleration due to an underload. In the simulations for alloy 7475-T7351, constant-amplitude loading sequences were used, with increasing loading ratios R (0.1 / 0.3 / 0.5 / 0.6 / 0.7 / 0.8); for alloy 2050-T84, real sequences of standardized loadings, mini-TWIST and mini-FALSTAFF type were used. Finally, to evaluate the effect of crack retardation and acceleration, simulations were performed on alloy 2050-T84 considering constant amplitude loading, followed by peak overload; and peak overload + underload. The numerical results of constant amplitude were compared with the experimental results, other commercial programs, and the simulation through the finite element method. For alloy 7475-T7351, the simulation curves $da/dN \times \Delta K$ showed excellent agreement with the experimental curves. In simulations of 2050-T84 alloy with the mini-TWIST pattern, the crack growth curve correlated well with experimental data up to 150,000 life cycles. In simulations with the mini-FALSTAFF pattern, the crack growth curve had a good correlation with experimental data up to 27000 life cycles. In all the simulations performed, the use of the modified Walker equation with a variation of the parameter γ_R , together with the modified Wheeler model, obtained the best results compared to the use of the Paris-Erdogan equation without the effect of load interaction. It was verified that the application of overloads every 1000 cycles in constant amplitude loading, caused the extension of the life of the CP 6 times, being beneficial for the fatigue life of the component. On the other hand, the application of the underload acted as a reducer of fatigue life. It is expected that the developed model can contribute to the construction of an open-source platform, related to the fatigue phenomenon, to provide independent analyzes of closed programs that are generally paid and without the possibility of expanding their functionalities by part of the user. This methodology can be used in several areas and the aeronautical industry, where improvement in the development of new design criteria is necessary. Neglecting the effects of the interaction of loads makes the life prediction analysis very conservative, not being suitable for use in current projects.

Keywords: Aeronautical aluminum alloys; Fatigue crack growth; Closure of plasticity-induced cracks; Numerical modeling; Fatigue life prediction.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1	- Análise do processo de fadiga	33
Figura 2	- Janela fraturada de um avião <i>Comet</i>	35
Figura 3	- Esboço ilustrando localizações críticas da aeronave B-47	35
Figura 4	- Procedimento de desenvolvimento estrutural conforme (AISIP)	36
Figura 5	- Dados de fadiga de amplitude de carga constante para amostras de liga de alumínio 7075-T6 com entalhes (raio = 0,25 mm)	37
Figura 6	- Representação da fase de iniciação de trincas por fadiga	37
Figura 7	- Definição das tensões em um carregamento de amplitude constante	38
Figura 8	- Influência da tensão média no limite de fadiga	39
Figura 9	- Representação do diagrama de Haigh	39
Figura 10	- Regra de Miner para acúmulo linear de dano	40
Figura 11	- Esquema de correção das curvas $\sigma_a \times \sigma_m$ para σ_{ari}	41
Figura 12	- Pirâmide de ensaios na indústria aeronáutica	42
Figura 13	- Representação esquemática da resistência da estrutura da aeronave para diferentes filosofias de projeto	44
Figura 14	- Taxa anual de acidentes por milhão de decolagens no mundo (1959 a 1996)	47
Figura 15	- Origem dos problemas em aeronaves que levaram a acidentes entre 1959 e 1996	47
Figura 16	- Frequência de mecanismos de falhas, (%)	48
Figura 17	- Mecanismos, fases e parâmetros de controle no processo de iniciação e propagação de uma trinca	49
Figura 18	- Placa infinita com trinca 2a	50
Figura 19	- Modos básicos de carregamentos e aberturas de trincas	51
Figura 20	- Representação das componentes de tensão na frente da trinca	52
Figura 21	- Definição da expressão da Integral- J	54
Figura 22	- Comportamento típico de crescimento de trinca por fadiga em metais	58
Figura 23	- Sequência típica de ensaio de propagação de trinca	59
Figura 24	- Efeito de R na taxa de propagação de trincas	60
Figura 25	- Loops dentro do plano tensão-deformação	63
Figura 26	- Carregamentos de Amplitude Variável Estacionários (CAVE)	64
Figura 27	- Carregamentos de Amplitude Variável não Estacionários (CAVNE)..	65
Figura 28	- Carregamento de Amplitude Variável Randômico (CAVR)	65

Figura 29	- Interface do programa GENESIS para obtenção das sequências de voos padronizados	67
Figura 30	- Elementos geométricos do perfil de uma asa de aeronave	69
Figura 31	- Voos simulados em TWIST, $S_{med} = 80$ MPa	69
Figura 32	- Voos simulados em mini-TWIST, $S_{med} = 80$ MPa	70
Figura 33	- Voos simulados em FALSTAFF, $S_{max} = 200$ MPa	71
Figura 34	- Voos simulados em mni-FALSTAFF, $S_{max} = 200$ MPa	71
Figura 35	- Retardo e aceleração de propagação de trincas provocados por sobrecargas positiva (C) e positivo-negativa (B) para chapa de Al AA2024-T3.....	73
Figura 36	- Definição de razão de sobrecarga (OLR)	73
Figura 37	- Espaçamento M entre múltiplas sobrecargas P é crítico na produção do máximo retardo	75
Figura 38	- Aceleração da taxa de crescimento da trinca devido ao aumento na carga.....	76
Figura 39	- Mecanismos de fechamento de trinca	77
Figura 40	- Zonas plásticas em uma trinca	78
Figura 41	- Modelo de Wheeler para crescimento de uma trinca de fadiga após uma sobrecarga	79
Figura 42	- Fluxograma para análise de fadiga de amplitude variável com o modelo de retardo de Wheeler	81
Figura 43	- Exemplo de retardo para carregamento de amplitude variável	82
Figura 44	- Modelo de retardo de Elber - Definição de ΔK_{eff}	85
Figura 45	- Modelo CORPUS: comportamento de abertura de uma ponta de trinca em 3 arqueamentos na superfície da trinca	87
Figura 46	- Modelo de faixa de escoamento com tensão de fechamento na ponta da trinca	93
Figura 47	- Modelo típico modificado de Dugdale ou modelo de faixa de escoamento <i>strip-yield</i> para fechamento plasticidade induzida	96
Figura 48	- Comparação de previsões de crescimento de trincas histórico de carga de voo (espectro ATR)	97
Figura 49	- Modelo discretizado em elementos finitos	99
Figura 50	- Visão geral do método dos elementos finitos	99
Figura 51	- Diferentes tipos de malhas utilizadas por Newman	101
Figura 52	- Efeitos das configurações de CPs nas tensões de abertura de	103

	trinca	
Figura 53	- Malha radial em torno de uma ponta de trinca em 2D e definições de <i>crack tip</i> (2D) e crack front (3D)	105
Figura 54	- Modelo 2D (half-symmetric) com trinca em aresta	105
Figura 55	- Modelo 3D (quarter-symmetric) de trinca superficial semielíptica em uma placa plana	106
Figura 56	- Modelos com trincas usando a condição de simetria	106
Figura 57	- Efeito do refinamento da malha na ponta da trinca para estimativa de KI	107
Figura 58	- Avaliação numérica do parâmetro de fratura sobre contornos em uma região em torno da ponta da trinca	110
Figura 59	- Malha de elementos finitos para modelagem de frente de trinca – 3D	111
Figura 60	- Métodos XFEM – representação de trincas em um modelo de elemento finito	116
Figura 61	- Caminho de trinca discretizado com elementos de interface	118
Figura 62	- Adição de elementos de interface em caminho de trinca predefinido	118
Figura 63	- Eliminação de elementos de interface referentes à trinca inicial	119
Figura 64	- Esquema de geometria de trinca 2D e 3D	120
Figura 65	- Extensão de trincas 2D e 3D	121
Figura 66	- Montagem tridimensional das microestruturas nas direções L, T e S. (a) retirado de bloco e (b) retirado de placa (ampliação de 100x)	124
Figura 67	- Plano de identificação da trinca para placas deformadas plasticamente conforme ASTM E399	124
Figura 68	- Microestrutura da liga 2050-T84	127
Figura 69	- Curva de aceleração da trinca $(\square_{acc} \times \frac{K_{min i}}{K_{min i-1}})$ para $i=1,2; =0,2;$ fsc _{sub} = 0,4	132
Figura 70	- Determinação da curva $\Delta a/\Delta N \times \Delta K$ em escala log – log	133
Figura 71	- Fluxograma do programa Propag_Lameff	135
Figura 72	- Exemplo de tela de entrada de parâmetros no programa Propag_Lameff.....	136
Figura 73	- Fluxograma de metodologia das simulações realizadas	137

Figura 74	- Definições geométricas de CP1.....	141
Figura 75	- Carregamentos aplicados na simulação Liga Al 7475 T7351 (R=0,1 – Grupo I)	142
Figura 76	- Simulação de crescimento da trinca (a x N), Liga Al 7475 T7351, (R=0,1 – LT – Grupo I)	142
Figura 77	- Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,1 – LT – Grupo I)	143
Figura 78	- Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,1 – LT – Grupo I)	143
Figura 79	- Carregamentos aplicados na simulação, Liga Al 7475 T7351, (R=0,3 – Grupo I)	144
Figura 80	- Simulação de crescimento da trinca (a x N), Liga Al 7475 T7351, (R=0,3 – LT – Grupo I)	144
Figura 81	- Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,3 – LT – Grupo I)	145
Figura 82	- Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,3 – LT – Grupo I)	145
Figura 83	- Carregamentos aplicados na simulação, Liga Al 7475 T7351, (R=0,5 – Grupo I)	146
Figura 84	- Simulação de crescimento da trinca (a x N), Liga Al 7475 T7351, (R=0,5 – LT – Grupo I)	146
Figura 85	- Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,5 – LT – Grupo I)	147
Figura 86	- Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,5 – LT – Grupo I)	147
Figura 87	- Simulação dos carregamentos aplicados, Liga Al 7475 T7351, (R=0,7 – Grupo I)	148

Figura 88	- Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,7 – LT – Grupo I)	148
Figura 89	- Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,7 – LT – Grupo I)	149
Figura 90	- Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,7 – LT – Grupo I)	149
Figura 91	- Carregamentos aplicados na simulação, Liga Al 7475 T7351, (R=0,8 – Grupo I)	150
Figura 92	- Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,8 – LT – Grupo I)	150
Figura 93	- Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,8 – LT – Grupo I)	151
Figura 94	- Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga AL 7475 T7351, (R=0,8 – LT – Grupo I)	151
Figura 95	- Curvas experimentais da taxa 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)	152
Figura 96	- Curvas de simulação da taxa 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)	152
Figura 97	- 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 ..	153
Figura 98	- Curvas de simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga 7475 T7351, (R crescente – LT – Grupo I)	153
Figura 99	- Tela de entrada do Nasgro com as definições geométricas e tipo de corpo de prova C(T)	155
Figura 100	- Tela do Nasgro com as propriedades da liga de alumínio 7475 T7351 e parâmetros da equação de crescimento da trinca	156
Figura 101	- Comparação entre resultados de Simulação Nasgro x	156

Propag_Lameff	
Figura 102 - Definições geométricas CP2	157
Figura 103 - Carregamentos aplicados na simulação, Liga AI 7475 T7351, (R=0,1 – Grupo II)	158
Figura 104 - Simulação de crescimento da trinca (a x N), Liga AI 7475 T7351, (R=0,1 – TL – Grupo II)	158
Figura 105 - Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão (da/dN x ΔK), Liga AI 7475 T7351, (R=0,1 – TL – Grupo II)	159
Figura 106 - Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão (da/dN x ΔK), Liga AL 7475 T7351, (R=0,1 – TL – Grupo II)	159
Figura 107 - Carregamentos aplicados na simulação, Liga AI 7475 T7351, (R=0,5 – Grupo II)	160
Figura 108 - Simulação de crescimento da trinca (a x N), Liga AI 7475 T7351, (R=0,5 – TL – Grupo II)	160
Figura 109 - Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão (da/dN x ΔK), Liga AI 7475 T7351, (R=0,5 – TL – Grupo II)	161
Figura 110 - Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão (da/dN x ΔK), Liga AL 7475 T7351, (R=0,5 – TL – Grupo II)	161
Figura 111 - Carregamentos aplicados na simulação, Liga AI 7475 T7351, (R=0,7 – Grupo II)	162
Figura 112 - Simulação de crescimento da trinca (a x N), Liga AI 7475 T7351, (R=0,7 – TL – Grupo II)	162
Figura 113 - Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão (da/dN x ΔK), Liga AI 7475 T7351, (R=0,7 – TL – Grupo II)	163
Figura 114 - Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão (da/dN x ΔK), Liga AL 7475 T7351, (R=0,7 – TL – Grupo II)	163
Figura 115 - Carregamentos aplicados na simulação, Liga AI 7475 T7351, (R=0,8 – TL – Grupo II)	164

Figura 116 - Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,8 – TL – Grupo II)	164
Figura 117 - Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,8 – TL – Grupo II)	165
Figura 118 - Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga AL 7475 T7351, (R=0,8 – TL – Grupo II)	165
Figura 119 - Curvas experimentais 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 – TL – Grupo II) – Região de Paris	166
Figura 120 - Curvas de simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga 7475 T7351, (R crescente – TL – Grupo II)	167
Figura 121 - 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 – TL – Grupo II) – Região de Paris	167
Figura 122 - Curvas de simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga 7475 T7351, (R crescente – TL – Grupo II)	168
Figura 123 - Comparação entre resultados de Simulação Nasgro x Propag_Lameff -Grupo II	170
Figura 124 - Definições geométricas CP3	170
Figura 125 - Carregamentos aplicados na simulação, Liga Al 7475 T7351, (R=0,1 – LT – Grupo III)	171
Figura 126 - Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,1 – LT – Grupo III)	172
Figura 127 - Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,1 – LT – Grupo III)	172
Figura 128 - Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga AL 7475 T7351, (R=0,1 – LT – Grupo III)	173
Figura 129 - Carregamentos aplicados na simulação, Liga Al 7475 T7351, (R=0,3 – LT – Grupo III)	173

Figura 130 - Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,3 – LT – Grupo III)	174
Figura 131 - Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,3 – LT – Grupo III)	174
Figura 132 - Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga AL 7475 T7351, (R=0,3 – LT – Grupo III)	175
Figura 133 - Simulação dos carregamentos aplicados, Liga Al 7475 T7351, (R=0,5 – LT – Grupo III).....	175
Figura 134 - Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,5 – LT – Grupo III)	176
Figura 135 - Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,5 – LT – Grupo III)	176
Figura 136 - Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga AL 7475 T7351, (R=0,5 – LT – Grupo III)	177
Figura 137 - Carregamentos aplicados na simulação, Liga Al 7475 T7351, (R=0,7 – LT – Grupo III)	177
Figura 138 - Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,7 – LT – Grupo III)	178
Figura 139 - Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,7 – LT – Grupo III)	178
Figura 140 - Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga AL 7475 T7351, (R=0,7 – LT – Grupo III)	179
Figura 141 - Carregamentos aplicados na simulação, Liga Al 7475 T7351, (R=0,8 – LT – Grupo III)	179
Figura 142 - Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,8 – LT – Grupo III)	180
Figura 143 - Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator	180

	de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,8 – LT – Grupo III)	
Figura 144	- Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga AL 7475 T7351, (R=0,8 – LT – Grupo III)	181
Figura 145	- Curvas experimentais 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 III) – Região de Paris	181
Figura 146	- Curvas de simulação da taxa 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 III)	182
Figura 147	- 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 III) – Região de Paris	182
Figura 148	- Curvas de simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga 7475 T7351, (R crescente – LT – Grupo III)	183
Figura 149	- Definições geométricas CP4	185
Figura 150	- Variação de tensão aplicada ao corpo de prova CP4	186
Figura 151	- Curva experimental da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 2050-T84, (R=0,6 – LT – Grupo IV – M(T) - EPT)	186
Figura 152	- Curvas experimental e simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 2050-T84, (R=0,6 – LT – Grupo IV – M(T) - EPT)	187
Figura 153	- Curva de simulação do crescimento da trinca (2a) vs. número de ciclos, Liga Al 2050-T84, (R=0,6 – LT – Grupo IV – M(T) - EPT) – Eq. Walker modificada ($\gamma_R=0,7$) – Propag_Lameff	188
Figura 154	- Curva experimental do crescimento da trinca (2a) vs. número de ciclos, Liga Al 2050-T84, (R=0,6 – LT – Grupo IV – M(T) - EPT).	188
Figura 155	- Comparação entre a curva experimental e simulação do crescimento da trinca (2a), Liga Al 2050-T84, (R=0,6 – LT – Grupo IV – M(T) - EPT)	189
Figura 156	- Curva de crescimento de trinca, Liga Al 2050-T84, M(T) – EPT	190

	(Nasgro 4.0)	
Figura 157	- Definições geométricas CP5	191
Figura 158	- Geração de padrão de carregamentos mini-TWIST no programa Genesis (Tensão média = 55 MPa)	192
Figura 159	- Espectro de voos tipo mini-TWIST gerados a partir de tensão média (55 MPa)	192
Figura 160	- Curva experimental de crescimento de trinca 2a em função do número de ciclos N sob carregamento do voo mini-TWIST	193
Figura 161	- Simulação de propagação de trinca sob carregamento padronizado tipo mini-TWIST – M(T), (a x N)	194
Figura 162	- Comparação das curvas de simulação e experimental (2a x N) sob carregamento do voo mini-TWIST com efeitos de retardo de trinca.	195
Figura 163	- Variação do tamanho da zona plástica (ryc) x tamanho da trinca (2a), espectro de carregamentos mini-TWIST, M(T).....	196
Figura 164	- Definições geométricas CP6	197
Figura 165	- Espectro de voos tipo mini-FALSTAFF gerados a partir de tensão máxima (200 MPa)	198
Figura 166	- Curva de crescimento de trinca em função do número de ciclos sob carregamento do voo mini-FALSTAFF	198
Figura 167	- Simulação de propagação de trincas sob carregamento padronizado tipo mini-FALSTAFF – M(T) – Paris com efeito de interação de cargas	200
Figura 168	- Curva de simulação x curva experimental, carregamento do voo mini-FALSTAFF	201
Figura 169	- Variação do tamanho da zona plástica (ryc) x tamanho da trinca (2a), espectro de carregamentos mini-FALSTAFF, M(T)	201
Figura 170	- Definições geométricas CP7	202
Figura 171	- Tensões aplicadas em carregamento de amplitude constante seguido de pico de sobrecarga (OLR=2,1) – Grupo VII de simulações	203
Figura 172	- Simulação da curva de crescimento de trinca (a x N) sob carregamento com amplitude constante + sobrecarga	204
Figura 173	- Simulação da curva de crescimento de trinca a x N sob carregamento com amplitude constante + sobrecarga (Nasgro)	204

Figura 174 - Comparação entre curvas ($a \times N$) - (PL – Wheeler) com curvas de crescimento de trinca sob carregamento com amplitude constante + sobrecarga (Nasgro)	205
Figura 175 - Curva ($da/dN \times \Delta K$) sob carregamento de amplitude constante + sobrecarga, geradas por Propag_Lameff utilizando modelo de Wheeler	206
Figura 176 - Curva tamanho da zona plástica na ponta da trinca vs. o tamanho da trinca a cada 100 mil ciclos, $ryc \times a$	206
Figura 177 - Definições geométricas CP8	208
Figura 178 - Tensões aplicadas em carregamento de amplitude constante seguido de pico de sobrecarga + subcarga	209
Figura 179 - Curva simulação de crescimento de trinca em carregamento de amplitude constante seguido de pico de sobrecarga + subcarga	209
Figura 180 - Curva simulação de crescimento de trinca em carregamento de amplitude constante seguido de pico de sobrecarga + subcarga (Nasgro)	210
Figura 181 - Curva ($da/dN \times \Delta K$) sob carregamento de amplitude constante + sobrecarga + subcarga, geradas por Propag_Lameff utilizando modelo de Wheeler	211
Figura 182 - Curva de crescimento de trinca para simulações com carregamento constante (CTE), constante + pico de sobrecarga (T) e pico de sobrecarga + subcarga (T + C)	212
Figura 183 - Curva $da/dN \times \Delta K$ para simulações com carregamento constante (CTE), constante + pico de sobrecarga (T) e pico de sobrecarga + subcarga (T + C)8	213
Figura 184 - Definições geométricas utilizadas nas simulações por elementos finitos	214
Figura 185 - Elemento finito tetraédrico de ordem superior SOLID187	216
Figura 186 - Construção da frente da trinca	216
Figura 187 - Construção da malha de elementos finitos	217
Figura 188 - Qualidade dos elementos da malha	218
Figura 189 - Refinamento da malha na frente da trinca	218
Figura 190 - Aplicação das condições de contorno	219
Figura 191 - Variação do fator de intensidade de tensão ao longo da espessura do CP, $P=1,5$ kN	220

Figura 192 - Tensões equivalentes de Von Mises e valores de KI, P=1,5 kN	220
Figura 193 - Carregamento crescente em rampa (48kN) x tamanho da trinca (a)	221
Figura 194 - Curva de KI x tamanho da trinca (a) para P = 48,0 kN (em rampa)..	222
Figura 195 - Variação do valor de K (MEF) para carregamento P = 48,0 kN (em rampa)	222
Figura 196 - Solução gráfica do campo de tensões Von Mises da simulação realizada no programa ANSYS, P = 32 kN / tensão = 190 MPa / K = 36 MPa√m / a = 20 mm	223
Figura 197 - Solução gráfica do campo de tensões Von Mises da simulação realizada no programa ANSYS, P = 36,94 kN / tensão = 269 MPa / K = 75 MPa√m / a = 24 mm	223
Figura 198 - Solução gráfica do campo de tensões Von Mises da simulação realizada no programa ANSYS, P = 39,4 kN / tensão = 310 MPa / K = 95 MPa√m / a = 26,5 mm	223
Figura 199 - Solução gráfica do campo de tensões Von Mises da simulação realizada no programa ANSYS, P = 44,3 kN / tensão = 434 MPa / K = 185 MPa√(m) / a = 30,6 mm	224
Figura 200 - Solução gráfica do campo de tensões Von Mises da simulação realizada no programa ANSYS, P = 46,8 kN / tensão = 522 MPa / K = 241 MPa√m / a = 32 mm	224
Figura 201 - Intensidade dos carregamentos constantes P (kN) com o tamanho da trinca	225
Figura 202 - Curvas KI x a para carregamentos P1, P2 e P3	226
Figura 203 - Curvas K x P para os 13 substeps (comprimentos de trinca) com referência aos carregamentos P1, P2 e P3	226
Figura 204 - Curvas K x P para estimativa dos valores de K por regressão linear para os carregamentos Pmin = 4 kN e Pmax = 5 kN	227
Figura 205 - Comparação de resultados das estimativas de vida entre método dos elementos finitos e o programa Propag_Lameff, com equação de Paris e Walker modificada ($\gamma_R = 0,5$)	229
Figura 206 - Comparação de resultados das estimativas de vida entre método dos elementos finitos e o programa Propag_Lameff, equação de Walker modificada ($\gamma_R =$	229

	0,5)	
Figura 207	- Comparação de resultados das estimativas de vida entre método dos elementos finitos e o programa Propag_Lameff, equação de Walker modificada ($\gamma_R = 0,5$ e $\gamma_R = 0,68$)	230
Figura 208	- Comparação de resultados das estimativas de vida entre método dos elementos finitos e o programa Propag_Lameff, equação de Walker modificada ($\gamma_R = 0,5$ e $\gamma_R = 0,68$)	230
Figura 209	- Curva da/dN x ΔK comparando resultados por MEF ($\gamma_R = 0,68$) com o programa Propag_Lameff, equação de Walker ($\gamma_R = 0,5$)	231
Figura 210	- Curva da/dN x ΔK comparando resultados por MEF ($\gamma_R = 0,68$), programa Propag_Lameff, equação de Walker modificada ($\gamma_R = 0,5$) e curva experimental	232

LISTA DE TABELAS

Tabela 1	- Acidentes/incidentes aéreos ocasionados por elevadas tensões locais	34
Tabela 2	- Soluções de KI para os mais comuns corpos de prova	53
Tabela 3	- Evolução de algumas típicas expressões de taxa de crescimento de trinca	56
Tabela 4	- Definição dos voos TWIST	68
Tabela 5	- Picos de tensão do bloco de voo A – TWIST	68
Tabela 6	- Vales do bloco de voo A – TWIST	68

Tabela 7	- Características dos carregamentos TWIST, FALSTAFF, mini-TWIST e mini-FALSTAFF	72
Tabela 8	- Lista cronológica dos modelos modificados de Dugdale ou <i>strip-yield</i>	95
Tabela 9	- Lista cronológica das análises de elementos finitos de crescimento e fechamento de trincas por fadiga	100
Tabela 10	- Medidas de dureza HRB realizados na placa e no bloco - Liga de Alumínio 7475-T7351, (Norma ASTM E8M – 2000)	125
Tabela 11	- Resultados dos ensaios de tração nas direções L-T e T-L da Liga de Alumínio 7475-T7351, (Norma ASTM E8M – 2000)	125
Tabela 12	- Composição química da Liga de Alumínio 7475-T7351.....	126
Tabela 13	- Resultados dos ensaios de tenacidade à fratura da liga Al 7475-T7351 nas direções L-T e T-L	126
Tabela 14	- Propriedades Mecânicas da liga Al 2050-T84	128
Tabela 15	- Composição química do material utilizado nas simulações (Al 2050-T84)	128
Tabela 16	- Parâmetros de entrada e saída do programa Propag_Lameff	134
Tabela 17	- Parâmetros de simulações do GRUPO I	141
Tabela 18	- Comparação de resultados de vida – Walker modificada e Paris – Grupo I	154
Tabela 19	- Parâmetros de simulações do GRUPO II	157
Tabela 20	- Comparação de resultados de vida – Walker modificada e Paris – Grupo II	169
Tabela 21	- Parâmetros de simulações do GRUPO III	171
Tabela 22	- Comparação de resultados de vida – Walker modificada e Paris – Grupo III	184
Tabela 23	- Parâmetros de simulações do GRUPO IV.....	185
Tabela 24	- Parâmetros de simulações do GRUPO V	191
Tabela 25	- Parâmetros de entrada de simulação do espectro de voos tipo mini-TWIST	194
Tabela 26	- Parâmetros de simulações do GRUPO VI	197
Tabela 27	- Parâmetros de entrada na simulação do espectro de voos tipo mini-FALSTAFF	199
Tabela 28	- Parâmetros de entrada na simulação do Grupo VII	207
Tabela 29	- Parâmetros de entrada na simulação do Grupo VIII	211
Tabela 30	- Dados de entrada para simulação via MEF da Liga 7475-T7351 –	215

	direção LT	
Tabela 31	- Comparação de resultados de simulação Ansys x Propag_Lameff.	219
Tabela 32	- Parâmetros e estimativa de vida para carregamentos $P_{min} = 4kN$ e $P_{max} = 5kN$, conforme regra de Paris e Walker modificada ($\gamma_R = 0,5$)	228

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AFGROW	Air Force Grow, Fracture Mechanics and Fatigue Crack Growth Analysis programa tool
AFRL	Air Force Research Laboratory
ASIP	Air Force Structural Integrity Program
ASM	American Society for Metals
CAD	Computer aided design
CP	Corpos de prova
CRACK2000	Structural Integrity Programa
C(T)	Corpos de prova do tipo Compact Tension
CTOD _c	Crack tip opening displacement
EPD	Estado plano de deformação
EPT	Estado plano de tensão
FAA	Federal Aviation Administration – órgão regulamentador da aviação civil nos Estados Unidos
FCG	Fatigue Crack Growth
FALSTAFF	Fighter Aircraft Loading STANDARD For Fatigue
GDL	Graus de liberdade
GENESIS	GENERator for Standardised load Sequences for Fatigue
GW	Modelo de Willenborg Generalizado

HCF	High cycle fatigue
IABG	Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft
ICAF	International Committee on Aeronautical Fatigue and Structural Integrity
LAMEFF	Laboratório de Mecânica da Fratura e Fadiga da Universidade Federal do Ceará - UFC
LBF	Laboratorium für Betriebsfestigkeit
LCF	Low cycle fatigue
MEF	Método dos Elementos Finitos
MFEP	Mecânica da Fratura Elasto-plástica
MFLE	Mecânica da Fratura Linear Elástica
MGW	Modelo de Willenborg Generalizado Modificado
M(T)	Corpos de prova tipo Middle Tension
NASBEM	Boundary Element Analysis Module by Nasgro
NASFLA	Fatigue Crack Growth Analysis Programa by Nasgro
Nasgro	Fracture Analysis Programa
NASMAT	Material Data Processing by Nasgro
NEMAF	Núcleo de Ensaios dos Materiais e Análise de Falhas da USP - São Carlos – SP
NLR	Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium
OLR	Overload Ratio
PROPAG_LAMEFF	Programa de FCG do Laboratório de Mecânica da Fratura e Fadiga
PL	Abreviação para programa PROPAG_LAMEFF
RAST	Rissausbreitung in Stahlträger – programa de propagação de trincas em vigas de aço
RMS	Root Mean Square
SCC	Stress corrosion cracking
SE(T)	Single-edge-crack tension specimen
SE(B)	Single-edge-crack bend specimen
TWIST	Transport Aircraft WIng STructures
USAF	United States Air Force
VCCT	Virtual crack closure technique

LISTA DE SÍMBOLOS**Gregos**

$\Delta K'$	Varição da intensidade de tensão equivalente na equação de Walker
μ	Módulo de cisalhamento
ΔK	Varição do fator de intensidade de tensões
ΔK_{rms}	Valor médio quadrático RMS do fator de intensidade de tensões
ΔK_{th}	Limiar para a propagação da trinca, threshold
$\Delta\sigma$	Varição de tensão
Φ_{MGW}	Fator de retardo em função da razão de tensões da subcarga no modelo MGW
Φ_{R}	Fator de retardo de crescimento de trinca, modelo de Wheeler
Π	Energia potencial total
α	Coefficiente de expansão térmica
δ_{ij}	Delta de Kronecker
ε_{ij}^0	Tensor de deformação inicial
$\varepsilon\text{-N}$	Método de análise à fadiga que utiliza teoria $\varepsilon\text{-N}$ (Strain-life)
γ	Parâmetro de ajuste do fator de retardo Φ_{R}
γ_{w}	Constante da equação de Walker
γ_{R}	Constante da equação de Walker modificada
λ	Relação (a/W)

ν	Coefficiente de Poisson
ρ	Tamanho da zona plástica no modelo Strip-Yield Model
σ_{ari}	Tensões equivalentes totalmente alternadas
σ_{cr}	Tensão de fratura do material
σ_{ij}	Tensor de tensões
σ_{ys}	Tensão de escoamento do material
σ_a	Tensão alternada
$\sigma_{m\acute{a}x}$	Máxima tensão no ciclo
$\sigma_{m\acute{i}n}$	Mínima tensão no ciclo
σ_m	Tensão média
σ_e	Limite de fadiga do material
Π	Energia potencial total

Latinos

2a	Eixo maior da trinca elíptica
A	Domínio de integração da integral-J
a	Tamanho da trinca
a_c	Máximo tamanho de trinca permissível
a_o	Tamanho inicial da trinca
B	Espessura do corpo de prova
C	Constante do material na Lei de Paris
CAVE	Carregamento de amplitude variável estacionário
CAVNE	Carregamento de amplitude variável não-estacionário
da/dN	Taxa de propagação de trinca por fadiga
E	Módulo de elasticidade do material
E^*	Módulo de elasticidade para estado plano de deformação
F	Trabalho realizado por forças externas
f(a/w)	Parâmetro adimensional que depende da geometria da trinca
fsc	Fator de sobrecarga
G	Taxa de liberação de energia
Gc	Taxa de liberação de energia crítica

J	Integral – J
K	Fator de intensidade de tensão
K_{op}	Fator de intensidade de tensões que considera a trinca totalmente aberta
K_c	Tenacidade à fratura ou fator de intensidade de tensão crítico
K_{eff}	Fator de intensidade de tensão efetivo
K_i (i = 1,2,3)	Fator de Intensidade de Tensão nos modos Modos I, II, e III
K_i^{aux} (i = 1,2,3)	Fator de Intensidade de Tensão auxiliar nos modos Modos I, II e III
K_{max}	Fator de intensidade de tensão máximo no ciclo
K_{min}	Fator de intensidade de tensão mínimo no ciclo
K_o	Fator de intensidade de tensão no pico de sobrecarga
K_R	Fator de intensidade de tensão residual no modelo Willenborg
K_R^G	Fator de intensidade de tensão residual no modelo Willenborg Generalizado
K_t	Fator de concentração de tensões
m	Constante exponencial do material na Lei de Paris-Erdogan
N	Número de ciclos
P	Carga aplicada no ensaio de tenacidade à fratura
q	Vetor de extensão da trinca
R	Razão de carga
R_{eff}	Razão de carga efetiva
r_y	Tamanho da zona plástica na frente da trinca
S-N	Método de análise à fadiga que utiliza teoria S-N (Stress-life)
S_{ol}	Tensão causada pela sobrecarga
S_{op}	Tensão de abertura da trinca
S_{ul}	Tensão causada pela subcarga
t_j	Tração na face da trinca
U	Energia de deformação interna
u_j	Vetor de deformações
w	Densidade de energia de deformação
W	Parâmetro dimensional do corpo de prova

x_i	Eixo de coordenada local
Y	Parâmetro geométrico

SUMÁRIO

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 ligas de alumínio, no período da Segunda Guerra Mundial.

Desde o final da década de 1920, quando a primeira aeronave comercial foi fabricada, até os dias atuais, as ligas de alumínio estão presentes 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. As ligas de alumínio lideram a lista dos materiais utilizados por ser aplicado em diferentes partes das aeronaves, tais como asas, fuselagem, motores, trens de pouso, interiores e revestimento. 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.

Em condição real de serviço, a estrutura da aeronave geralmente suporta cargas de amplitude variável, onde o comportamento de propagação de trincas é significativamente afetado pela interação da sequência de cargas, (TONG, 2019). Portanto, um aspecto importante na previsão de vida de modernas estruturas de aeronaves é utilizar um modelo razoável de crescimento de trincas que considere as condições de espectro de cargas de voo real, (SCHIJVE, 2009). Desprezar os efeitos da interação de cargas, torna a análise de previsão de vida muito conservadora, não sendo adequada para uso em projetos atuais.

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. Esses parâmetros, geralmente referidos como forças de extensão da trinca “*driving force*”, podem ser obtidos analiticamente, experimentalmente ou por meio de métodos computacionais. Para tanto, deve-se conhecer o comportamento mecânico à tração e tenacidade do material, a geometria da estrutura e da trinca e as condições de carregamento e restrições

Os grandes avanços na tecnologia de computadores, com o aumento da capacidade de processamento de dados, foram fundamentais e possibilitaram o crescimento exponencial do seu uso em aplicações na mecânica da fratura e fadiga.

Programas de análise numérica comerciais se tornaram relativamente fáceis de usar e muitos incorporaram rotinas de mecânica de fratura, principalmente em aplicações aeronáuticas. Porém, ainda é uma área do conhecimento com um vasto caminho a ser explorado nos diversos setores da engenharia. Aspectos metalúrgicos e o desenvolvimento de novos materiais, aliados aos diversos tipos de aplicações, são obstáculos desafiadores para o desenvolvimento de novas rotinas computacionais aplicadas à mecânica da fratura.

De uma forma geral, a resolução de problemas de engenharia pode ser realizada segundo três abordagens gerais: métodos analíticos, métodos experimentais e métodos numéricos. Os métodos analíticos concebem soluções baseadas em fórmulas matemáticas, com a desvantagem de contemplarem características físicas relativamente idealizadas, muito simplificadas se comparadas com o que se observa na realidade, enquanto os métodos experimentais dependem de protótipos físicos construídos em escala real ou corpos de prova, que são submetidos a um ensaio que representa uma determinada condição de operação. A abordagem por meio de métodos numéricos, se baseia em um sistema de equações fundamentadas em uma teoria matemática que rege o problema físico, com a possibilidade de obter uma representação aproximada do comportamento real do componente.

Importante ressaltar que cada método tem suas vantagens e desvantagens, portanto, a simulação numérica deve ser vista como uma abordagem complementar aos métodos analítico e experimental, trazendo benefícios para o projeto, e proporcionando aos engenheiros mais recursos para atingir um bom balanceamento da qualidade, tempo e custo de seus produtos, equipamentos e processos.

Dentre os métodos numéricos utilizados em aplicações de engenharia, o método dos elementos finitos (MEF) é a técnica de solução numérica mais difundida no mundo para a resolução de problemas estruturais e se justifica pela sua robustez em se adaptar aos modelos e problemas que se pretende estudar.

Este trabalho, teve como principal motivação a continuidade às pesquisas realizadas anteriormente por Röchert (2007), Chemin (2017) e Amorim (2019), com as ligas de alumínio de grau aeronáutico SAE AMS Al 7475-T7351 e 2050-T84.

Foi proposta uma metodologia de simulação de crescimento de trincas, considerando o efeito de retardo e aceleração devido à plasticidade na ponta da trinca por sobrecargas e subcargas aplicadas. Foi desenvolvida com base em dados experimentais e em equações analíticas de mecânica da fratura e fadiga, além de investigação pelo método numérico por elementos finitos.

O modelo utilizou as equações de Paris-Erdogan e Walker modificada para previsão de vida e implementou uma modificação ao modelo de retardo induzido por plasticidade na ponta da trinca de Wheeler, para considerar o efeito de aceleração de trinca devido a uma subcarga. Os ajustes das curvas de simulação de crescimento de trinca foram feitos com base em dados experimentais. Nas simulações para a liga 7475-T7351, foram utilizadas sequências de carregamentos de amplitude constante, com razões de carregamento R crescentes (0,1 / 0,3 / 0,5 / 0,6 / 0,7 / 0,8). Nas simulações com a liga 2050-T84, foram utilizadas sequências reais de carregamentos padronizados, tipo mini-TWIST e mini-FALSTAFF. Para avaliar o efeito de retardo e aceleração da trinca, foram realizadas simulações na liga 2050-T84 considerando carregamento de amplitude constante, seguido de pico de sobrecarga; e pico de sobrecarga + subcarga. Os resultados numéricos de amplitude constante foram comparados com os resultados experimentais e com o programa Nasgro, e com simulação por meio do método dos elementos finitos.

1.1 Objetivos

Os objetivos específicos foram:

- ✓ Estudar a propagação de trincas em ligas de alumínio de grau aeronáutico Al 7475-T7351 e 2050-T84, sujeitas a carregamentos de amplitude constante.
- ✓ Estudar o efeito de retardo e aceleração de trincas em liga de alumínio de grau aeronáutico 2050-T84, sujeitas a carregamentos de amplitude constante

com picos de sobrecargas trativa e trativa-compressiva; e carregamento variável de voos padronizados.

✓ Elaborar programa escrito em C++ para previsão do crescimento de trincas em corpos de prova do tipo C(T) e M(T) considerando o efeito de retardo e aceleração de trincas. Como dados de entrada, o programa aceita valores de carregamentos, P , ou valores de fatores de intensidade de tensão, K_I , calculados por meio do método dos elementos finitos (MEF). O programa associa as potencialidades do método dos elementos finitos para cálculo dos fatores de intensidade de tensão, principalmente para casos de geometrias complexas, e corrige as curvas de crescimento da trinca aplicando os efeitos de retardo e aceleração de propagação. Vale ressaltar que a implementação direta destes efeitos de retardo e aceleração de trinca em um modelo de elementos finitos requerem um grande custo computacional, ao contrário de uma avaliação indireta via modelos analíticos.

✓ Comparar os resultados numéricos do modelo com os resultados experimentais reproduzidos em laboratório obtidos em trabalhos anteriores realizados na Universidade de São Paulo, USP – SP.

✓ Comparar os resultados numéricos do modelo proposto com os resultados numéricos obtidos em programas fechados de crescimentos de trincas por fadiga (FCG) e reconhecidos pela comunidade científica, como o Nasgro.

✓ Simular a propagação de trincas em um programa comercial Ansys via método dos elementos finitos (MEF) em corpos de prova tipo C(T) para cálculo dos respectivos fatores de intensidade de tensão K_I .

✓ Comparar os resultados numéricos de crescimento de trinca por elementos finitos com o modelo analítico e com dados experimentais.

Pelo exposto, este trabalho propôs um modelo numérico empírico para descrever a propagação de trincas por fadiga sob carga de amplitude constante e variável e comparar com resultados experimentais para verificar sua validade. Para isso, utilizou-se uma metodologia elaborada em código aberto, em complemento ao método dos elementos finitos 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. Os mecanismos de retardo e aceleração de trinca, permitem que os critérios de projeto tolerante ao dano sejam otimizados e realistas, evitando excessivas margens de segurança na concepção de um componente ou estrutura, que resulta em aumento de peso e, conseqüentemente, combustível.

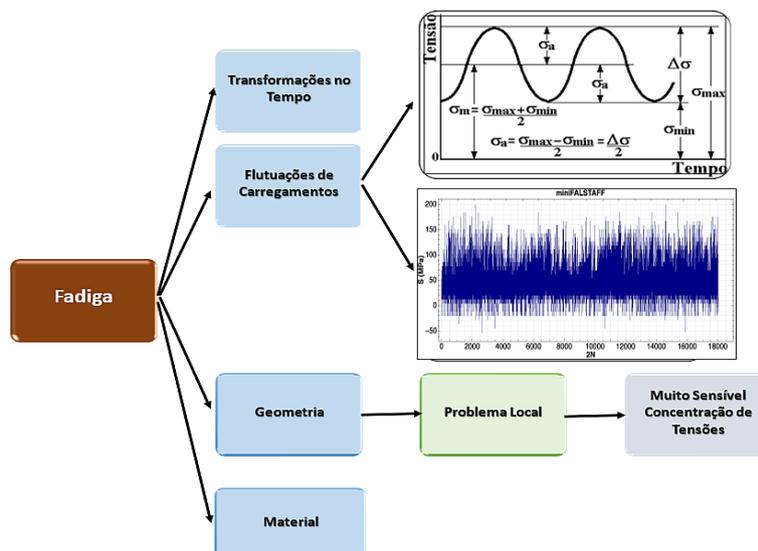
Os resultados dos modelos numéricos foram realizados no LAMEFF – Laboratório de Mecânica da Fratura e Fadiga da UFC, sob coordenação do Prof. Dr. Enio Pontes de Deus, e comparados com resultados experimentais já produzidos em pesquisas recentes no laboratório NEMAF, sob coorientação do Prof. Dr. Cassius Olívio Figueiredo Terra Rüchert da Universidade de São Paulo – USP.

1 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Fadiga em aeronaves – um processo de aprendizagem contínua

A Fadiga é o processo que conduz um material à falha devido à aplicação de um determinado carregamento durante certo tempo, sendo este de amplitude constante ou variável. Desta forma, a prevenção de fratura por fadiga é uma preocupação essencial no projeto de máquinas e elementos estruturais. A falha por fadiga é um problema local, que ocorre de forma progressiva e localizada e que depende dos detalhes geométricos que são concentradores de tensão, do tipo de material e da história de carregamento solicitado na estrutura (FIGURA 1). Afeta, portanto, qualquer componente que se move ou esteja sob solitação cíclica, tais como aeronaves, principalmente nas asas e na junção dessas com a fuselagem em pleno voo, automóveis nas estradas, pontes sob veículos, navios, entre outros.

Figura 1: Análise do processo de fadiga



Fonte: elaborada pelo autor.

As primeiras aeronaves construídas em ligas de alumínio tiveram boa performance sob o ponto de vista estrutural, devido em parte à natureza conservadora dos projetos baseados na resistência mecânica, associadas ao uso de um novo material. O crescimento do peso bruto da aeronave e empuxo do motor, bem como capacidade adicional de combustível para aumentar o alcance das aeronaves, exigiram reforços estruturais e mudanças nos equipamentos instalados.

Na década de 1950, após a Segunda Guerra Mundial, uma série de acidentes envolvendo aeronaves (TABELA 1) ocasionados por elevadas tensões locais, motivou uma aplicação maciça de recursos humanos e financeiros para descobrir as origens das falhas por fadiga.

Tabela 1: Acidentes/incidentes aéreos ocasionados por elevadas tensões locais

Acidentes/incidentes identificados em aeronaves	Período
BOAC Comet G-ALYP e G-ALYY	Janeiro e Abril de 1954
USAF Northrop F-89	Primavera e Verão de 1952
USAF Republic F-84	1952 e 1954
USAF North American F-86	Ao longo de 1955
USAF Boeing B-47	Março e Abril de 1958
USAF McDonnell-Douglas F-4	1960 e início de 1970
Northwest Airlines Martin 202	Janeiro de 1973 (Nellis AFB)
Argentine State Owned YPF AVRO 748	Agosto de 1948
Dan Air Airlines Boeing 707-300	Abril de 1976
Aer Lingus-Irish International Airlines Boeing 707-300	Maio de 1977
USAF McDonnell-Douglas F-15C	Setembro de 1970
	Novembro de 2007

Fonte: TIFFANNY *et al.* (2010).

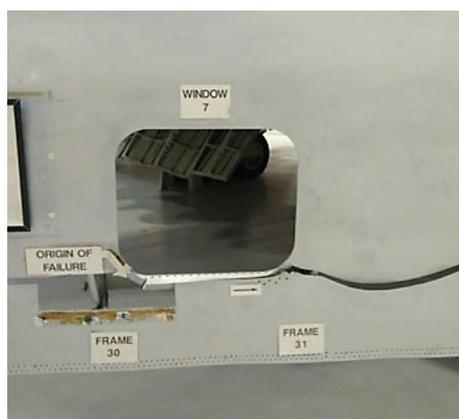
Embora tenha havido lições aprendidas com quase todos os acidentes e incidentes, alguns deles foram muito importantes e considerados um marco inicial no que diz respeito a novas concepções de projeto e de certificação de estruturas de aeronaves.

As falhas nos aviões *Comet* ocorridas em 1954, deram início ao uso de projetos à prova de falhas (*fail safe*) em aeronaves comerciais; os 6 acidentes ocorridos entre março e abril de 1958 com bombardeiros B-47 resultaram no desenvolvimento do Programa de Integridade Estrutural de Aeronaves da Força Aérea Americana (*ASIP - Air Force Structural Integrity Program*); o acidente do F-111 em 1969 acelerou a introdução de requisitos de projeto de tolerância a danos

em aeronaves nas forças armadas; os acidentes AVRO 748, em 1976, e Dan Air Boeing 707, em Lusaka 1978, resultaram na complementação dos projetos de aeronaves comerciais, à prova de falhas (*fail safe*), com requisitos de tolerância a danos.

A Figura 2 mostra a janela de um avião *Comet* mantida no museu *Royal Air Force* em Cosford, Reino Unido, simbolizando o processo de aprendizagem por falhas.

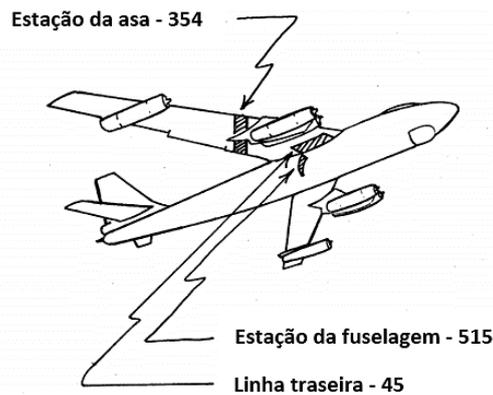
Figura 2: Janela fraturada de um avião *Comet*



Fonte: Tavares e Castro (2019).

Ao longo dos anos, novas tecnologias tiveram que ser desenvolvidas para se definir o ambiente de cargas, o quão próximo possível das condições reais de voo das aeronaves, considerando o número de decolagens e pousos, manobras de baixa altitude e carregamento de rajadas para tempo turbulento. Como citado anteriormente, os acidentes dos modelos fabricados pela *Boeing*, modelo B-47 *Stratojet* da força aérea americana, (FIGURA 3) deram origem ao Programa de Integridade Estrutural da Força Aérea Americana (*ASIP - Air Force Structural Integrity Program*).

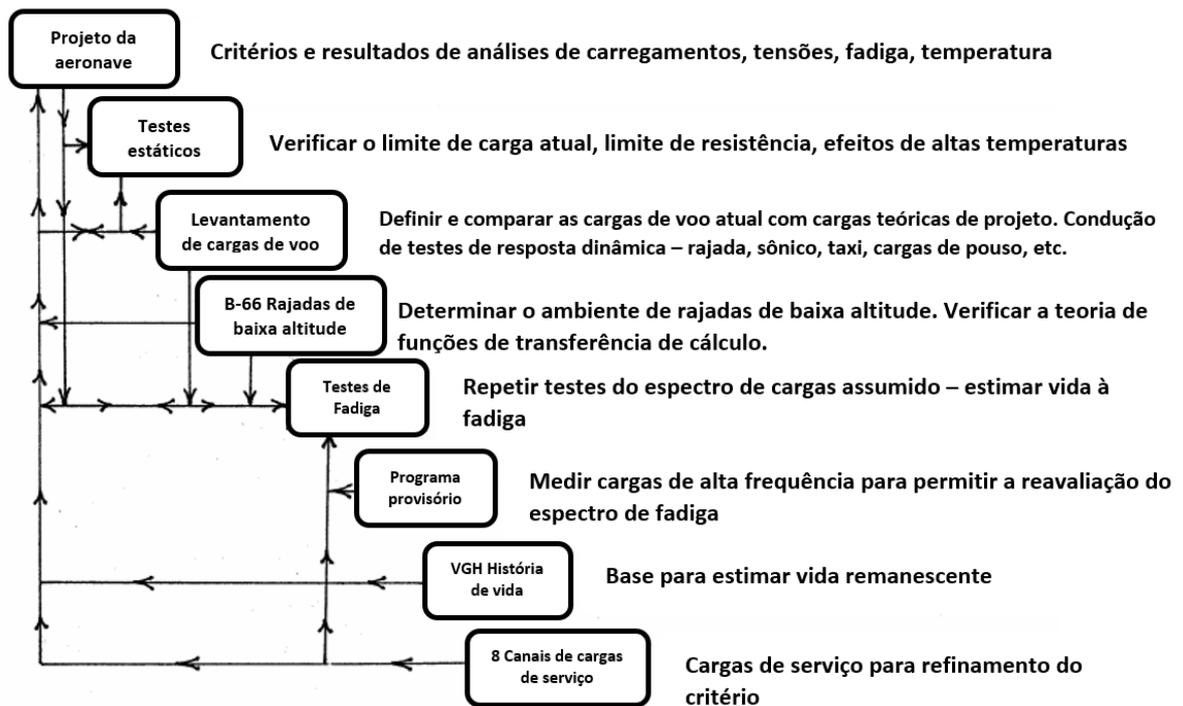
Figura 3: Esboço ilustrando localizações críticas da aeronave B-47



Fonte: Negaard (1980).

Em 1958, o ASIP apresentou um procedimento de desenvolvimento estrutural (FIGURA 4) onde o teste de fadiga ou cíclico se tornaria um requisito padrão para todas as aeronaves, ao invés de uma ferramenta de engenharia não frequente, usada apenas quando a aeronave desenvolvesse um dano estrutural (NEGAARD, 1980).

Figura 4: Procedimento de desenvolvimento estrutural conforme (AISIP)

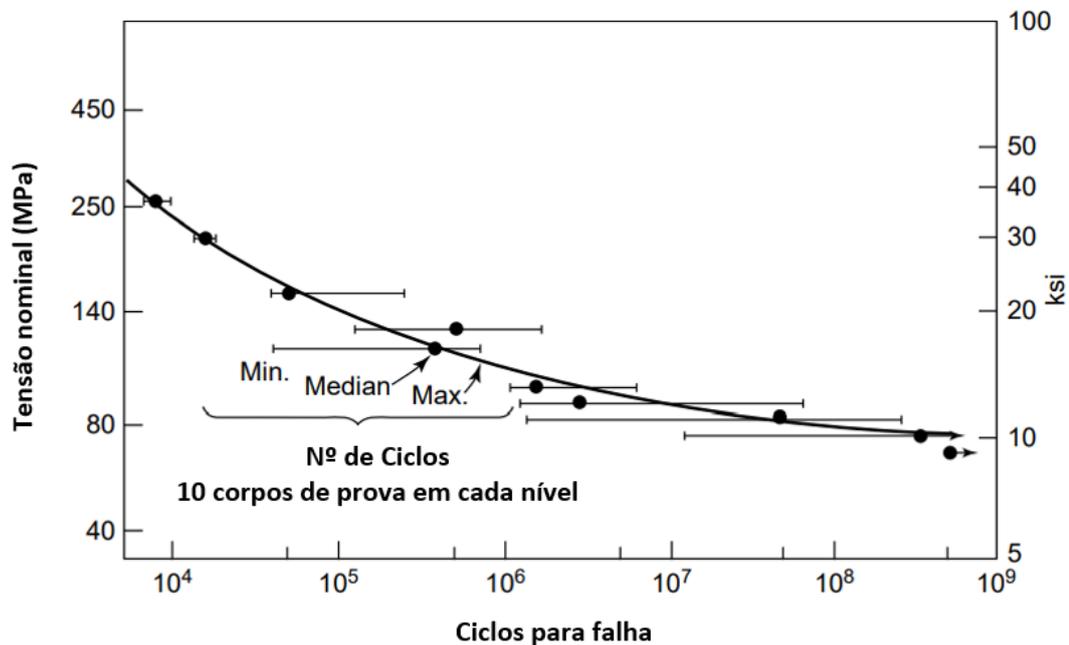


Fonte: Negaard (1980, com adaptações).

2.1.1 Curvas S-N

As curvas S-N (tensão x vida) são obtidas por meio de ensaio em corpos de prova, envolvendo o surgimento de trincas e propagação destas até que ocorra o colapso. Caso o ensaio seja repetido para vários níveis de tensão, o colapso vai ocorrer após períodos ou “vidas” diferentes. A Figura 5 mostra dados de ensaio de fadiga de amplitude de carga constante para amostras de liga de alumínio 7075-T6 com entalhes (raio = 0,25 mm). Para tensões abaixo de um determinado valor, a vida será infinita. Este valor é chamado de limite de fadiga (*endurance limit*). Alguns materiais podem não apresentar um limite de fadiga definido.

Figura 5: Dados de fadiga de amplitude de carga constante para amostras de liga de alumínio 7075-T6 com entalhes (raio = 0,25 mm)



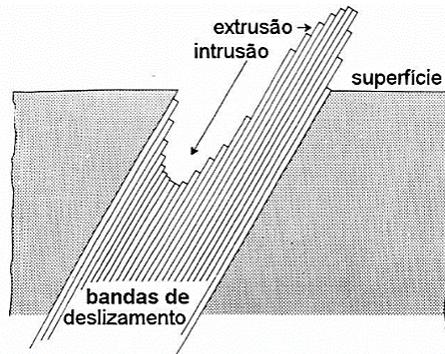
Fonte: Hertzberg, (2012).

As curvas S-N podem ser geradas para cada material. Neste caso são usados corpos de prova padronizados, pequenos, usinados, com ou sem entalhes, dependendo do tipo de condição que se quer ensaiar. Projetos baseados na teoria S-N são chamados de vida segura (*safe-life*).

Segundo Walton (1972), geralmente as trincas de fadiga nucleiam em bandas de deslizamento na superfície livre do material, pois nesta região a

deformação plástica é favorecida por um estado plano de tensão (EPT) predominante, como mostrado na Figura 6.

Figura 6: Representação da fase de iniciação de trincas por fadiga

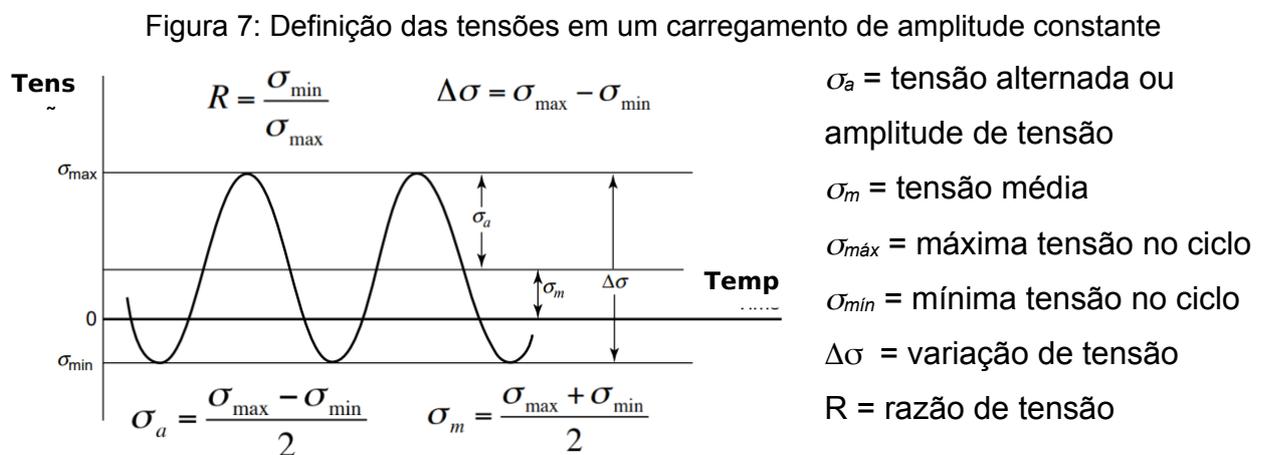


Fonte: Cunha (2015).

De maneira geral, podemos separar o processo de falha por fadiga nas seguintes etapas: formação de bandas de deslizamento (*slip bands*) e nucleação da microtrinca, crescimento da microtrinca, crescimento da macrotrinca e ruptura final. A análise fractográfica das superfícies de fratura por fadiga permite que sejam observadas três fases finais durante a evolução do dano.

2.1.2 Efeito da Tensão Média no Limite de Fadiga

Nos testes de resistência à fadiga as tensões podem ser definidas de acordo com a Figura 7:

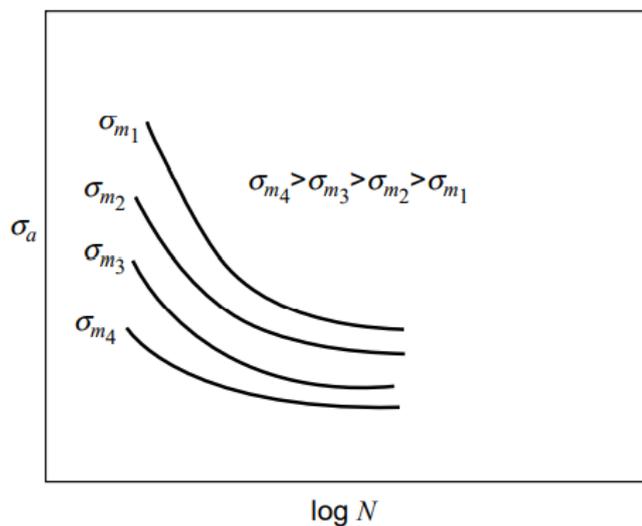


Fonte: Suresh (1998, com adaptações).

Conforme Castro e Meggiolaro (1997), a causa primária para o início da trinca por fadiga é a magnitude da variação das cargas ($\Delta\sigma$), sendo a tensão alternada σ_a

considerada a mais importante, entretanto a tensão média σ_m é relevante e influi significativamente no processo de fadiga. As curvas de Wöhler levantadas sob flexão rotativa possuem $\sigma_m=0$ e $R= -1$. Observou-se que tensões médias trativas são geralmente prejudiciais para a vida em fadiga, enquanto as compressivas são benéficas. A Figura 8 apresenta curvas σ_a (tensão alternada) x N° Ciclos (até a falha) e mostra que o limite de fadiga σ_e é reduzido com o aumento da tensão média σ_m .

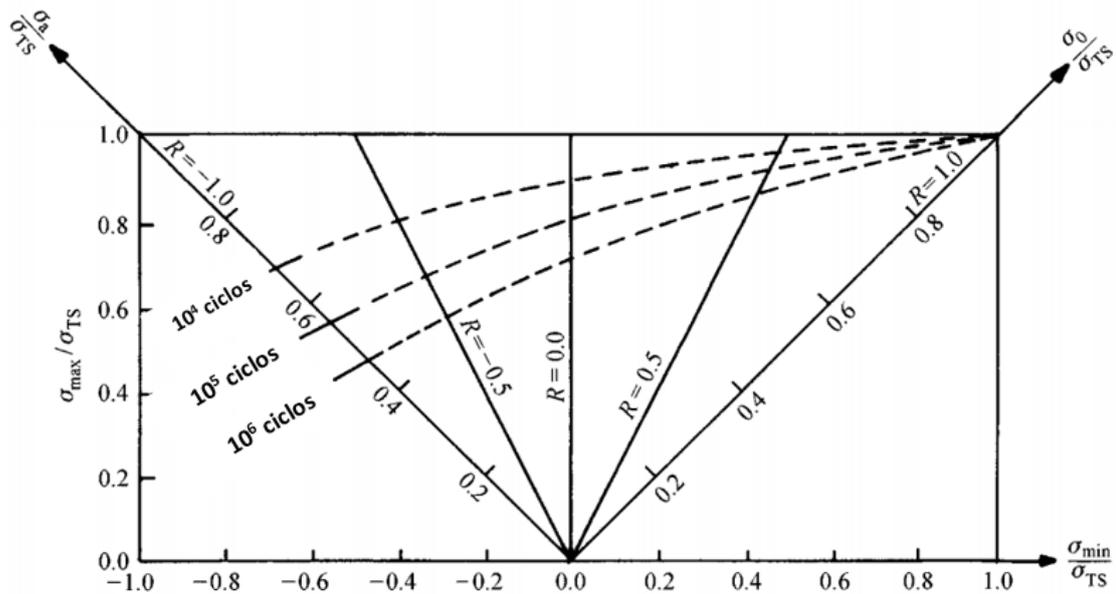
Figura 8: Influência da tensão média no limite de fadiga



Fonte: Hertzberg (2012).

A influência da tensão média é quantificada por meio do diagrama de Haigh. O diagrama de Haigh (FIGURA 9) representa as amplitudes das tensões alternadas vs. as tensões médias, (σ_a x σ_m). Os pontos das curvas de vida constante devem ser vistos como um lugar geométrico das combinações de σ_a e σ_m que causam o mesmo dano à peça. De acordo com Bannantine (1990), este é um conceito útil para viabilizar projetos sob cargas complexas.

Figura 9: Representação do diagrama de Haigh



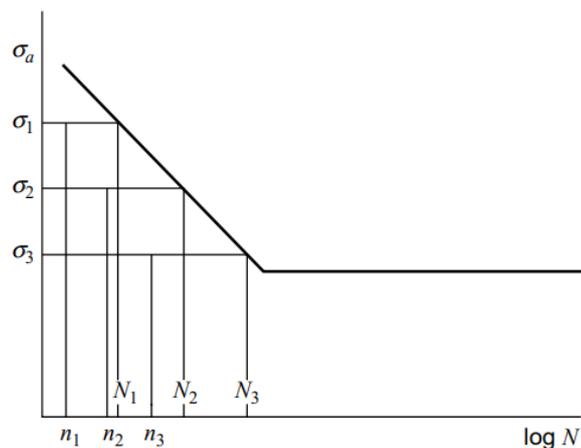
Fonte: Suresh (1998).

Em 1945 foi apresentada a regra de Palmgren-Miner para acumulação de dano de fadiga. Esta regra afirma que a falha ocorrerá quando a soma de todos os danos parciais for igual a 1 (FIGURA 10). A regra de Miner (Eq.1) supõe que o acúmulo de dano é linear e, importante, o efeito da sequência de aplicação de carga não é levado em conta.

$$\frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \frac{n_3}{N_3} + \dots = \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} = 1 \quad (1)$$

- n_i = número de ciclos aplicados na tensão σ_i
- N_i = vida a fadiga na tensão σ_i
- k = número de níveis de tensão no espectro de carregamento

Figura 10: Regra de Miner para acúmulo linear de dano



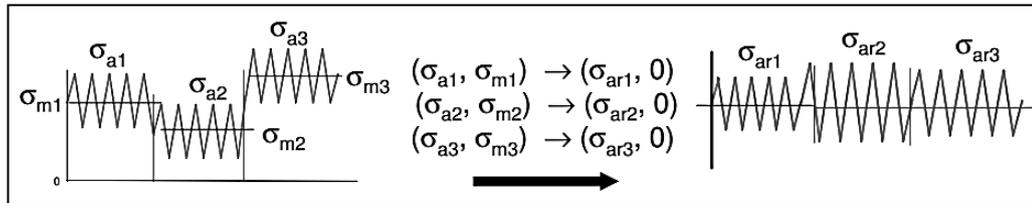
Fonte: Hertzberg (2012).

Ao longo dos anos, as investigações sobre fadiga têm conduzido à observação de que o processo de falha abrange dois ciclos de tensão ou solicitação, que são diferentes nas características e em cada um a falha ocorre por mecanismos físicos distintos. O primeiro deles é o carregamento cíclico em que ocorre significativa deformação plástica durante um pequeno número de ciclos. Este carregamento envolve alguns ciclos de grandes amplitudes de relativa vida curta, e é usualmente relacionado à fadiga de baixo-ciclo (*low cycle fatigue - LCF*) e a abordagem de análise utilizada é a $\varepsilon-N$ (*strain-life*). O segundo tipo é aquele no qual as tensões, ou ciclos de solicitações, são altamente confinados no limite elástico. Este carregamento é associado com baixas cargas e vidas longas e é comumente relacionado à fadiga de alto-ciclo (*high cycle fatigue - HCF*) cuja abordagem utilizada é a $S-N$ (*stress-life*). A fadiga de baixo-ciclo é usualmente associada com a vida de fadiga entre 10 e 10^3 ciclos, e a fadiga de alto ciclo para uma vida da ordem de 10^3 a 10^6 ciclos.

Zheng *et al.* (2013) investigaram a interação entre fadiga de alto ciclo (HCF) e fadiga de baixo ciclo (LCF) em ligas de alumínio fundido. Inicialmente, as vidas de CPs em HCF e LCF foram determinadas sob carregamento de amplitude constante. Os testes de fadiga com interação LCF-HCF foram posteriormente realizados com aplicação de subcargas periódicas.

Atualmente muitos projetos de dimensionamento de peças e componentes estruturais sujeitos a carregamentos alternados utilizam o método de Wöhler ($S-N$) para prever a vida de fadiga. O método $S-N$ baseia-se na correlação do início do trincamento de qualquer peça real com a vida de pequenos corpos de prova (CPs), quando estes são submetidos à mesma história de tensões que atua no ponto crítico da peça. Se a resistência à fadiga do material for conhecida, deve-se avaliar o efeito dos diversos detalhes que afetam a vida do ponto crítico para calcular a resistência à fadiga da peça. Posteriormente, calcula-se ou mede-se a história de tensões alternadas σ_a e médias σ_m atuantes (carregamento variável). Por meio de curvas $\sigma_a \times \sigma_m$ (Goodman, Gerber, Soderberg, Morrow) encontram-se as tensões equivalentes totalmente alternadas σ_{ari} que causam o mesmo dano à peça, aos correspondentes pares (σ_a, σ_m) (FIGURA 11). Finalmente, utiliza-se a teoria de Miner de acúmulo linear de dano para quantificar o dano total causado numa peça e assim poder-se estimar a vida remanescente.

Figura 11: Esquema de correção das curvas $\sigma_a \times \sigma_m$ para σ_{ar}

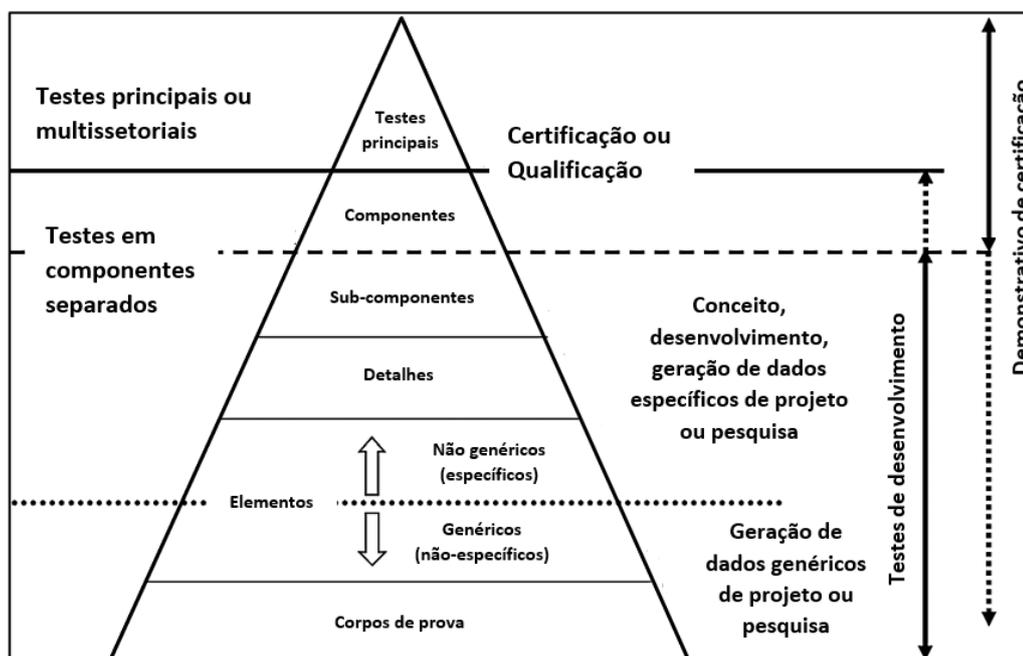


Fonte: elaborada pelo autor.

Alguns programas de elementos finitos utilizam, no pós-processamento de análise de fadiga, a correção da curva S-N devido efeitos de tensão média, onde pode ser escolhida a teoria desejada e que melhor se aplica ao problema.

No projeto de uma estrutura, muitas vezes as variáveis e condições de contorno são difíceis de serem consideradas e implementadas no cálculo de vida, quando são utilizadas apenas informações de corpos de prova simples. Como exemplo destas variáveis, podemos citar os efeitos de contato, carregamentos complexos e triaxialidade de tensões. Por isso, torna-se necessária a preparação de corpos de prova mais elaborados, ou até mesmo da estrutura real sujeita às condições que supostamente deverá operar. Segundo Tavares e Castro (2017), a indústria aeronáutica adota a chamada “Pirâmide de Ensaio” (FIGURA 12), onde todos os ensaios em corpos de prova, componentes ou subcomponentes são colocados em uma escala hierárquica.

Figura 12: Pirâmide de ensaios na indústria aeronáutica



Fonte: Breuer (2016).

2.1.3 Filosofias de projetos à fadiga em aeronaves

Para compreendermos corretamente a diferença entre as filosofias de projeto à fadiga, deve-se tratar separadamente os seguintes eventos: iniciação do defeito, propagação do defeito e ruptura final.

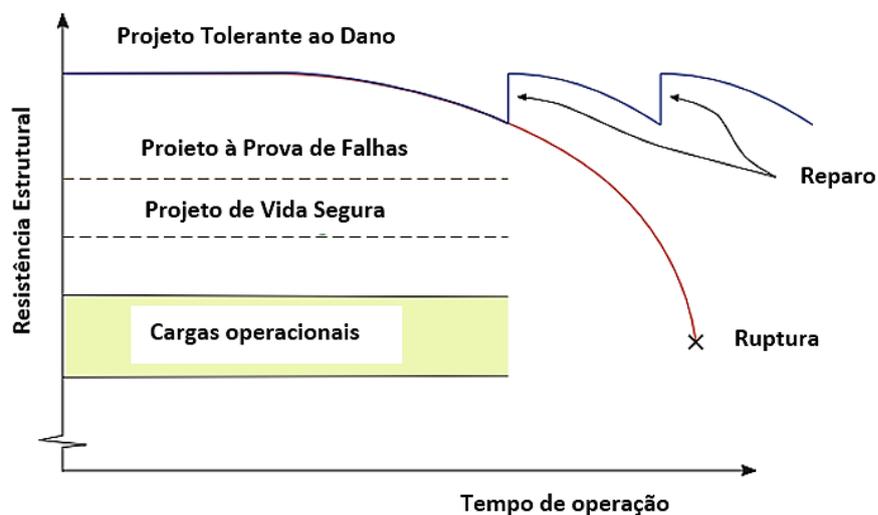
- Projeto de Vida Segura (*Safe-Life*): todos os componentes e a estrutura devem permanecer isentos de trincas durante a vida operacional. Coeficientes de segurança são introduzidos na curva S - N do material, nos componentes e na estrutura como um todo. Por esta razão, raramente é aplicado em projetos de partes estruturais de aeronaves, uma vez que representa elevado custo e/ou implicação de peso extra.
- Projeto à Prova de Falhas (*Fail-Safe*): a estrutura resiste ao carregamento esperado em serviço, mesmo que ocorra a falha em um dos seus componentes. É uma estrutura redundante. Com esta filosofia a estrutura é projetada para ter tensões menores do que a resistência à fadiga do material, durante seu serviço. Entretanto, a redundância usada nesta filosofia de projeto pode penalizar os custos de manutenção, porém, é necessária para garantir a integridade estrutural em condições extremas.
- Projeto Tolerante ao Dano (*Damage Tolerance Philosophy*): baseia-se na análise da propagação de trincas por fadiga e necessita de conhecimento quantitativo da resistência da estrutura na presença de trincas (diagrama de resistência residual x tempo requerido para que a trinca se propague até um tamanho crítico). A ferramenta utilizada para o projeto tolerante ao dano é essencialmente a mecânica da fratura. Este tipo de projeto considera um plano de manutenção estrutural baseado em inspeções ou outras ações de manutenção. Se a estrutura pode suportar defeitos de um determinado tamanho e por um determinado período, sem reparos, isso pode melhorar o peso específico da estrutura, uma vez que não há necessidade de massa adicional para aumentar sua resistência. Se esses danos forem detectados e reparados nas verificações de manutenção, a resistência residual estrutural original é restaurada.

Ao longo dos anos os projetos foram evoluindo, desde abordagens de vida segura até abordagens à prova de falhas e tolerância a danos, nesta sequência. Entretanto, esta última emergiu como a principal filosofia de projeto para estruturas

de aeronaves, permitindo economia de peso e, ao mesmo tempo, aumentando a confiabilidade e integridade estrutural na presença de danos que possam ter ocorrido durante o processo de fabricação ou durante o serviço.

A aplicação da filosofia de tolerância a danos requer conhecimento extensivo das propriedades de fadiga e fratura, resistência à corrosão, modos potenciais de falhas e técnicas de inspeções não destrutivas, particularmente, intervalos de inspeção de mínimos defeitos detectáveis. Uma representação esquemática da resistência residual da estrutura de uma aeronave, para diferentes filosofias de projeto, pode ser visualizada na Figura 13.

Figura 13: Representação esquemática da resistência da estrutura da aeronave para diferentes filosofias de projeto



Fonte: Tavares e Castro (2019).

No início da década de 1970, a Força Aérea dos Estados Unidos (*USAF - United States Air Force*) desenvolveu uma filosofia de projeto com tolerância ao dano para ajudar a eliminar os tipos de falhas estruturais e problemas de trincas que haviam sido encontradas em várias aeronaves militares. A revisão das falhas estruturais da USAF revelou que a filosofia de vida segura não protegia contra projetos intolerantes a defeitos que poderiam ser introduzidos durante a fabricação ou durante o uso em serviço. Sob o ponto de vista de segurança de voo, foi prudente então se considerar que novas estruturas da fuselagem poderiam conter danos iniciais, como exemplo, arranhões, falhas, rebarbas, trincas, e que nem todas as trincas seriam encontradas durante inspeções de fuselagens mais antigas.

Conseqüentemente, uma filosofia de tolerância a danos foi formulada com base na demonstração de segurança estrutural, pressupondo que danos pré-existentes estariam presentes em locais críticos de todos os detalhes estruturalmente significativos, de modo a garantir que o máximo possível de dano inicial não cresça a um tamanho que colocaria em perigo a segurança de voo durante a vida útil da aeronave. A filosofia de tolerância a danos foi formalmente adotada pela USAF como parte do Programa de Integridade Estrutural de Aeronaves (*ASIP - Airplane Structural Integrity Program*) em 1972 com a publicação da especificação MIL-STD-1530. Em 1974 foi emitida a especificação militar MIL-A-83444 (USAF) "*Airplane Damage Tolerance Requirements*" que apresentou requisitos detalhados de tolerância a danos em função do conceito de projeto e grau de inspecionabilidade. Em 1975, o documento MIL-STD-1530A foi lançado para atualizar e revisar o processo. O plano de controle de fadiga e fratura da especificação MIL-STD-1530 foi substituído pelo plano de controle de tolerância a danos MIL-A-83444. Em fevereiro de 1985, os requisitos ASIP MIL-A-83444 foram novamente revisados em formato e atualizados em conteúdo, gerando o documento MIL-A-87221 (USAF). Esse último substituído em junho 1990 por AFGS-87221. Como parte da iniciativa geral de reforma e aquisições do governo, os requisitos do ASIP eram interpretados como diretrizes ASIP, com a emissão em novembro de 1996 da especificação MIL-HDBK-1530 "*General Guidelines for Aircraft Structural Integrity Program*".

Os requisitos estruturais e as diretrizes de verificação de aeronaves mais recentes, foram declarados no Guia de Especificação do Serviço Conjunto do Departamento de Defesa: *Aircraft Structures*, JSSG-2006. Este guia é destinado a todos os departamentos e agências do Departamento de Defesa dos Estado Unidos, lançado em 30 de outubro de 1998 e é um documento em constante evolução (NEGAARD, 1980).

Atualmente o Programa de Integridade Estrutural de Aeronaves (ASIP) realiza conferências anuais voltadas especificamente para reunir os líderes mundiais na área de integridade estrutural de aeronaves e disseminar informações sobre tecnologias de ponta para estruturas de aeronaves em frotas militares e civis, incluindo projeto, análise, teste, fabricação, certificação, avaliação, inspeção não destrutiva, manutenção, reparo, segurança, avaliação de risco e mitigação, durabilidade e gerenciamento de vida.

Uma outra importante organização na área de integridade estrutural de aeronaves é o (ICAF) *International Committee on Aeronautical Fatigue and Structural Integrity*. O ICAF é uma organização informal, cujas atividades estão relacionadas a questões de integridade estrutural de aeronaves, como no campo da resistência à fadiga e realiza a cada 2 anos uma conferência internacional para representantes da indústria, universidades e institutos, agências reguladoras e operadoras em todo o mundo. O Comitê foi formado em 1951, também em resposta às crescentes preocupações com relação ao problema de fadiga em estruturas de aeronaves. Originalmente o ICAF começou com 5 países e ao longo dos anos outros países foram convidados. Atualmente possui 17 países membros: Austrália, Brasil, Canadá, Finlândia, França, Alemanha, Israel, Itália, Japão, Polônia, Suécia, Suíça, Holanda, Reino Unido, Estados Unidos, China e Federação Russa (ICAF, 2021).

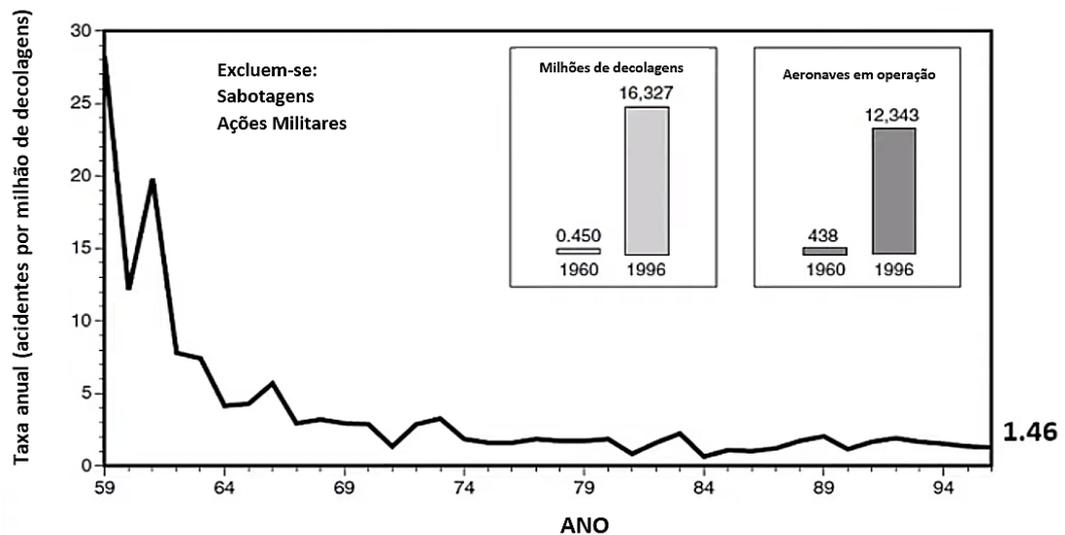
Os campos de pesquisa do ICAF são: métodos analíticos, numéricos e experimentais e estudo da resistência à fadiga de componentes estruturais de aeronaves, motores de aeronaves e materiais estruturais, métodos para avaliar e calcular a resistência residual da estrutura da aeronave e seus componentes, projeto e vida útil, critérios de avaliação, danos generalizados por fadiga, mecânica da fratura, fadiga e modelagem de fratura em metais e materiais compostos, testes de fadiga de fuselagem, motor e elementos estruturais, incluindo testes em escala real, inspeções não destrutivas, prevenção de corrosão e efeitos ambientais, programa de manutenção de aeronaves, motor e reparos estruturais, monitoramento da integridade da estrutura da aeronave e motor, requisitos de certificação e aeronavegabilidade, frota envelhecida e programas de extensão de vida, abordagem probabilística e análise de risco da integridade estrutural, simulação de processos de fadiga.

2.1.4 Falhas em aeronaves

Analisando a taxa de acidentes por milhão de decolagens no mundo, entre 1959 e 1996, pode-se constatar uma redução de 28 para 1,46, respectivamente (FIGURA 14). Interessante observar a evolução da segurança de voo e confiabilidade dos projetos da indústria aeronáutica relacionadas à integridade estrutural: em 1960 existiam 438 aviões no mundo e ocorreram 450 mil decolagens, com taxa de 28 acidentes/milhão de decolagens. Em 1996 existiam 12.346 aviões com a ocorrência de 16,3 milhões de decolagens, com taxa de 1,46

acidentes/milhão de decolagens. Já em 2018 existiam 28.602 aviões e a ocorrência de 71 milhões de decolagens, com taxa de 0,18 acidentes/milhão de decolagens.

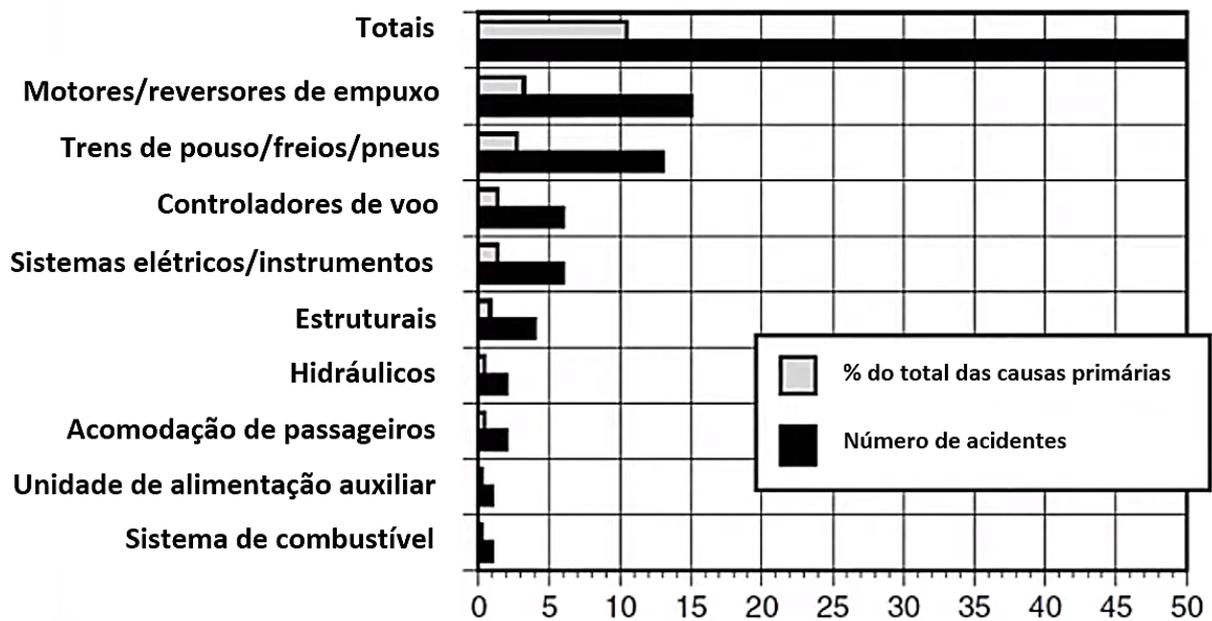
Figura 14: Taxa anual de acidentes por milhão de decolagens no mundo (1959 a 1996)



Fonte: National Research Council (1998)

Analisando a origem dos problemas que levaram a acidentes em aeronaves no período de 1959 e 1996, no total de 476 acidentes, 50 destes foram relacionados a falhas na aeronave, e verifica-se que apenas 4 acidentes ocorreram devido à falha estrutural, o que historicamente representa aproximadamente 1% do total de falhas (FIGURA 15), realmente um número baixo, porém, não desprezível.

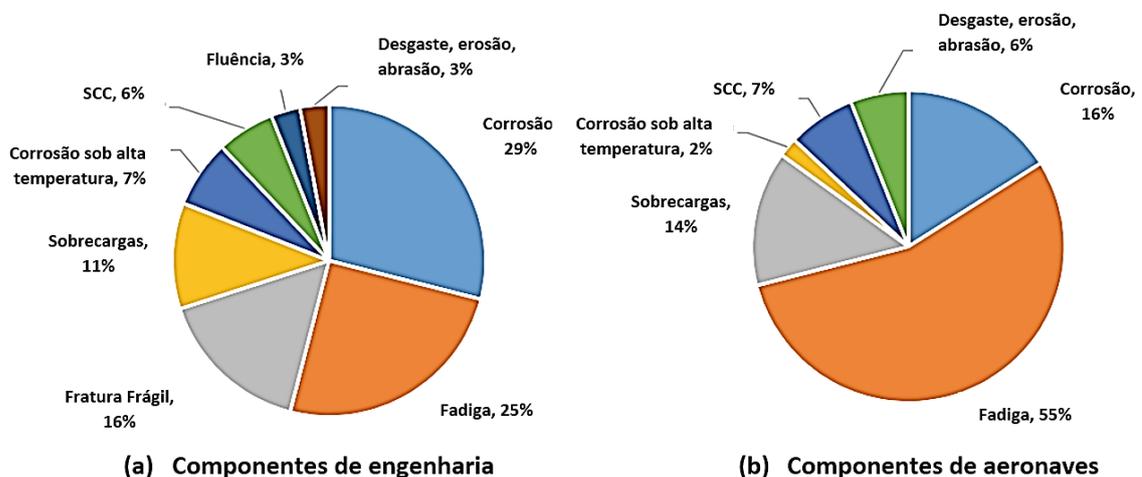
Figura 15: Origem dos problemas em aeronaves que levaram a acidentes entre 1959 e 1996



Fonte: National Research Council (1998).

Dentre as falhas estruturais, a Figura 16 compara a porcentagem de falhas em componentes de engenharia em geral e em componentes de aeronaves, e mostra que a fadiga é o principal mecanismo de falha em estruturas de aeronaves. A diversificação nos projetos das fuselagens, o crescente interesse na utilização de materiais compósitos e o uso de uma grande variedade de materiais, podem impactar na distribuição percentual de casos de falha, mas o predomínio de fadiga, certamente, continue para materiais metálicos.

Figura 16: Frequência de mecanismos de falhas, (%)



Fonte: Tavares e Castro (2019).

2.2 Mecânica da Fratura

A mecânica da fratura usa conceitos da mecânica aplicada para desenvolver o entendimento dos campos de tensão e deformação em torno da ponta de uma trinca quando esta está presente em uma estrutura. Um conhecimento sólido desses campos de tensão e deformação ajuda a desenvolver projetos à prova de falhas e seguros para estruturas. Tais conceitos de projeto baseados em mecânica de fratura são amplamente utilizados e não estão limitados somente aos campos de engenharia nuclear, aeroespacial, civil ou mecânica. A Mecânica da Fratura pode ser dividida em duas áreas: Mecânica da Fratura Linear Elástica (MFLE) e Mecânica da Fratura Elastoplástica (MFEP).

O objetivo da mecânica da fratura é de fornecer respostas quantitativas para o problema específico de trincas em estruturas. A mecânica da fratura tenta fornecer respostas quantitativas às seguintes questões: qual a resistência residual em função do tamanho da trinca; qual o máximo tamanho de trinca permissível (a_c); quanto tempo (N) leva para uma trinca crescer de um tamanho inicial (a_o) até um máximo tamanho permissível (a_c); qual a vida da estrutura quando um tamanho de trinca pré-existente é assumido existir; com que frequência deve uma estrutura ser inspecionada durante o período útil de detecção das trincas.

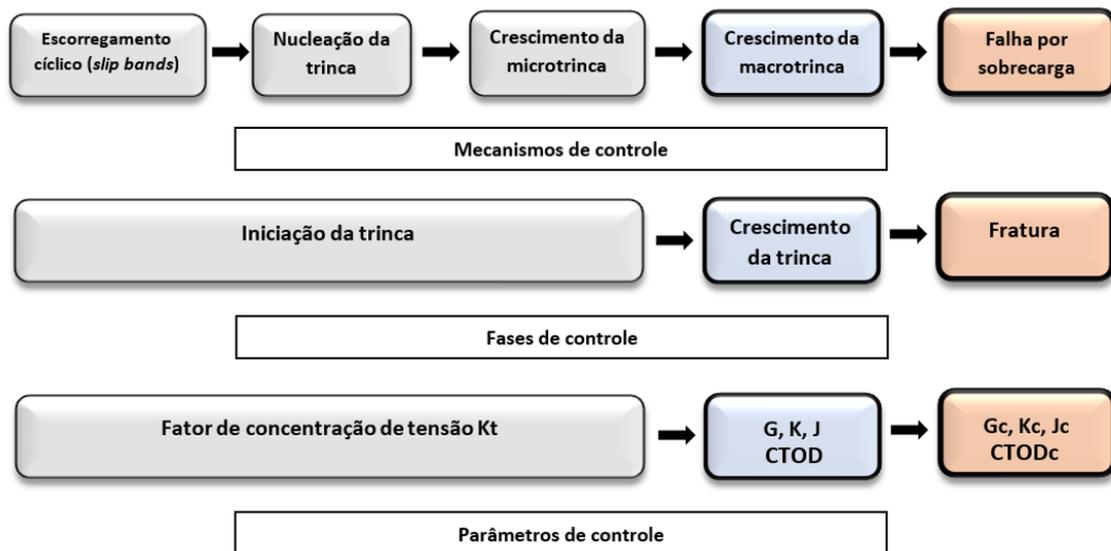
2.2.1 Parâmetros de Fratura

Podemos dividir a Mecânica da Fratura em duas áreas de estudo: Mecânica da Fratura Linear Elástica (MFLE) e Mecânica da Fratura Elastoplástica (MFEP).

A Mecânica da Fratura Linear Elástica (MFLE) aplica-se aos casos em que o comportamento do material é predominantemente elástico e a resposta à fratura é frágil. É aplicada para análise de materiais frágeis contendo trincas agudas, ou em materiais cuja quantidade de plasticidade na ponta da trinca é pequena. Os parâmetros utilizados são a Taxa de Liberação de Energia (G) e Fator de Intensidade de Tensão (K). Uma vez que o componente seja governado por um estado de plano de deformação (EPD), a MFLE pode ser aplicada com precisão.

A Mecânica da Fratura Elastoplástica (MFEP) surgiu em função das limitações de aplicação da (MFLE) e é utilizada nos casos em que existe uma considerável plasticidade do material na ponta da trinca. Os parâmetros utilizados são a Integral – J e CTOD. A Figura 17 resume os mecanismos, fases e principais parâmetros de controle no processo de iniciação e propagação de uma trinca.

Figura 17: Mecanismos, fases e parâmetros de controle no processo de iniciação e propagação de uma trinca



Fonte: elaborada pelo autor.

2.2.1.1 Taxa de Liberação de Energia G

Irwin (1956) desenvolveu o conceito de taxa de liberação de energia (*energy release rate*) aplicando a teoria de Griffith para o caso de materiais com deformação plástica, ainda que limitada à mecânica da fratura linear elástica. Segundo Irwin essa taxa de liberação de energia é definida como:

$$G = \frac{-d}{dA}, \text{ onde } d = U - F \quad (2)$$

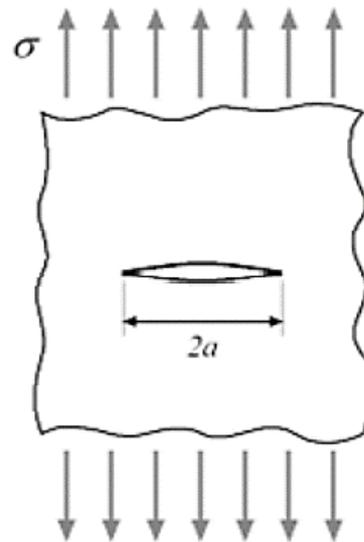
Π : energia potencial total

U : energia de deformação interna

F : trabalho realizado pelas forças externas

Por exemplo, a Figura 18 mostra uma trinca de comprimento $2a$ em um grande corpo elástico, com módulo de elasticidade E , e sujeito a uma tensão de tração (σ):

Figura 18: Placa infinita com trinca $2a$



Fonte: elaborada pelo autor.

A taxa de liberação de energia é dada por:

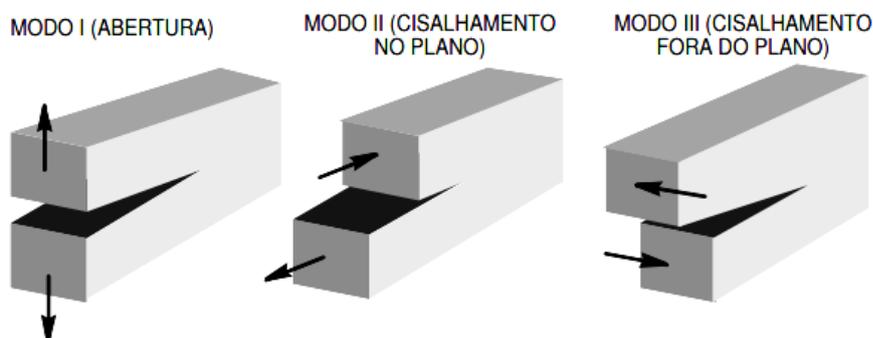
$$G = \frac{\pi \sigma^2 a}{E} \quad (3)$$

No momento da fratura G é igual à taxa de liberação de energia crítica, G_c , sendo um parâmetro de tenacidade à fratura do material e que pode ser determinado experimentalmente.

Logo depois, Irwin mostrou que as tensões e deslocamentos na vizinhança da trinca (*crack tip*) poderiam ser descritos por uma simples constante que depois ficou conhecida como fator de intensidade de tensões K .

A descrição do campo de tensões na ponta da trinca pode ser associada a três modos básicos de carregamento, como mostrados na Figura 19:

Figura 19: Modos básicos de carregamentos e aberturas de trincas



Fonte: elaborada pelo autor.

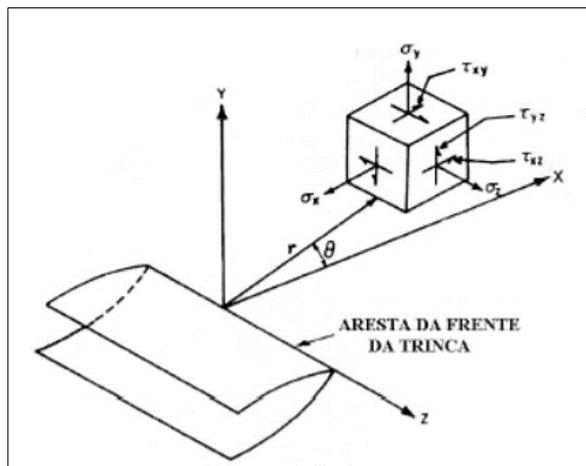
Assim, pode ser visto que qualquer deformação da trinca pode ser representada pela superposição destes três casos e que, para cada um dos três movimentos da trinca, existe um campo de tensões associado à ponta da trinca (*crack tip*).

2.2.1.2 Fator de Intensidade de tensão K

Irwin (1958) apresentou uma relação matemática onde a variação da tensão é expressa em termos do fator conhecido como Fator de Intensidade de Tensões K . Este possibilitou caracterizar a abertura de trincas por fadiga.

Irwin, usando a teoria linear elástica, mostrou que as componentes de tensão primária correspondente aos três modos de deslocamentos na vizinhança da ponta da trinca poderiam ser expressas da seguinte forma (FIGURA 20):

Figura 20: Representação das componentes de tensão na frente da trinca



Fonte: Miranda *et al.* (2003).

$$\begin{aligned}\sigma_x &= \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left[1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right] \\ \sigma_y &= \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left[1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right] \\ \tau_{xy} &= \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2}\end{aligned}$$

Tensão Plana

$$\sigma_z = 0$$

Deformação Plana

$$\sigma_z = \nu(\sigma_x + \sigma_y)$$

$$\tau_{xz} = \tau_{zx} = 0$$

Onde r é a distância radial da ponta da trinca e K é o de fator de intensidade de tensão que dá a magnitude do campo de tensões elásticas na vizinhança da ponta da trinca. A forma geral de K é dada por:

$$K = Y\sigma\sqrt{\pi a} \quad (4)$$

Na eq. (4), Y é um parâmetro adimensional que depende da geometria do corpo de prova e da posição e comprimento da trinca. Corpos de prova ensaiados

em laboratório possuem fatores de correção da geometria que são expressos como polinômios $f(a/w)$. A Tabela 2 relaciona as soluções de fatores de intensidade de tensão para os principais tipos de corpos de prova. Neste caso, todas as equações de KI estão escritas na seguinte forma:

$$KI = \frac{P}{B\sqrt{W}} f\left(\frac{a}{W}\right) \quad (5)$$

onde P é a carga aplicada e B a espessura do corpo de prova. Reorganizando a eq. (5), Y e σ podem ser expressos na forma das eq. (6) e (7):

$$KI = \frac{P}{B\sqrt{W}} f\left(\frac{a}{W}\right) = \frac{P}{BW} f\left(\frac{a}{W}\right) \sqrt{\frac{W}{\pi a}} \sqrt{\pi a} = Y \sqrt{\pi a}$$

$$Y = f\left(\frac{a}{W}\right) \sqrt{\frac{W}{\pi a}} \quad (6)$$

$$\sigma = \frac{P}{BW'}$$

$$W' = W \text{ para C(T)}$$

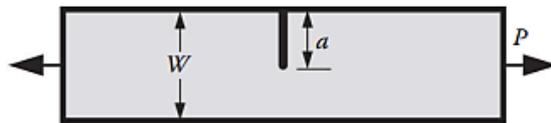
$$(7)$$

$$W' = 2W \text{ para M(T) e DENT}$$

Tabela 2: Soluções de KI para os mais comuns corpos de prova

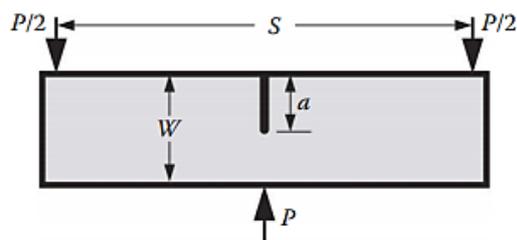
*Geometria**f(a/W)***Entalhe simples sob tração
SENT****Entalhe simples em flexão
SE(B)****Painel com trinca central
M(T)**

Single-edge notched tension (SENT)



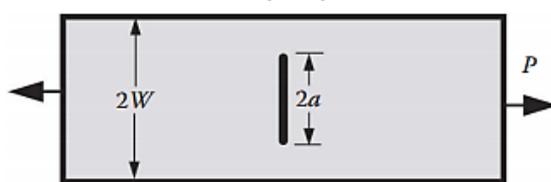
$$\frac{\sqrt{2 \tan(\pi a/2W)}}{\cos(\pi a/2W)} \left[0.752 + 2.02 \left(\frac{a}{W} \right) + 0.37 \left(1 - \sin \frac{\pi a}{2W} \right)^3 \right]$$

Single-edge notched bend (SE(B))



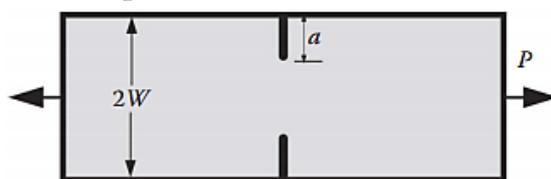
$$\frac{3(S/W)\sqrt{a/W}}{2(1+2(a/W))(1-(a/W))^{3/2}} \left[1.99 - \frac{a}{W} \left(1 - \frac{a}{W} \right) \left\{ 2.15 - 3.93 \left(\frac{a}{W} \right) + 2.7 \left(\frac{a}{W} \right)^2 \right\} \right]$$

Center-cracked tension (CCT)



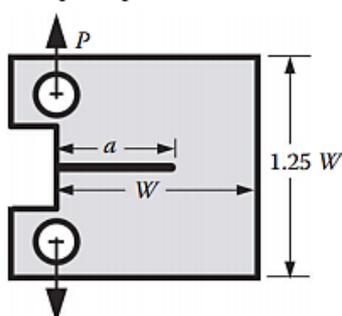
$$\sqrt{\frac{\pi a}{4W} \sec\left(\frac{\pi a}{2W}\right)} \left[1 - 0.025 \left(\frac{a}{W} \right)^2 + 0.06 \left(\frac{a}{W} \right)^4 \right]$$

Double-edge notched tension (DENT)

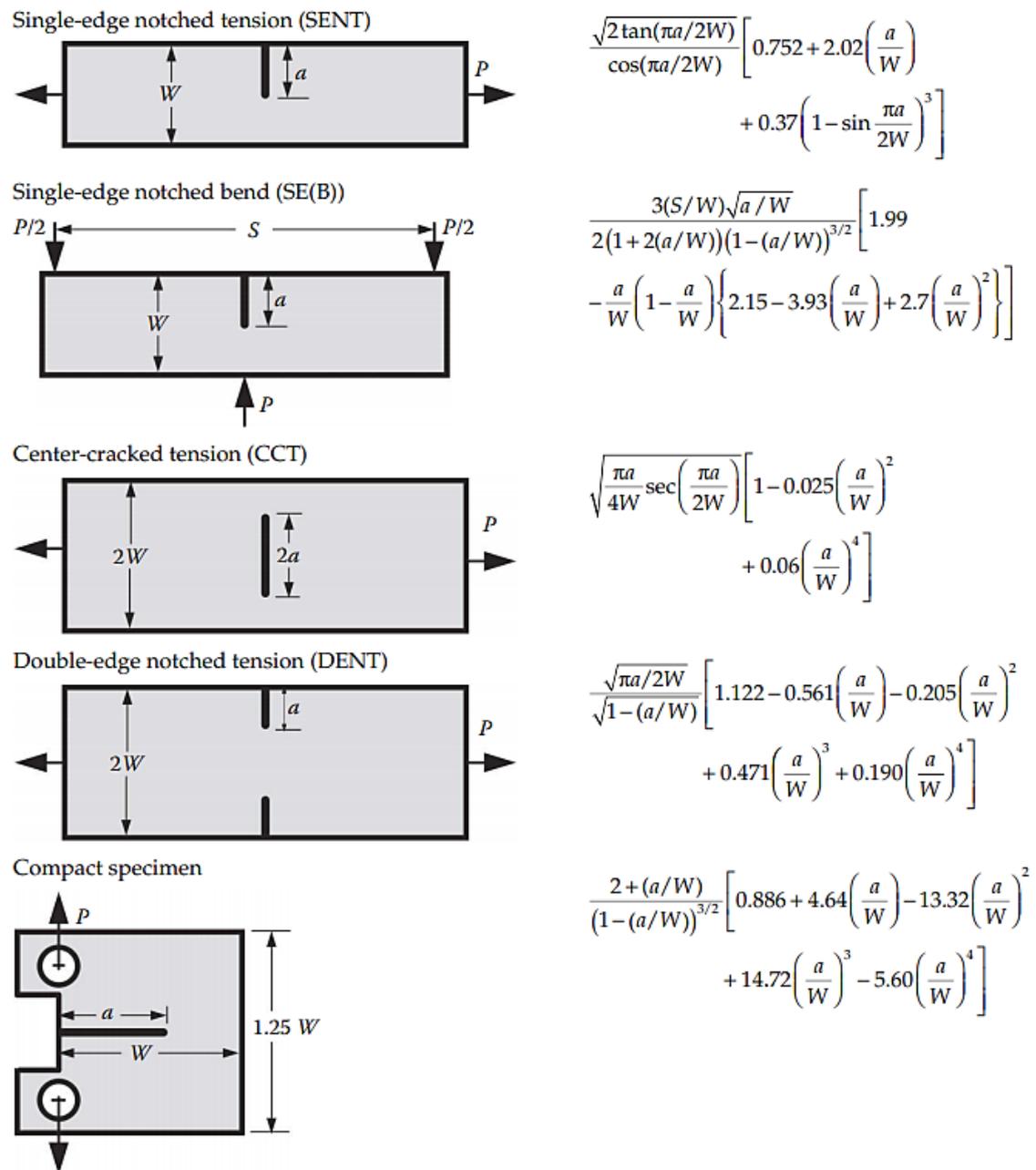


$$\frac{\sqrt{\pi a/2W}}{\sqrt{1-(a/W)}} \left[1.122 - 0.561 \left(\frac{a}{W} \right) - 0.205 \left(\frac{a}{W} \right)^2 + 0.471 \left(\frac{a}{W} \right)^3 + 0.190 \left(\frac{a}{W} \right)^4 \right]$$

Compact specimen



$$\frac{2+(a/W)}{(1-(a/W))^{3/2}} \left[0.886 + 4.64 \left(\frac{a}{W} \right) - 13.32 \left(\frac{a}{W} \right)^2 + 14.72 \left(\frac{a}{W} \right)^3 - 5.60 \left(\frac{a}{W} \right)^4 \right]$$



Fonte: Anderson, (2017).

Estas equações podem ser implementadas em programas para cálculo analítico dos parâmetros de fratura em geometrias de corpos de prova.

Existe uma determinada combinação de tensões e deformações que quando atinge certo valor crítico para o fator de intensidade tensão K , a trinca se propaga instavelmente. Este valor crítico, chamado de K_c , é uma medida da tenacidade à fratura do material, sendo uma característica somente do material e determinado em laboratório quando submetido à determinada temperatura e velocidade de solicitação. Para o caso particular de carregamento em Modo I, que na prática

ocorre com mais frequência, o fator de intensidade de tensão crítico é denominado de K_{Ic} .

Ambos os parâmetros, K e G , foram desenvolvidos com base na teoria da mecânica da fratura linear elástica, e estão diretamente relacionados, conforme abaixo:

- Para estado plano de tensões (EPT):

$$G = \frac{K^2}{E} \quad (8)$$

- Para o estado plano de deformações (EPD), onde ν é o coeficiente de Poisson:

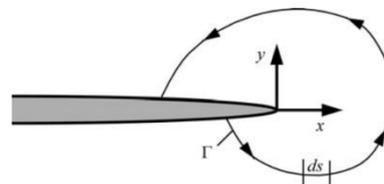
$$G = \frac{K^2(1-\nu^2)}{E} \quad (9)$$

2.2.1.3 Integral - J

A Integral-J é um dos parâmetros de mecânica de fratura amplamente aceitos para análise de fratura em materiais lineares elásticos e materiais elastoplásticos e pode ser analisada como uma generalização da Taxa de Liberação de Energia G . Conforme Rice (1968) a integral-J é definida como segue na Figura 21.

Figura 21: Definição da expressão da Integral-J

$$J = \int_{\Gamma} \left(w dy - T_i \frac{\partial u_i}{\partial x} ds \right)$$



Fonte:

Anderson, (2017).

Onde w é a densidade de energia de deformação, T_i são os componentes do vetor de tração, u_i são componentes do vetor de deslocamento e ds é o incremento de comprimento ao longo do contorno Γ sobre o qual a integração é realizada.

Para uma trinca em um material elástico linear, a integral-J representa a taxa de liberação de energia, ou seja, $J = G$. Além disso, as amplitudes de tensão e

deformação na ponta da trinca são caracterizadas pela integral- J para uma trinca em um material elástico não linear.

2.3 Modelos de Propagação de Trincas de Fadiga

Segundo a Mecânica da Fratura Linear Elástica (MFLE), se aceita a preexistência de trincas em um membro estrutural. A trinca é o ponto crítico da peça e é modelada pelos conceitos da Mecânica da Fratura. A taxa de crescimento da trinca por ciclo, da/dN , pode ser expressa como uma função da variação do fator de intensidade de tensão ΔK na ponta da trinca (*crack tip*) e este depende primariamente da gama de tensões aplicadas $\Delta\sigma$, do comprimento da trinca a , e da geometria da peça trincada $f(a/w)$, que quantifica o efeito de todos os parâmetros geométricos que afetam o campo de tensões na região trincada peça. Escrevendo a expressão de ΔK temos:

$$K = \sqrt{\pi a} f\left(\frac{a}{W}\right) \quad (10)$$

onde, $\Delta K = K_{m\acute{a}x} - K_{m\acute{i}n}$ e $\Delta\sigma = \sigma_{m\acute{a}x} - \sigma_{m\acute{i}n}$

O número de expressões de taxas de crescimento de trinca por fadiga na literatura é enorme. Mas o primeiro dessa relação foi atribuído a Head (1953). Após os acidentes dos aviões *Comet*, que foram causados por trincas de fadiga crescendo a partir de janelas na fuselagem, a busca por um parâmetro de ponta de trinca confiável e a relação da taxa de crescimento estava em andamento. A Tabela 3 fornece uma lista resumida de algumas taxas de crescimento de trinca que foram propostas desde o início dos anos 1960. Esta lista é um resumo das principais expressões que estão sendo usadas atualmente em muitos códigos de previsão de vida com tolerância a danos.

Tabela 3: Evolução de algumas típicas expressões de taxa de crescimento de trinca

Paris <i>et al.</i> : $da/dN = C.\Delta K^m$
Paris e Erdogan: $da/dN = C.\Delta K^m (K_{m\acute{a}x})^n$
Forman <i>et al.</i> : $da/dN = f(\Delta K, R, K_c)$
Tomkins: $da/dN = f(\Delta CTOD)$
Elber: $da/dN = C. (\Delta K_{eff})^n$
Walker: $da/dN = f(\Delta K, R)$

Dowling and Begley: $da/dN = C. (\Delta J_{eff})^n$

Ogura *et al.*: $da/dN = f (W_{eff})^n$

Miller and Gallagher: procedimento de consulta de tabela $da/dN = f (\Delta K, R)$

Fonte: Newman (1998, com adaptações).

Paris *et al.* (1961) deram um passo importante na aplicação da variação do fator de intensidade de tensão para crescimento da trinca por fadiga. Donaldson e Anderson (1962) *apud* Newman (1998) demonstraram como este novo conceito poderia ser aplicado a componentes de aeronaves. Muito rapidamente, descobriu-se que ΔK por si só não correlacionaria a taxa de crescimento da trinca por fadiga para diferentes razões de tensão, R , e outras equações foram propostas. Destas, Forman *et al.* (1967) e as equações de Walker (1970) são comumente usadas em muitos códigos de previsão de vida. Um outro estudo importante na compreensão do crescimento da trinca por fadiga foi realizado por Elber (1971) que descobriu o fechamento da trinca e propôs que o parâmetro ΔK_{eff} deveria controlar o crescimento da trinca. Anterior à descoberta de Elber, Tomkins (1968) estava usando o modelo de Bilby, Cottrell e Swinden (1963) para desenvolver um parâmetro de deslocamento de ponta de trinca local para o crescimento de trinca. Depois que Rice em 1968 desenvolveu a Integral - J , outros pesquisadores começaram a explorar o uso do parâmetro ΔJ_{eff} para o crescimento de trincas por fadiga. Da mesma forma, Ogura *et al.* (1985) propuseram o uso da energia de histerese cíclica local (W_{eff}). A relação entre ΔK vs. a taxa de crescimento da trinca (da/dN) nem sempre se ajusta às leis de potência simples que foram propostas. Miller e Gallagher (1981) descobriram que previsões de vida mais precisas poderiam ser feitas se um procedimento de tabela de pesquisa fosse utilizado. No próximo item detalharemos os modelos de crescimento de Paris, Walker e Forman.

2.3.1 Lei de Paris-Erdogan

Paris (1961) demonstrou, convincentemente, que é a gama do fator de intensidade de tensões ΔK , e não a da tensão $\Delta\sigma$, o parâmetro que controla a propagação das trincas por fadiga. Foi a ideia realmente inovadora desde os tempos de Wöhler. Para a previsão da vida residual à fadiga, Paris sugeriu que a propagação de fratura por fadiga poderia ser descrita pela seguinte regra:

$$\frac{da}{dN} = C \Delta K^m \quad (\text{Lei de Paris-Erdogan}) \quad (11)$$

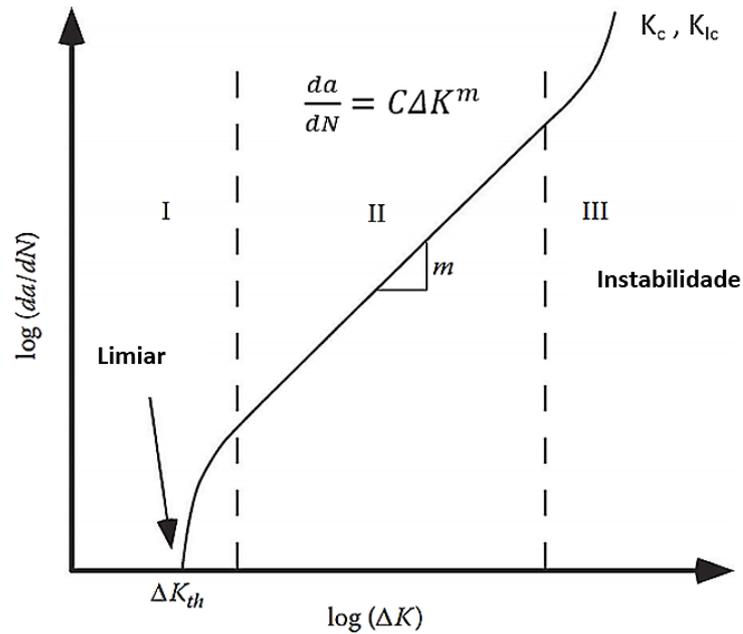
Onde C e m são constantes do material determinadas empiricamente de dados de taxa de crescimento de trinca por fadiga e são independentes do tamanho da trinca. As curvas $da/dN \times \Delta K$ têm uma forma sigmoideal característica (FIGURA 22), em escala *log-log* com três fases bem distintas:

Fase I: possui um limiar de propagação ΔK_{th} , (*Threshold*) abaixo do qual os carregamentos não causam danos à peça trincada e a trinca não se propaga. Vai do limiar ΔK_{th} até taxas de 10^{-10} a 10^{-9} m/ciclo ou de cerca de um espaçamento atômico até a ordem de um tamanho de grão por ciclo.

Fase II: possui derivada constante e $da/dN = C\Delta K^m$. Tem taxas que vão de $10^{-10} \sim 10^{-9}$ até $10^{-6} \sim 10^{-3}$ m/ciclo. É controlada pela gama das deformações elastoplásticas cíclicas que acompanham a ponta da trinca. Os mecanismos de trincamento são contínuos, pouco sensíveis à carga média, à microestrutura e ao meio ambiente. Neste estágio o crescimento de trinca conduz, em muitas ligas de engenharia, à formação de estrias de fadiga. Rùchert (2003) evidenciou claramente a redução progressiva do espaçamento interestrias com a diminuição da variação do fator de intensidade de tensão ΔK .

Fase III: possui derivada crescente até a fratura e reflete a propagação instável da trinca ou rasgamento da peça, que ocorre quando $K_{max} = K_c$.

Figura 22: Comportamento típico de crescimento de trinca por fadiga em metais.



Fonte: Anderson, (2017, com adaptações).

Integrando a eq. (12) é possível desenvolver uma expressão matemática para prever a vida em fadiga N de um componente sujeito a um carregamento de amplitude constante.

$$\int_{N_0}^N dN = \int_{a_0}^a \frac{da}{C(K)^m} = \frac{1}{C(Y\sqrt{\pi})^m} \int_{a_0}^a \frac{da}{a^{m/2}} \quad (12)$$

$$N = \frac{2(a_0^{1-m/2} - a^{1-m/2})}{C(m-2)} \quad \text{para } m \neq 2 \quad (13)$$

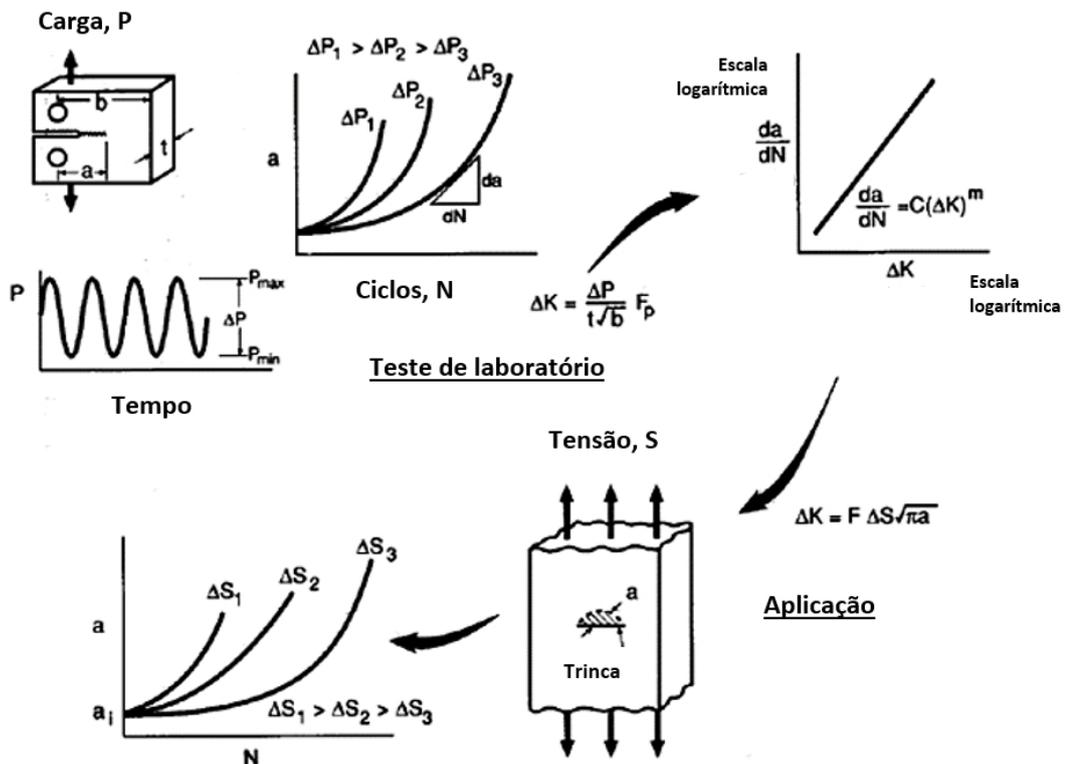
$$N = \frac{\ln\left(\frac{a}{a_0}\right)}{\pi C(Y)^2} \quad \text{para } m = 2 \quad (14)$$

Nestas expressões, N é o número de ciclos necessários para a trinca crescer de um comprimento inicial a_0 até um comprimento final a . Eventualmente, a fratura ocorrerá quando a trinca atingir um valor crítico a_c e $K_{\max} = K_C$. Para condições de deformação plana, o tamanho crítico da trinca ocorrerá quando $K_{\max} = K_{IC}$ e pode ser calculado pela eq. (15):

$$a_c = \frac{1}{\pi} \left(\frac{K_{IC}}{Y} \right)^2 \quad (15)$$

A lei de Paris-Erdogan só descreve bem a Fase II da curva de propagação e pode gerar erros significativos nas previsões de vida residual. Existem vários outros modelos conhecidos que tentam descrever, pelo menos em parte, a forma sigmoidal da curva $(da/dN) \times \Delta K$ e consideram os efeitos de ΔK_{th} e de K_C . A Figura 23 mostra uma sequência típica de ensaio de propagação de trinca.

Figura 23: Sequência típica de ensaio de propagação de trinca

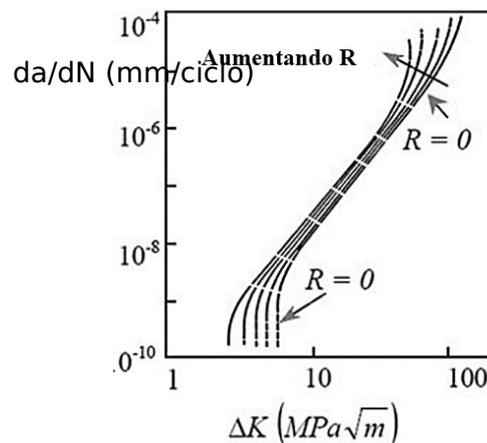


Fonte: Baptista (2016).

2.3.2. Equação de Walker modificada

Rüchert (2007) observou que valores de R (K_{\min}/K_{\max}) afetam a taxa de propagação de trinca e, para um mesmo valor de ΔK , o aumento no valor de R aumenta a taxa de crescimento; a diminuição de R também diminui a velocidade de crescimento. Quando ocorre o aumento da razão de carregamento, R , há uma aceleração do valor da taxa de propagação da trinca, para um mesmo valor de ΔK . O efeito de R na taxa de propagação de trincas por fadiga pode ser observado de forma esquemática na Figura 24:

Figura 24: Efeito de R na taxa de propagação de trincas



Fonte: Perez (2017).

A eq. (16) é conhecida como equação de Walker, onde $\Delta K'$ é a variação de intensidade de tensão equivalente para $R = 0$ que causa a mesma taxa de crescimento para uma combinação de K_{\max} e R . Na equação 17 o expoente γ_w é uma constante do material.

$$\frac{da}{dN} = C (\Delta K')^m \quad (16)$$

É possível relacionar $\Delta K'$ e ΔK pela eq. (17):

$$\Delta K' = \frac{\Delta K}{(1-R)^{1-\gamma_w}} \quad (17)$$

Conforme Stephens *et al.*, (2000) *apud* Chemin (2017), os valores do expoente γ_w , para muitos metais, é normalmente em torno de 0,5, mas podem variar de 0,3 até 1. Todaro *et al.* (2006) mostraram que o expoente de Walker γ_w não é uma constante de material simples, mas depende tanto da razão R quanto de níveis de K . Quando o valor de γ_w é 1, significa que não há influência de R e o valor de ΔK é igual ao $\Delta K'$. Neste trabalho foi adotada uma proposta de equação modificada de

Walker, onde γ_w é substituído por uma outra constante γ_R que é utilizada para ajuste das curvas simuladas às curvas experimentais $da/dN \times \Delta K$.

2.3.3. Equação de Forman

Forman (1993) *apud* Ebner (2004) propôs uma equação de crescimento de trinca que leva em consideração o efeito de fechamento de trinca de Elber (1971) e a função de fechamento de Newman. Esta equação também leva em consideração o comportamento do crescimento de trincas nas três regiões mostradas na Figura 22. A equação de Forman é da forma:

$$\frac{da}{dN} = C \left[\left(\frac{1-f}{1-R} \right) K \right]^n \frac{\left(1 - \frac{K_{th}}{K} \right)^p}{\left(1 - \frac{K_{max}}{K_c} \right)^q} \quad (18)$$

onde C , n , p e q são constantes ajustadas empiricamente, f é a função de abertura da trinca, ΔK_{th} é a variação do fator de intensidade de tensão limite, $K_{máx}$ é o valor máximo do fator de intensidade de tensão no ciclo corrente e K_c é o valor da tenacidade à fratura do material. Esta equação é utilizada pelo programa Nasgro 4.0 para cálculo da taxa de crescimento de trincas. Muitas indústrias aeronáuticas usam esta relação, também chamada de equação de Nasgro, para estimar a vida de componentes.

2.3.4 Modelos de Propagação de Trincas sob carregamento variável

2.3.4.1 Modelo RMS (Root-Mean-Square)

Uma maneira simples de tratar o problema de previsão da vida à fadiga de uma peça sujeita a um carregamento de amplitude variável é substituí-lo por um carregamento de amplitude constante que lhe seja equivalente, no sentido de causar o mesmo crescimento de trinca. Barson (1973) descobriu experimentalmente que o valor médio quadrático *RMS* (*root-mean-square*) da gama do fator de intensidade de tensões ΔK_{rms} pode em muitos casos ser usado para este propósito.

Segundo Hudson (1981) *apud* Castro (1997), pode-se calcular ΔK_{rms} a partir dos valores *RMS* dos picos e dos vales das tensões atuantes sobre a peça. Considerando que a parte negativa dos carregamentos deve ser desconsiderada, pode-se obter:

$$\sigma_{máxrms} = \sqrt{\sum_{i=1}^p \sigma_i^2} \quad (19)$$

$$\sigma_{minrms} = \sqrt{\sum_{i=1}^q \sigma_i^2} \quad (20)$$

com $(\sigma_{máx}, \sigma_{min} \geq 0)$

$$\Delta \sigma_{rms} = \sigma_{máxrms} - \sigma_{minrms} \quad (21)$$

$$R_{rms} = \frac{\sigma_{minrms}}{\sigma_{máxrms}} \quad (22)$$

onde p e q são respectivamente o número de picos e vales do carregamento, R_{rms} é a razão de carga média. Logo, ΔK_{rms} é:

$$\Delta K_{rms} = \Delta \sigma_{rms} \sqrt{(\pi a)} f\left(\frac{a}{w}\right) \quad (23)$$

Dessa forma, a previsão do número de ciclos (N) que a trinca leva para crescer do comprimento inicial a_o até o final a_f é dada por:

$$N = \int_{a_o}^{a_f} \frac{da}{f(\Delta K_{rms}, R_{rms}, \Delta K_{th}, K_c, \dots)} \quad (24)$$

Por ser uma abordagem estatística, ΔK_{rms} não reconhece ordem temporal e não pode reconhecer problemas como:

- Fratura súbita causada por um grande pico ($K_{máx} = K_c$);
- Retardo ou parada da trinca após sobrecargas;
- Inatividade da trinca quando $\Delta K_{rms}(a_o) < \Delta K_{th(rms)}$

2.3.4.2. Modelo ciclo-a-ciclo

Outra maneira de tratar o problema de previsão da vida à fadiga é pelo *método de crescimento ciclo-a-ciclo*. A ideia básica deste método é associar a cada reversão do carregamento o crescimento que a trinca teria se apenas aquele 1/2

ciclo atuasse sobre a peça, desprezando o efeito de interação entre os diversos eventos de um carregamento de amplitude variável. Sendo $da/dN = f(\Delta K, R, \Delta K_{th}, K_c, \dots)$, se no i -ésimo $1/2$ ciclo do carregamento o comprimento da trinca é a_i , a gama de tensão atuante é $\Delta\sigma_i$ e a carga média é $R_i = R(\Delta\sigma_i, \sigma_{máx\ i})$, então a trinca cresce de δa_i que é dado pela seguinte expressão:

$$a_i = 0,5 f(\delta) \quad (25)$$

$$\Delta K_i = f\left(\frac{a_i}{W}\right) \Delta\sigma_i \sqrt{\pi a_i} \quad (26)$$

O crescimento da trinca é quantificado pelo $\Sigma(a_i)$. Esta regra é similar em conceito ao acúmulo linear de dano. A implementação de um algoritmo do método ciclo-a-ciclo não é numericamente difícil, mas requer muito esforço computacional. Tem as vantagens de garantir a inatividade da trinca quando num ciclo $\Delta K_i < \Delta K_{th}$ e prever a fratura súbita causada por um grande pico durante o carregamento variável quando $K_{máx} = K_c$.

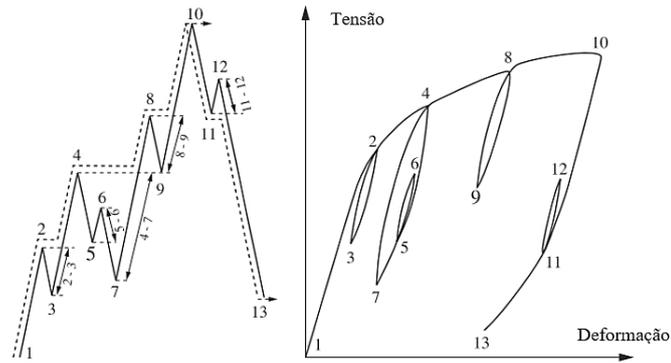
2.3.4.3 Métodos de contagem de ciclos Rainflow

Antes de quantificar o crescimento de uma trinca é necessário reduzir a história de carregamentos a uma sequência de eventos que possam ser estimados como compatíveis com dados de fadiga de amplitude constante. Os métodos que tornam essas reduções possíveis são conhecidos como métodos de contagem de ciclos.

Embora empíricos em sua formulação, esses métodos de contagem foram testados com aceitável grau de sucesso, em uma grande variedade de componentes de engenharia sujeitos à fadiga. Uma descrição detalhada das várias técnicas de contagem de ciclos pode ser encontrada nas revisões de Dowling (1972), Fuchs & Stephens (1980), Bannantine, Comer & Handrock (1990) e Dowling (2012).

O método denominado *Rainflow*, ASTM E-1049 (1994) utiliza um esquema específico de contagem de ciclos para estimar a ordem de tensões efetivas e identificar ciclos de tensões relacionados aos loops fechados de histerese na resposta tensão-deformação do material quando sujeito a um carregamento cíclico (FIGURA 25).

Figura 25: Loops dentro do plano tensão-deformação



Fonte: Bathias e Pineau (2013).

O objetivo desta reorganização de valores extremos de carregamentos é proporcionar uma melhor representação do comportamento local do material em um diagrama (σ , ϵ).

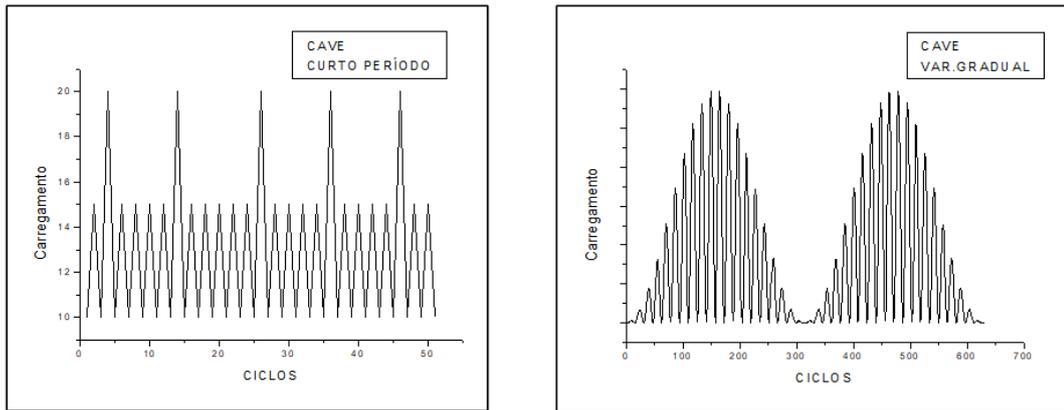
Deve-se enfatizar que, ainda que o método de contagem *Rainflow* seja uma das mais efetivas ferramentas para prever vida de fadiga sob história de carregamento de amplitude variável, esse não é capaz de descrever efeitos de interação de tensões ou efeitos de sequência.

2.4 Tipos de Carregamentos

2.4.1 Carregamento de amplitude variável

Schijve (1979) classifica os carregamentos de amplitude variável em estacionário (CAVE) e não-estacionário (CAVNE). A Figura 26 indica que o carregamento de amplitude variável estacionário é representado por repetições da mesma sequência determinística dos ciclos de carregamento. Entretanto, uma sequência aleatória de carregamento (não-determinística), pode ser classificada como sendo estacionária se as propriedades estatísticas forem independentes do tempo.

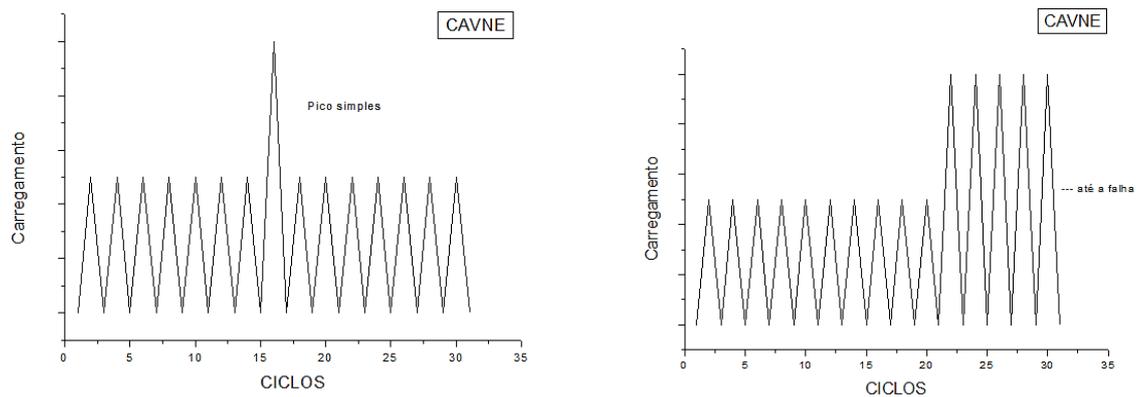
Figura 26: Carregamentos de Amplitude Variável Estacionários (CAVE)



Fonte: elaborada pelo autor.

O carregamento de amplitude variável não-estacionário envolve um ou outro tipo de carregamento onde não há repetição da sequência dos ciclos de carregamentos. Pode ser um carregamento de amplitude constante com um pico simples de sobrecarga (FIGURA 27) ou um carregamento de amplitude constante com amplitude A_1 seguido de outro carregamento de amplitude constante com amplitude A_2 , onde $A_2 > A_1$.

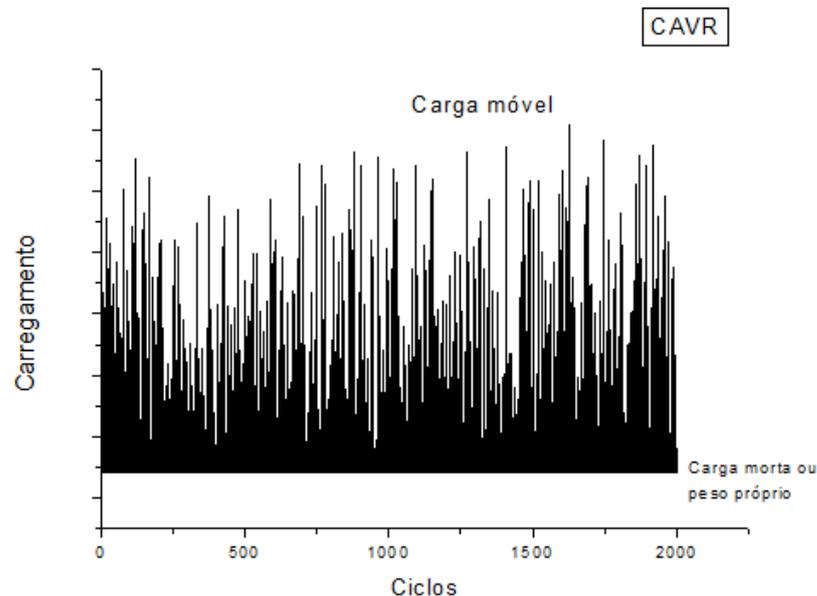
Figura 27: Carregamentos de Amplitude Variável não Estacionários (CAVNE)



Fonte: elaborada pelo autor.

Um tipo de carregamento onde não se observa nenhuma repetição da sequência dos ciclos pode ser considerado como randômico (FIGURA 28):

Figura 28: Carregamento de Amplitude Variável Randômico (CAVR)



Fonte: elaborada pelo autor.

2.4.2 Carregamentos Variáveis de Voos Padronizados

2.4.2.1 GENESIS - geração de carregamentos padronizados

O *Genesis for Fatigue*, **GENERator for Standardised load Sequences for Fatigue** (NLR, 2001) é um programa de geração de carregamentos padronizados, ou seja, históricos de sequências de carga padronizadas.

Estas sequências podem ser utilizadas em programas de teste de fadiga para fornecer cargas de teste 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 cargas padronizadas também podem ser usados para estimativas de vida preliminar, para espectros de cargas semelhantes aos espectros padronizados.

Uma variedade de padrões de carregamentos foi desenvolvida até o momento e utilizados em inúmeras aplicações em todo o mundo. Na área aeroespacial, os componentes para os quais os padrões de carregamento foram desenvolvidos pela NLR disponíveis no Genesis, são:

- Parte inferior da asa de aeronaves de transporte (TWIST, Mini-TWIST);
- Parte inferior da asa de aeronaves de caça (FALSTAFF, Mini-FALSTAFF);
- Parte da asa de aeronaves de caça de material composto (ENSTAFF);
- Motores de aeronaves de caça (frio, quente, TURBISTÃO);
- Pás do rotor do helicóptero (Helix, Helix-32, Felix, Felix-28);
- Pás de turbinas eólicas de eixo horizontal (WISPER, WISPERX).

As sequências de carregamento padronizadas mencionadas acima foram coletadas e armazenadas em um arquivo binário eficiente. A maioria das sequências pode ser gerada em termos de tensões. A interface do programa Genesis pode ser vista na Figura 29.

Figura 29: Interface do programa Genesis para obtenção das sequências de voos padronizados



Fonte: Genesis (2001, com adaptações).

Neste trabalho os padrões de carregamentos foram gerados no programa *Genesis for Fatigue*, versão gratuita, para análise da propagação de trincas em ligas de alumínio aeronáuticas, conforme descrito no tópico a seguir.

2.4.2.2 Padrão de carregamentos – TWIST e mini-TWIST

Neste tópico é apresentada a metodologia TWIST (*Transport Aircraft Wing Structures*) definida por Jonge *et al.* (1973) que possui como objetivo a padronização de programas de ensaios de fadiga representativos de simulações de sequência de voos realistas. Devido à criticidade do revestimento da parte inferior “intradorso” na região da raiz de uma asa de aeronave (FIGURA 30), esta região foi escolhida para o desenvolvimento da metodologia de padrão de voos TWIST.

O padrão de voos TWIST (FIGURA 31) foi desenvolvido em conjunto, pelo *Nationaal Lucht-en Ruimtevaartlaboratorium* (NLR) da Holanda e *Laboratorium für Betriebsfestigkeit* (LBF) da Alemanha. O espectro com 4000 voos é formado por 10

blocos de carga, identificados de A até J, os quais possuem até 10 níveis de tensão cada, como mostrado na Tabela 4.

Tabela 4: Definição dos voos TWIST

Tipo de Voo	Nº Voos em um bloco de 4000 Voos	Nº de Cargas de ataque (ciclos completos) para 10 níveis de amplitude										Nº total ciclos/ Voo
		I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII	IX	X	
A	1	1	1	1	4	8	18	64	112	391	900	1500
B	1		1	1	2	5	11	39	76	366	899	1400
C	3			1	1	2	7	22	61	277	879	1250
D	9				1	1	2	14	44	108	680	950
E	24					1	1	6	24	165	603	800
F	60						1	3	19	115	512	650
G	181							1	7	70	412	490
H	420								1	16	233	250
I	1090									1	69	70
J	2211										25	25
Nº total de ciclos para um bloco de 4000 voos		1	2	5	18	52	152	800	4170	34800	358665	-
Nº Acumulativo de ciclos de carga por bloco de 4000 voos		1	3	8	26	78	230	1030	5200	40000	398665	-

Fonte: Jonge *et. al.*(1973).

A Tabela 5 mostra os picos de tensão e a Tabela 6 mostra as cargas que caracterizam alívio de tensão e compressão do bloco de voo A.

Tabela 5: Picos de tensão do bloco de voo A - TWIST

Nível de tensão	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Magnitude(MPa)	14,3	137,5	126,5	118,25	109,7	101,20	92,6	84,1	75,6	67,2
Ocorrências	1	1	1	4	8	18	64	112	391	900

Fonte: Chemin (2017).

Tabela 6: Vales do bloco de voo A - TWIST

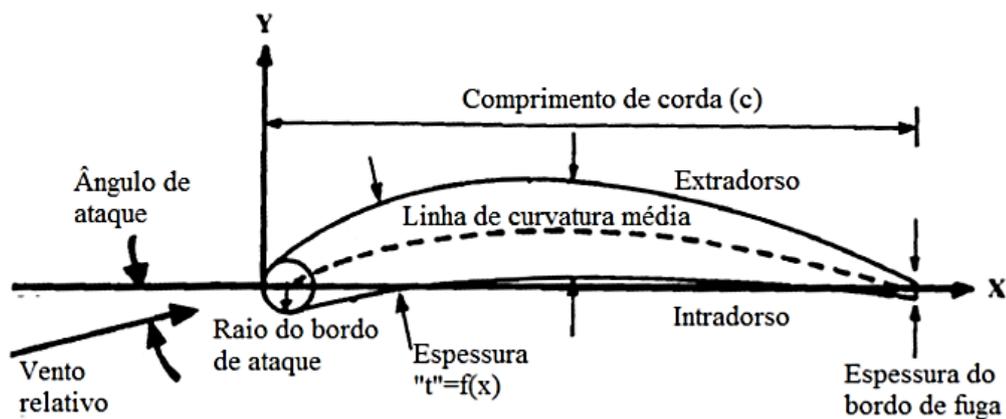
Nível de tensão	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Magnitude (MPa)	-33	-27,5	-16,5	-8,25	0,27	8,8	17,3	25,8	34,3	42,7
Nº de ocorrências	1	2	1	4	8	18	64	112	391	900

Fonte: Chemin (2017).

De acordo com Chemin (2017), dentre os 10 padrões, os blocos de A até D são considerados os que possuem cargas mais severas, pois representam as

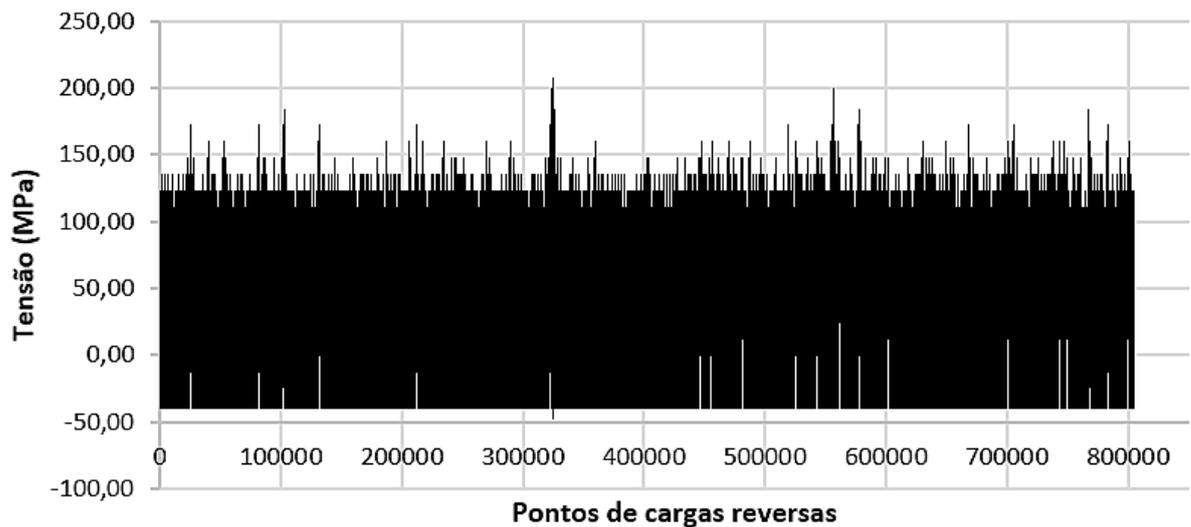
tensões no avião em cruzeiro ou quando está atravessando uma tempestade. Os blocos de A até H possuem amplitude variável e foram construídos a partir de um carregamento constante, onde foram distribuídos de forma randômica, formando blocos de carregamento de amplitude variável. A parte constante destes blocos possui a mesma razão de carga de 0,63 e foi utilizada como referência para a construção dos carregamentos para as etapas de simulação deste trabalho. O bloco I é um carregamento constante com um único pico e o bloco H totalmente constante, ambos com razão de carga 0,62. O voo do tipo A é o mais severo entre os 10 blocos e ocorre apenas 1 vez em toda a história de voo. É um carregamento que possui tanto cargas trativas como também compressivas.

Figura 30: Elementos geométricos do perfil de uma asa de aeronave



Fonte: Raymer (1992).

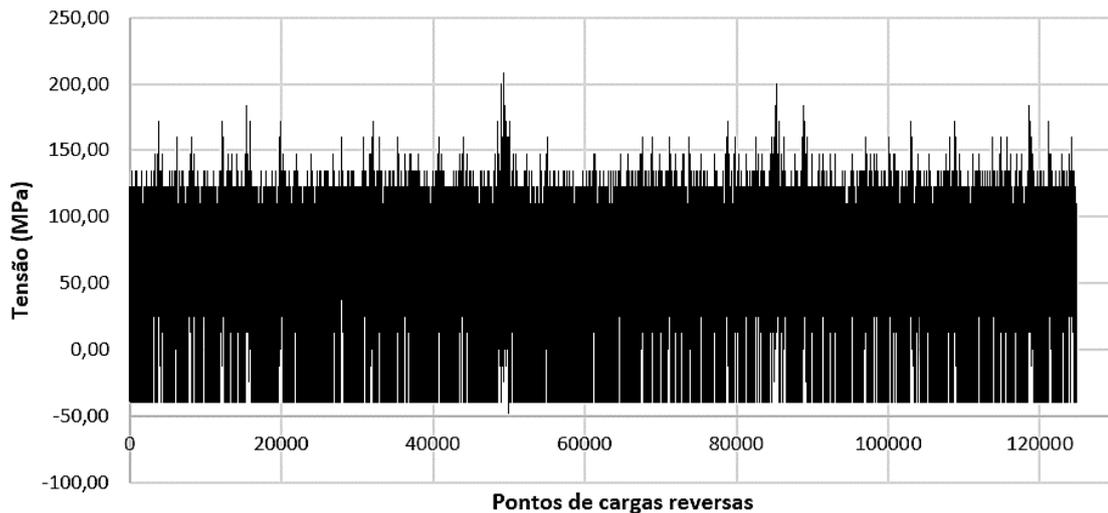
Figura 31: Voos simulados em TWIST, $S_{med} = 80 \text{ MPa}$



Fonte: elaborado pelo autor (2001, utilizando o programa Genesis).

O padrão reduzido mini-TWIST (FIGURA 32) é formado também por 4000 voos, porém, com 124885 pontos de cargas reversas, onde foram eliminadas as cargas menos severas.

Figura 32: Voos simulados em mini-TWIST, $S_{med} = 80$ MPa



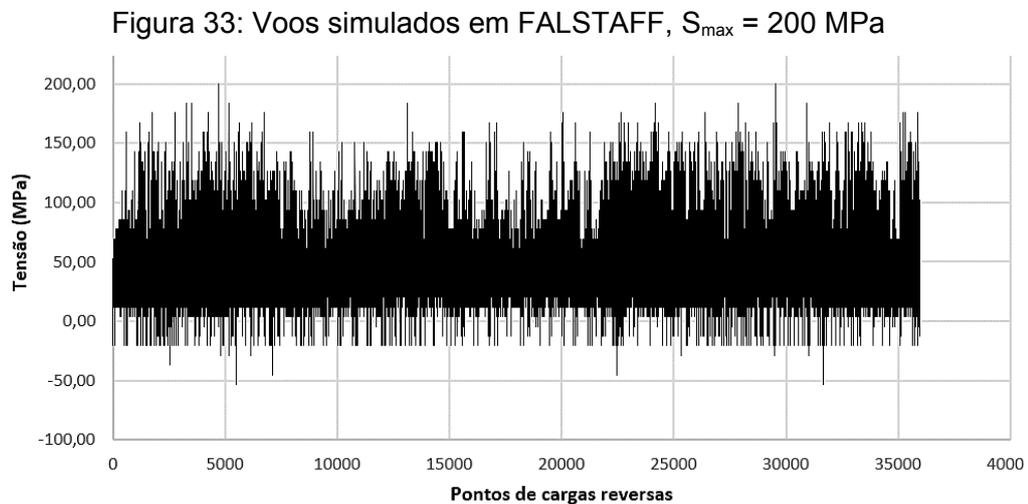
Fonte: elaborado pelo autor (2001, utilizando o programa Genesis).

Tong *et al.* (2019) conduziram experimentos de vida de crescimento de trincas para a liga de alumínio 2A97-T3 sob amplitude constante e sob o espectro de carga Mini-TWIST. O modelo de retardo de Wheeler e o modelo de fechamento, chamado AFFDL, foram usados para prever a vida e propagação de trincas. Os testes foram conduzidos em corpos de prova do tipo M(T) e os resultados previstos de retardo de

Wheeler e modelo de fechamento AFFDL concordaram bem com os resultados experimentais.

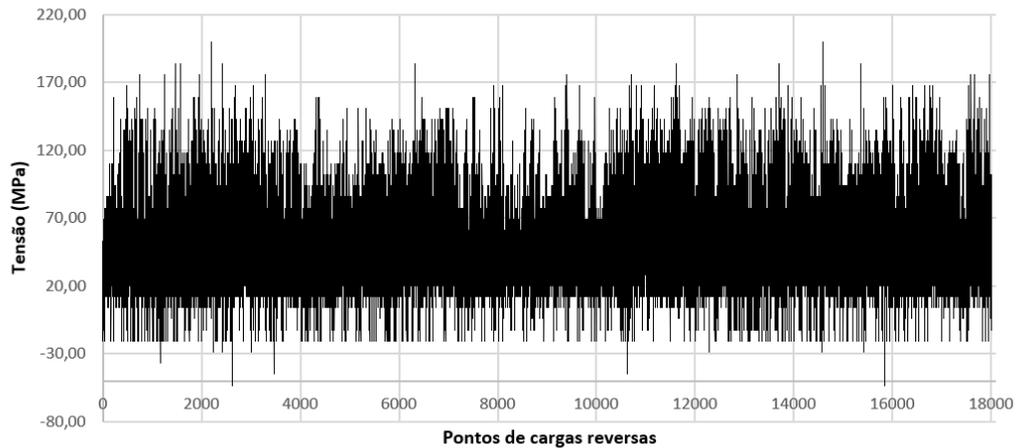
2.4.2.3 Padrão de carregamentos – FALSTAFF e mini-FALSTAFF

FALSTAFF (*Fighter Aircraft Loading STANDARD For Fatigue evaluation*) é um padrão de sequência de carregamento representativo do histórico de carga na raiz da asa de um avião de caça (FIGURA 33). O padrão de voos FALSTAFF (1976) foi desenvolvido em conjunto pelo *Nationaal Lucht-en Ruimtevaartlaboratorium* (NLR) da Holanda, *Laboratorium für Betriebsfestigkeit* (LBF) da Alemanha, *Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft* (IABG) da Alemanha e *Swiss Federal Aircraft Factory* (F + W) da Suíça.



Fonte: elaborado pelo autor (2001, utilizando o programa Genesis).

O espectro simulado mini-FALSTAFF é uma versão reduzida, com 18020 cargas, do FALSTAFF (35966 cargas originalmente), o qual representa também as tensões na região inferior da asa de aviões militares. Foi elaborado com objetivo de reduzir o tempo de testes. O voo mini-FALSTAFF (FIGURA 34) é um voo com picos severos, submetendo dessa forma, o corpo de prova a sucessivos eventos de sobrecargas de tração e compressão. Estas sobrecargas de tração, por sua vez, podem deformar plasticamente a frente da trinca e promover fechamento ou, dependendo da qualidade microestrutural, como a presença de microtrincas ou partículas que nucleiem trincas, as sobrecargas podem provocar fraturas monotônicas.

Figura 34: Voos simulados em mini-FALSTAFF, $S_{\max} = 200\text{MPa}$ 

Fonte: elaborado pelo autor (2001, utilizando o programa Genesis).

A Tabela 7 mostra um resumo das características dos padrões de carregamentos TWIST, FALSTAFF, mini-TWIST e mini-FALSTAFF.

Tabela 7: Características de carregamentos TWIST, FALSTAFF, mini-TWIST e mini-FALSTAFF

Padrão de Voo	Nº de pontos de cargas reversas	Total de voos
TWIST	805331	4000
FALSTAFF	35966	200
mini-TWIST	124885	4000
mini-FALSTAFF	18012	200

Fonte: Genesis (2001).

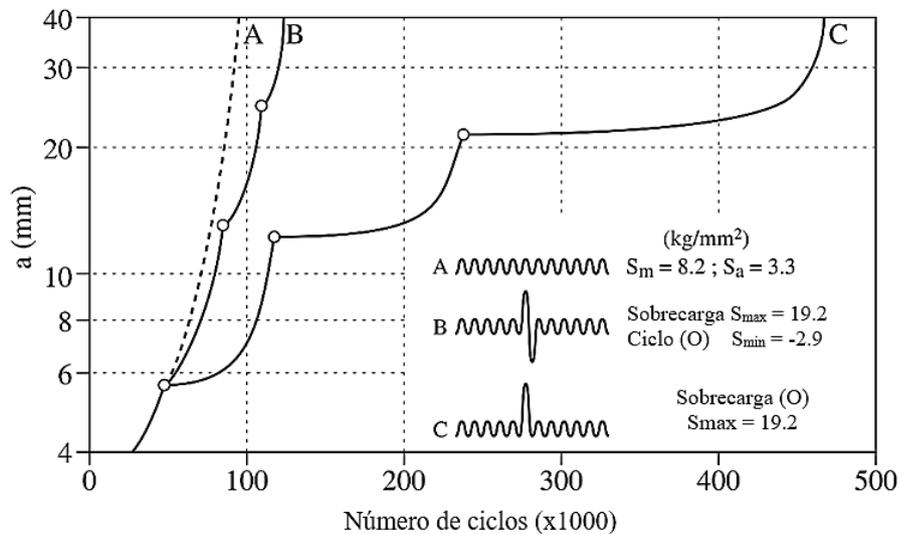
Mitchenko (1995) realizou análise por fractografia ótica para estimar o crescimento de pequenas trincas em entalhes sob carregamento tipo FALSTAFF em uma liga Al-Cu. A sequência de carga FALSTAFF foi modificada para observar padrões decodificáveis na superfície da fratura. Testes comparativos de crescimento de trincas longas sob o espectro mini-FALSTAFF e FALSTAFF demonstraram a equivalência dos dois espectros.

2.5 Efeitos de interação de cargas, retardo e aceleração de propagação de trincas

No início da década de 1960, o efeito de interação entre ciclos foi primeiramente reconhecido por Schijve (1960) e Christensen (1961), 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 (FIGURA 35 – C). 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 Bannantine *et al.* (1990), amostras finas que estão sujeitas predominantemente a um estado plano de tensão, ou materiais com baixa tensão de escoamento, desenvolvem maiores tamanhos de zonas plásticas na ponta da trinca.

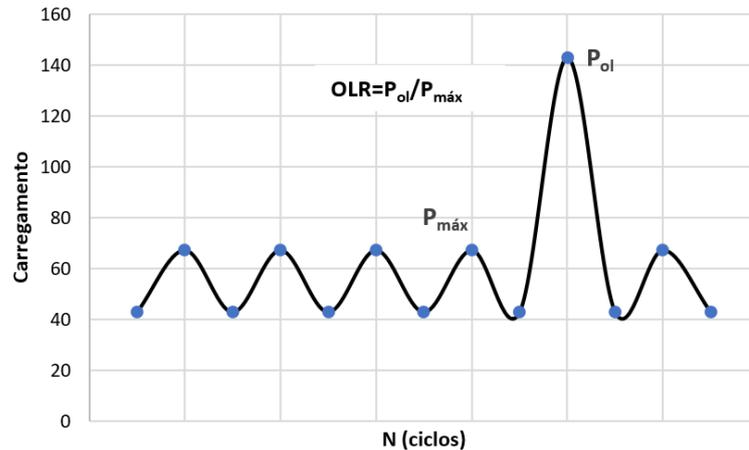
Figura 35: Retardo e aceleração de propagação de trincas provocados por sobrecargas positiva (C) e positivo-negativa (B) para chapa de Al AA2024-T3



Fonte: Bathias e Pineau (2013).

Neste contexto, podemos definir a razão de sobrecarga (*overload ratio*) como $OLR = P_{ol}/P_{m\acute{a}x}$, onde P_{ol} é a carga de sobrecarga aplicada e $P_{m\acute{a}x}$ é a carga máxima aplicada numa história de carregamento de amplitude constante (FIGURA 36).

Figura 36: Definição de razão de sobrecarga (OLR)



Fonte: elaborada pelo autor.

Importante ressaltar que a taxa de crescimento da trinca não alcança o seu valor mínimo imediatamente após a aplicação da sobrecarga. Conforme Bannantine *et al.* (1990), na prática ocorre um comportamento chamado de retardo atrasado, onde o valor mínimo da taxa de propagação é atingido depois que a trinca cresceu uma distância aproximada de 1/8 a 1/4 da distância dentro da zona plástica.

Em seu modelo empírico, Decoopman (1999) mostrou que propagação de trincas por fadiga após um ciclo de sobrecarga pode ser completamente descrita por apenas três parâmetros: comprimento da trinca afetado pelo retardo (a_d); comprimento da trinca associado à taxa mínima de crescimento (a_{min}); e a taxa de severidade S_r , definida como:

$$S_r = \frac{(da/dN)_{min}}{(da/dN)_{base}} \quad (27)$$

onde $(da/dN)_{min}$ é taxa mínima de crescimento de trinca por fadiga após sobrecarga e $(da/dN)_{base}$ é a taxa de crescimento da trinca sem um ciclo de sobrecarga, que pode ser determinada usando a lei de Paris. O modelo de Decoopman é baseado no modelo de propagação de trincas de Wheeler, que será descrito em seguida. No entanto, esse modelo não leva em consideração o efeito de aceleração da trinca devido à subcarga e superestima o tempo de vida em fadiga.

Em uma outra situação, quando uma carga compressiva é aplicada, também chamada de subcarga (*underload*), esta causa um efeito de aceleração ou aumento da taxa propagação da trinca. Mesmo que seja aplicada após uma sobregarca, a carga compressiva causa uma redução significativa no retardo do crescimento da

trinca. Taheri *et al.* (2003) mostraram que o efeito de subcarga é muito mutável, dependendo do momento de aplicação. Conforme Zitounis (2007), uma subcarga aplicada sozinha causará apenas uma pequena aceleração da propagação da trinca de fadiga. Um ciclo de subcarga aplicado antes da sobrecarga tem pouca alteração na quantidade de retardo. Mas se uma subcarga ocorre no ciclo imediatamente após uma sobrecarga, a quantidade de retardo é reduzida significativamente, reduzindo consideravelmente a vida de fadiga (FIGURA 35-B).

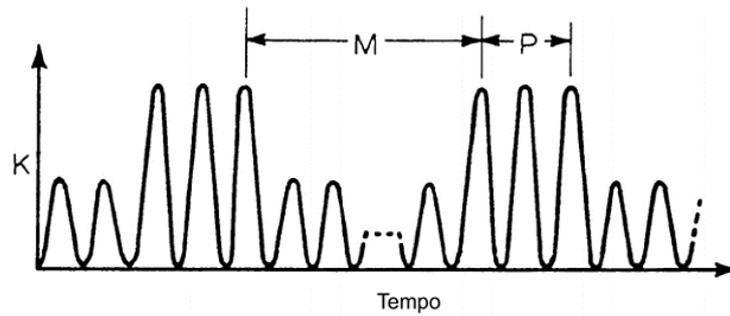
Bacila (2007) implementou no modelo de Decoopman o efeito de subcargas. Verificou em estudos realizados no aço níquel-cromo 12NC6 que o retardo no crescimento da trinca de fadiga após um ciclo de sobrecarga é muito sensível a um ciclo subsequente de subcarga. Este efeito pode dividir, por quase três vezes, a quantidade do número de ciclos na zona de retardo. Bacila também verificou que o comprimento da trinca afetado pelo retardo não depende da magnitude da subcarga; por outro lado verificou que o comprimento da trinca (a_{min}) associado à mínima taxa de crescimento por fadiga $(da/dN)_{min}$ e a taxa de severidade S_r , eram sensíveis à razão de subcarga τ_u , definido por:

$$\tau_u = \frac{K_{min} - K_{ul}}{K} \times 100(\%) \quad (28)$$

onde, K_{min} e K_{ul} são, respectivamente, o fator de intensidade de tensão mínimo no ciclo e fator de intensidade de tensão na subcarga.

Em sequências de carregamentos decrescentes (*high-to-low*) o retardo na propagação da trinca também ocorre, aumentando quanto maior for o número de sobrecargas trativas, P, até que o limite de saturação de sobrecargas seja alcançado (FIGURA 37). O espaçamento, M, entre sobrecargas é crítico para esta tendência. Sobrecargas muito próximas eliminarão os efeitos benéficos de retardo da trinca, pois a resposta do material tende a seguir o crescimento da trinca em amplitude constante correspondente às sobrecargas.

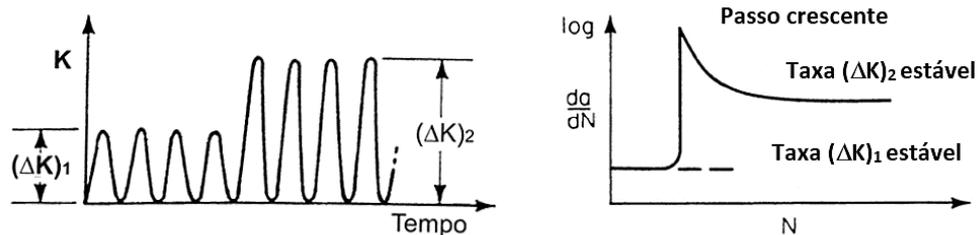
Figura 37: Espaçamento M entre múltiplas sobrecargas P é crítico na produção do máximo retardo



Fonte: Bannantine *et al.* (1990).

Por fim, seqüências de carregamentos crescentes (*low-to-high*) podem causar aceleração no crescimento da trinca (FIGURA 38). Felizmente, esta aceleração se estabiliza rapidamente, quando comparada aos efeitos de retardo.

Figura 38: Aceleração da taxa de crescimento da trinca devido ao aumento na carga



Fonte: Bannantine *et al.* (1990).

Conforme Mcclung e Sehitoglu (1988), foi observado que sobrecargas periódicas nem sempre são benéficas. Em alguns testes de fadiga de baixo ciclo (LCF), sobrecargas periódicas também podem causar aceleração no crescimento da trinca.

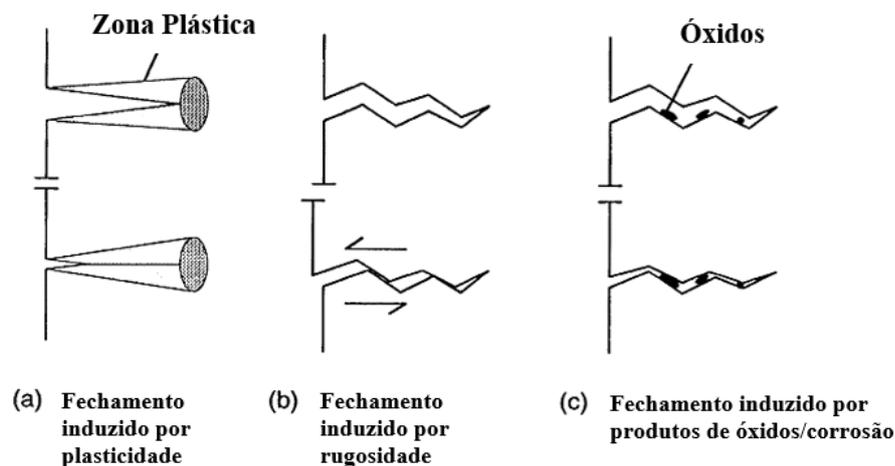
Datta *et al.* (2018) estudaram o comportamento de propagação de trincas em uma liga de alumínio Al 7075-T651 sob carregamento de fadiga biaxial, com sobrecargas simples e de diferentes magnitudes. Neste trabalho se constatou que os micromecanismos associados ao retardo da trinca foram governados pela

magnitude da sobrecarga e pelo comprimento da trinca em que a sobrecarga ocorreu.

Problemas de interação entre ciclos podem ter efeito significativo na previsão do crescimento das trincas por fadiga. Desprezar estes efeitos nos cálculos de propagação de trincas por fadiga pode invalidar completamente as previsões de vida de um componente. De fato, em muitos casos práticos, só considerando os efeitos de retardo pode-se justificar a vida atingida pelas estruturas. A geração de um algoritmo universal para contabilizar estes efeitos é particularmente difícil devido à quantidade e à complexidade dos mecanismos envolvidos. Os principais mencionados na literatura são (FIGURA 39):

- Fechamento da trinca induzido por plasticidade;
- Cegamento e/ou bifurcação da ponta da trinca;
- Tensões e/ou deformações residuais;
- Encruamento;
- Rugosidade superficial;
- Oxidação das faces da trinca.

Figura 39: Mecanismos de fechamento de trinca



Fonte: Suresh e Ritchie (1982).

A principal característica das trincas de fadiga é de se propagarem cortando um material que já foi ciclicamente deformado pela zona plástica que acompanha suas pontas. As faces da trinca ficam embutidas num envelope de deformações plásticas residuais trativas e, conseqüentemente, as trincas comprimem suas faces

quando completamente descarregadas e só abrem aliviando de uma forma progressiva a carga transmitida pelas suas faces.

Para Castro e Meggiolaro (2001), a análise de propagação de trincas pode ser dividida em quatro categorias:

- Modelos que alteram a taxa de crescimento da trinca da/dN ;
- Modelos que alteram o ΔK ;
- Modelos que consideram um R_{eff} ;
- Modelos baseados no K_{eff} , entre os quais está modelo de faixa de escoamento.

Ao longo dos anos vários modelos foram propostos para explicar os efeitos da interação de carga na propagação de trinca por fadiga. Conforme Tong (2019), o modelo de crescimento de trinca por fadiga sob condição de carregamento de amplitude variável pode ser dividido em três tipos: (1) Modelos de Retardo; (2) Modelos de fechamento de trinca; (3) Modelos de faixa de escoamento.

Os modelos de retardo, tipo (1), desenvolvidos por Wheeler (1972) e Willenborg (1971), são baseados na premissa de que tensões residuais na frente da trinca influenciam a taxa de crescimento.

Elber, W. *et. al.* (1970) estudou um modelo baseado em fechamento de trinca, tipo (2), e sugere que a taxa de propagação de trinca não seja somente influenciada pelas condições na ponta da trinca, mas também pela natureza da face da trinca, resultante do contato destas faces. Tais condições acompanham o rastro da trinca como resultados dos fatores do histórico de carregamento, comprimento da trinca e do estado de tensão. Elber constatou também a dependência da taxa de crescimento da trinca sob efeito de carregamentos anteriores.

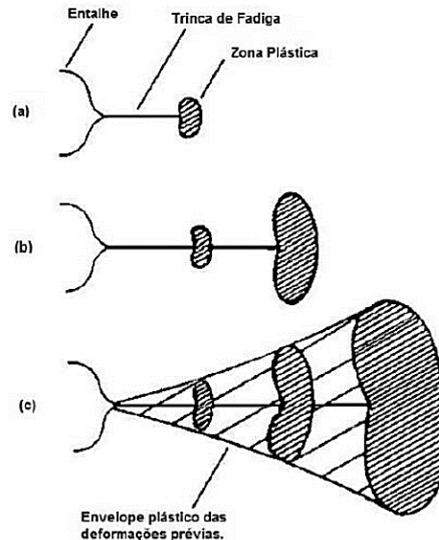
Dugdale e Barenblatt (1960) propuseram que existe uma estreita região de zona plástica na ponta da trinca de um material, com uma tensão de fechamento presente na ponta da trinca. Os três tipos de modelos propostos para explicar os efeitos da interação de carga na propagação de trinca por fadiga serão detalhados nos tópicos a seguir.

2.5.1 Modelos de retardo baseados em tensão residual induzida por plasticidade

2.5.1.1 Modelo de Wheeler

Quando uma trinca por fadiga se propaga, deixa um rastro de material que foi previamente deformado plasticamente nas faces da trinca, Suresh (1998). A Figura 40 mostra o desenvolvimento de um rastro plástico em três diferentes comprimentos de trinca que se propagam sob uma tensão de amplitude constante de tração, portanto $\Delta K > 0$:

Figura 40: Zonas plásticas em uma trinca

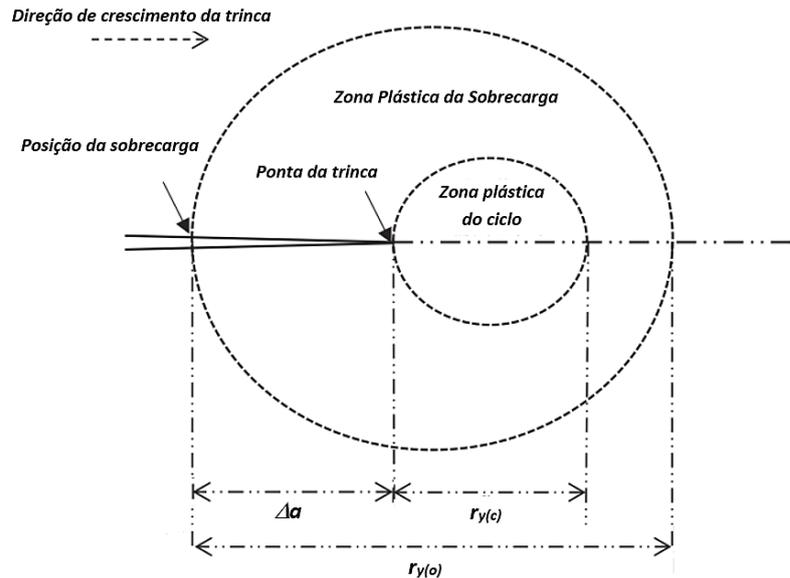


Fonte: Suresh (1998, com adaptações).

Conforme Batista *et. al.* (2017), o modelo de Wheeler (1972) 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 (FIGURA 41).

Figura 41: Modelo de Wheeler para crescimento de uma trinca de fadiga após uma sobrecarga



Fonte: Lu, (2019, com adaptações).

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

$$\square_R = \left(\frac{a + r_{y(c)}}{r_{y(o)}} \right)^\gamma \quad (29)$$

onde γ é um parâmetro de ajuste e, quanto maior o seu valor, menor será o valor de \square_R e maior será o efeito de retardo.

Lu (2019), em sua pesquisa sobre efeitos de retardo devido picos de sobrecarga simples com a liga de alumínio 6082 T6, propõe valores de γ que variam conforme a razão de carga R e OLR. Em geral, um OLR maior ou uma razão de carga menor leva a um γ maior. Para OLR = 1,5 propõe $\gamma = 1,59$ (R=0,1); $\gamma = 1,98$ (R=0,3); $\gamma = 0,97$ (R=0,5) e $\gamma = 0,36$ (R=0,7) e para OLR = 2,0 propõe $\gamma = 4,73$ (R=0,1); $\gamma = 4,57$ (R=0,3); $\gamma = 2,91$ (R=0,5) e $\gamma = 0,64$ (R=0,7).

A taxa de crescimento de trinca é reduzida de um valor de referência por \square_R :

$$\left(\frac{da}{dN} \right)_R = \square_R \frac{da}{dN} \quad (30)$$

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

$$r_{y(o)} = \frac{1}{\beta\pi} \left(\frac{K_o}{\square_{YS}} \right)^2 \quad (31)$$

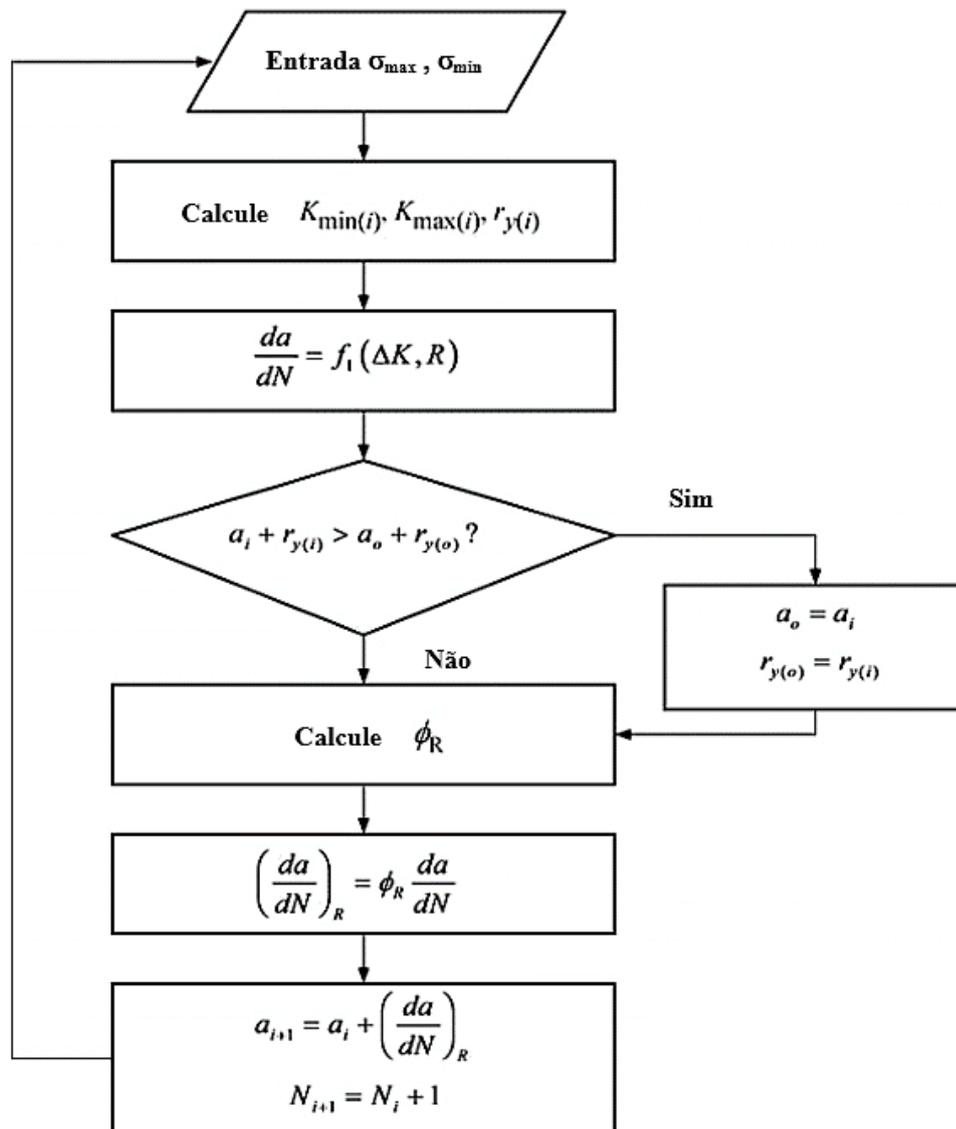
onde K_o é a intensidade de tensão no pico de sobrecarga, $\beta = 2$ para tensão plana e $\beta = 6$ para deformação plana. O tamanho da zona plástica que corresponde ao K_{max} atual é dado por:

$$r_{y(c)} = \frac{1}{\beta\pi} \left(\frac{K_{max}}{\sigma_{YS}} \right)^2 \quad (32)$$

De acordo com Bannantine (1990), para carregamentos alternados reversos ($-\sigma, +\sigma$) o tamanho da zona plástica na ponta da trinca é 4 (quatro) vezes menor, quando comparado a valores de carregamentos monotônicos trativos. Neste caso, na eq. (32), $\beta = 8$ para tensão plana e $\beta = 24$ para deformação plana. Desta forma, os conceitos da MFLE podem ser usados em análises de crescimento de trincas por fadiga mesmo em materiais que apresentam considerável ductilidade.

O fluxograma para análise e implementação numérica do modelo de retardo crescimento de trinca de Wheeler, pode ser visto na Figura 42.

Figura 42: Fluxograma para análise de fadiga de amplitude variável com o modelo de retardo de Wheeler



Fonte: Anderson, (2017).

2.5.1.2 Modelo de Willenborg

Ao contrário do modelo Wheeler, o modelo Willenborg não contém um parâmetro de ajuste. Willenborg *et al.* (1971) definiram um fator residual de intensidade de tensão da seguinte forma:

$$K_R = \begin{cases} K_0 \left(1 - \frac{a}{r_{y(0)}}\right)^{1/2} - K_{max}, & a \leq r_{y(0)} \\ 0, & a > r_{y(0)} \end{cases} \quad (33)$$

Willenborg introduziu uma razão efetiva R_{eff} :

$$R_{eff} = \frac{K_{min} - K_R}{K_{max} - K_R} \quad (34)$$

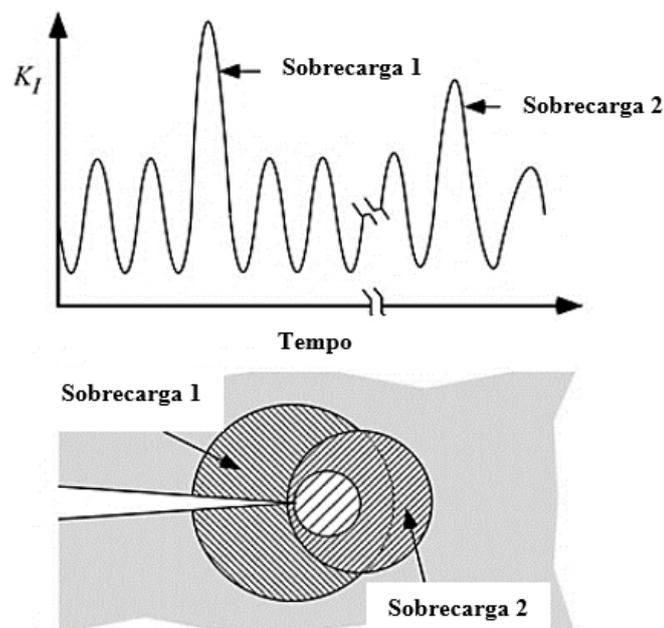
Para que o modelo de Willenborg tivesse algum efeito no cálculo da fadiga, a equação de crescimento deveria incluir uma dependência da razão R , como por exemplo, a expressão Walker:

$$\frac{da}{dN} = C \left[\frac{K}{(1-R)^n} \right]^m \quad (35)$$

onde n e m são constantes do material. Quando aplicamos o modelo de Willenborg, R_{eff} é substituído na equação de Walker no lugar do R . Isto é válido para qualquer equação de crescimento de trinca que tenha dependência de R .

Modelos de retardo, como as abordagens Wheeler e Willenborg, podem ser aplicados a carregamentos de amplitude variável. Esses modelos são implementados da mesma maneira que para casos de picos de sobrecarga, exceto que K_o e K_{max} atuais devem ser avaliados para cada ciclo em um problema de amplitude variável. A Figura 43 ilustra o conceito básico.

Figura 43: Exemplo de retardo para carregamento de amplitude variável.



Fonte: Anderson, (2017).

A sobrecarga mais recente é usada para calcular a taxa de crescimento de trinca em curso e a segunda sobrecarga é usada para computar $r_{y(o)}$ porque esta zona de sobrecarga se estende mais à frente da ponta da trinca atual.

2.5.1.3 Modelo de Willenborg Generalizado - GW

O modelo de Willenborg Generalizado (GW) *apud* Ebner (2004) é baseado na proposta de Gallagher sobre o modelo original de Willenborg. A principal diferença entre o modelo de Willenborg e o modelo de Willenborg Generalizado está no cálculo de K_R . O fator de tensão residual K_R^G , equivalente ao fator K_R do modelo de Willenborg, é calculado da seguinte forma:

$$K_R^G = \frac{1 - \frac{K_{th}}{K}}{R_{so} - 1} \quad (36)$$

Onde $K_R^G = \Phi K_R$, sendo R_{so} o valor de corte da razão de tensão K_{max}^{ol}/K_{max} , também conhecido como valor de *shut-off*. Quando este valor de R_{so} é excedido, o valor de $K_{ef,max}$ é considerado como sendo:

$$K_{ef,max} = \frac{K_{th}}{1 - R} \quad (37)$$

2.5.1.4 Modelo de Willenborg Generalizado Modificado - MGW

O modelo de Willenborg Generalizado Modificado (MGW), Nasgro 4.0 (2002) consiste em uma modificação do modelo de Willenborg Generalizado, a fim de se levar em consideração a redução do efeito de retardo causado por subcargas compressivas ou até mesmo subcargas trativas. Assim como no modelo GW, o modelo MGW considera um fator de intensidade de tensão K_R que determina os fatores de intensidade de tensão máximos e mínimos efetivos. No modelo MGW, o fator máximo de intensidade de tensão efetivo $K_{ef,max}$ é calculado da mesma forma que se encontra na eq. (21). A diferença está no cálculo do fator mínimo de intensidade de tensão efetivo $K_{ef,min}$ que leva em consideração os efeitos de valores negativos da razão efetiva de tensões R_{eff} . A determinação de $K_{ef,min}$ é mostrada na eq. (38):

$$K_{eff, min} = \begin{cases} (K_{min} - K_R^G), & \text{se } K_{min} > K_R^G \\ 0, & \text{se } 0 < K_{min} \leq K_R^G \\ K_{min}, & \text{se } K_{min} \leq 0 \end{cases} \quad (38)$$

Como pode ser visto nestas equações, o valor de $K_{ef, min}$ é zero para um valor de K_{min} positivo menor do que K_R^G , e a influência de K_R^G na correção de $K_{ef, min}$ é ignorada para valores negativos de K_{min} . Em ambos os casos, os valores de ΔK_{ef} e de R_{ef} são maiores se comparados com os valores utilizados no modelo *GW*, resultando em uma estimativa menor do fator de retardo pelo modelo *MGW*. Entretanto, a redução no efeito de retardo somente é avaliada no momento da subcarga. A fim de se avaliar a redução dos efeitos de retardo após a subcarga, o modelo *MGW* usa um fator Φ_{MGW} , em vez do fator Φ utilizado no modelo *GW*. Este fator Φ_{MGW} é definido como uma função da razão de tensões da subcarga $R_{ul} = S_{ul} / S_{ol}$, onde S_{ul} é definido como sendo a tensão causada pela subcarga após a tensão S_{ol} causada pela sobrecarga mais recente. O fator Φ_{MGW} é mostrado na eq. (39):

$$\Phi_{MGW} = \begin{cases} \min \left(1, \frac{2,523 \Phi_0}{1 + 3,5 (0,25 - R_{ul})^{0,6}} \right), & \text{se } R_{ul} < 0,25 \\ 1,0, & \text{se } R_{ul} > 0,25 \end{cases} \quad (39)$$

onde o fator Φ_0 é o valor de Φ_{MGW} para $R_{ul} = 0$. Este fator Φ_0 dependente do material pode ser determinado experimentalmente e, segundo a literatura consultada Nasgro 4.0 (2002), encontra-se dentro de uma faixa que varia entre 0,2 e 0,8. Conforme descrito anteriormente, o modelo *MGW* prevê redução do efeito de subcargas para cargas em tração até 25% do valor da sobrecarga ($R_{ul} \leq 0,25$).

2.5.2 Modelos baseados em fechamento de trinca

2.5.2.1 Modelo de Elber

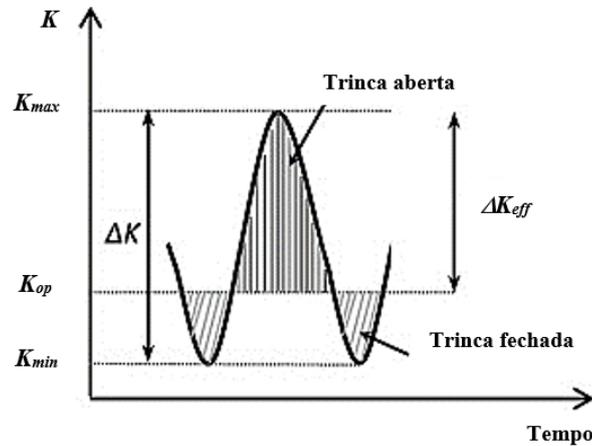
Uma alternativa aos modelos de retardo que têm como foco a tensão residual na frente da ponta de uma trinca são modelos baseados em fechamento da trinca. Elber em 1971 introduziu o conceito de ΔK_{ef} (fator de intensidade de tensão efetivo) e este, em vez de ΔK , seria o principal parâmetro controlador da taxa da/dN . Esse modelo sugere que durante a propagação as superfícies da trinca podem permanecer fechadas durante um ciclo de carregamento mesmo quando submetida

a tensões de tração. A definição de ΔK_{ef} é mostrada na eq. (40) e pode ser visualizada esquematicamente na Figura 44.

$$K_{eff} = K_{max} - K_{op}, \text{ se } K_{op} \geq K_{min} \quad (40)$$

$$K_{eff} = K_{max} - K_{min}, \text{ se } K_{op} < K_{min} \quad (41)$$

Figura 44: Modelo de retardo de Elber - Definição de ΔK_{eff}



Fonte: Correia (2016).

onde K_{op} é o fator de intensidade de tensões que considera a trinca totalmente aberta, $K_{máx}$ o valor máximo para K durante o ciclo de carregamento e $K_{mín}$ o valor mínimo.

2.5.2.2 Modelo ONERA

O modelo ONERA é baseado no mecanismo de fechamento de trinca proposto por Elber e no conceito do limiar de crescimento de trinca, considerando que a força em ambos corresponde ao mesmo processo físico Baudin (1984) e Khan *et al.* (2007) *apud* Chemin (2012). Duas funções são obtidas experimentalmente, f_1 e f_2 , sendo f_1 representando a curva $K_{th} \times K_{SB}$ para carregamento com sobrecarga; e f_2 para carregamento de amplitude constante. As funções são definidas pelas equações 42 e 43:

$$K_{th} = K_{SB} f_1(R), \text{ com } R = K_m / K_{SB} \quad (42)$$

$$K_{th} = K_{max} f_2(R), \text{ com } R = K_{min} / K_{max} \quad (43)$$

onde K_{max} e K_{min} são os fatores de intensidade de tensão máxima e mínima, respectivamente.

As funções experimentais f_1 e f_2 são as principais características do modelo ONERA e são consideradas intrínsecas ao material para uma dada espessura; a função f_2 torna possível a definição do modelo de crescimento de trinca válido para carregamento de amplitude constante levando em conta os efeitos de R; altos valores de f_1 representam maior retardo no crescimento de trinca devido à sobrecarga ou carregamento variável; ambas as funções constituem o limite máximo e mínimo. A eq. (44) está relacionada ao Limiar de crescimento do material ($f_1 < f_2$), Baudin (1984):

$$K_{max} * f_1(R) < K_{th} < K_{max} * f_2(R), \text{ com } R = K_{min} / K_{max} \quad (44)$$

O modelo realiza o cálculo de crescimento de trinca por fadiga ciclo por ciclo. Um ciclo i definido por valores de K_{max} e K_{min} possui a parte de carregamento que vai de $K_{th (i-1)}$ até K_{max} , um incremento de trinca Δa_i e a mudança de $K_{eq(max)}$, Baudin (1984).

A taxa de crescimento de trinca é calculada pelo modelo ONERA, eq. (45), por meio de uma modificação na equação de Paris-Erdogan.

$$\frac{da}{dN} = C_0 \cdot K_{max}^n \left[\frac{1 - f_2(R)}{1 - f_2(0)} \right]^n \quad (45)$$

A relação $U(R)$ de Elber definida no modelo ONERA é calculada pela eq. (46):

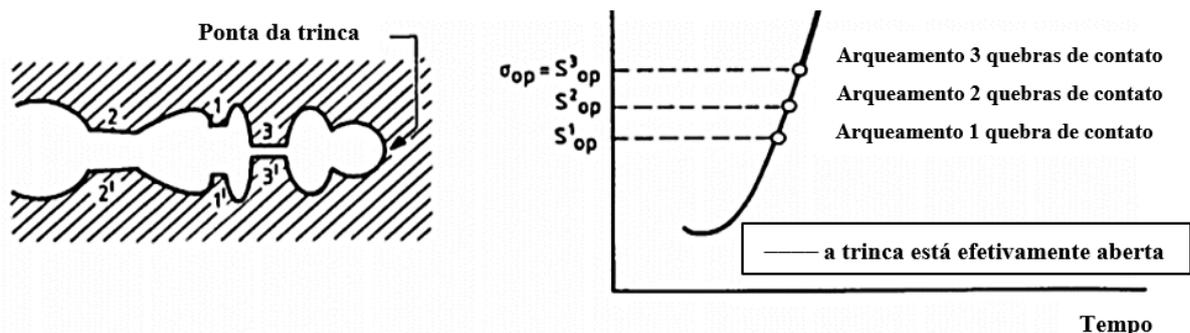
$$U(R) = \frac{\Delta K_{ef}}{\Delta K} = \frac{0,9}{1,9 - 0,9 R} \quad (46)$$

Um dos problemas do modelo ONERA é não ser capaz de capturar completamente os efeitos da interação dos carregamentos, assim como os fenômenos transientes (crescimento de trinca inicial rápido), Khan *et al.* (2007) e Padmadinata (1988).

2.5.2.3 Modelo CORPUS

O modelo CORPUS foi desenvolvido com base no mecanismo de arqueamento e está associado à deformação plástica deixada no rastro da trinca. Neste modelo assume-se que cada ciclo deixará sua própria deformação plástica e o rastro da trinca é coberto por “arqueamentos”. Supõe-se que uma trinca permanece fechada enquanto houver contato entre as regiões arqueadas, Zhang *et al.* (2018). Cada arqueamento terá seu próprio efeito na abertura da trinca, e a saliência ativará um "interruptor de atraso" que é desligado se a trinca cresceu através da zona de plástica do pico de sobrecarga (FIGURA 45).

Figura 45: Modelo CORPUS: comportamento de abertura de uma ponta de trinca em 3 arqueamentos na superfície da trinca



Fonte: Zhang *et al.* (2018).

Como em todo ciclo, um arqueamento é associado a um nível de tensão S_{SB} , a tensão de abertura $S_{ab(i)}$ é calculada ciclo a ciclo (KHAN *et al.*, 2007). Os novos conceitos utilizados no CORPUS para prever a velocidade de crescimento de trinca estão relacionados às zonas plásticas primárias e secundárias, à dependência do estado de tensão para estimar a zona plástica e aos efeitos de múltiplas sobrecargas (KHAN *et al.*, 2007). Se a trinca cresce e ultrapassa o contorno da zona

plástica assume-se que o efeito de arqueamento desapareceu e a tensão de abertura é zero (PUTRA, 1994). Esta condição é descrita como:

$$S_{ab(i)} = g(S_{max(i)}, S_{min(i)}), \text{ se } a_i \leq a \leq a_i + \rho_i \quad (47)$$

$$S_{ab(i)} = 0, \text{ se } a > a_i + \rho_i \quad (48)$$

onde $S_{ab(i)}$ é a tensão de abertura S_{ab} para o ciclo n . Para o modelo CORPUS esse valor é sempre constante. A função de abertura do arqueamento $g(S_{max(i)}, S_{min(i)})$ é determinada experimentalmente, e ρ_i é o tamanho da zona plástica para o ciclo i (PUTRA, 1994). Para descrever o comportamento do arqueamento após a aplicação de uma combinação de sobrecarga-subcarga, foram determinadas empiricamente funções, similares à de Elber para as ligas de alumínio 7075-T6 e 2024-T3:

Para $R > 0$

$$g(S_{max(i)}, S_{min(i)}) = U = (-0,4R^4 + 0,9R^3 - 0,15R^2 + 0,2R + 0,45) \quad (49)$$

Para $-0,5 \leq R \leq 0$

$$g(S_{max(i)}, S_{min(i)}) = U = (-0,1R^2 + 0,2R + 0,45) \quad (50)$$

A tensão de abertura não depende apenas de $S_{max(i)}$ e $S_{min(i)}$ mas também do nível de tensão σ_{max} em comparação com a tensão de escoamento, para o qual se adotou a média de $\sigma_e = (\sigma_{e(0,2)} + \sigma_u)/2$. Para contabilizar os altos níveis de carregamento é utilizado um fator de correção h para ser aplicado ao valor S_{ab} . A função de correção foi obtida pela curva de tendência de ensaios experimentais:

$$h = 1 - 0,2(1 - R_i)^3 \left[\frac{S_{max}}{1,15 \sigma_e} \right]^3 \quad (51)$$

Usando a função de correção h , a eq. (51) fica na forma da eq. (52):

$$S_{ab(i)} = g(S_{max(i)}, S_{min(i)}) \cdot h \quad (52)$$

As subcargas severas, como cargas negativas, reduzem o arqueamento, o que significa que a tensão de abertura também será reduzida (PUTRA, 1994). Considerando um arqueamento formado no ciclo n com tensão máxima $S_{max(i)}$ e

tensão mínima $S_{\min(i)}$, e que uma tensão negativa $S_{\min(i+1)}$ ocorrerá no próximo ciclo $n+1$, a redução da tensão de abertura no arqueamento será:

$$S_{ab(i+1)} = g \cdot \dot{\zeta} \quad (53)$$

Se o ciclo possuir uma carga ainda menor no ciclo $i+2$, a tensão de abertura no arqueamento será:

$$S_{ab(i+2)} = g \cdot (S_{\max(i+2)}, S_{\min(i+2)}) \cdot h_2 \quad (54)$$

Um arqueamento criado em um ciclo com tensão máxima $S_{\max(1)}$ seguido da tensão mínima $S_{\min(1)}$ a tensão de abertura deste arqueamento e variação de tensão efetiva será dada por:

$$S_{ab(1)} = g \cdot (S_{\max(1)}, S_{\min(1)}) h_1 \quad (55)$$

$$\Delta K_{ef(1)} = S_{\max(2)} - S_{ab(1)} \quad (56)$$

Um segundo arqueamento é criado a $S_{\max(2)}$ e comprimido por $S_{\min(2)}$, se $S_{\max(1)} > S_{\max(2)}$ significa que $S_{ab(1)} > S_{ab(2)}$. A magnitude de $S_{ab(1)}$ não é reduzida por $S_{\min(2)}$ porque $S_{\min(1)} = S_{\min(2)}$. O valor de $S_{ab(1)}$ determina a tensão de abertura do próximo ciclo. A tensão de abertura do arqueamento e a variação de tensão efetiva neste caso fica:

$$S_{ab(2)} = g \cdot (S_{\max(2)}, S_{\min(2)}) h_2 \quad (57)$$

$$\Delta K_{ef(2)} = S_{\max(3)} - S_{ab(1)} \quad (58)$$

Um terceiro arqueamento é criado por $S_{\max(3)}$ e será comprimido por $S_{\min(3)}$ desde que seja menor que $S_{\min(1)}$ e $S_{\min(2)}$, as novas tensões de abertura de trinca serão:

$$S_{ab(1)} = g \cdot (S_{\max(1)}, S_{\min(3)}) h_1 \quad (59)$$

$$S_{ab(2)} = g \cdot (S_{\max(3)}, S_{\min(3)}) h_2 \quad (60)$$

$$S_{ab(2)} = g \cdot (S_{\max(3)}, S_{\min(3)}) h_2 \quad (61)$$

O novo valor de $S_{ab(1)}$ é o mais alto o que significa que ela governa a tensão de abertura de trinca. A tensão máxima no próximo ciclo $S_{max(4)}$ é maior que S_{max} , e como o arqueamento criado neste ciclo será maior, todos os arqueamentos criados nos ciclos anteriores se tornam insignificantes para considerações futuras (PUTRA, 1994). O cálculo do tamanho da zona plástica determina o retardo e influencia a interação das sobrecargas. A importância do modelo CORPUS é diferenciar a zona plástica que se desenvolve dentro do material elástico, da zona plástica que se estende dentro da região deformada plasticamente (KHAN *et al.*, 2007). As duas zonas plásticas são chamadas de primária e secundária, respectivamente. O tamanho da zona plástica primária, ρ , é calculado com base na teoria de Irwin, mas foi modificada para contabilizar zonas maiores caso a S_{max} se aproxime do valor da tensão de escoamento, σ_e .

$$\frac{\rho}{a} = \frac{1 - \left(\frac{S_{max}}{\sigma_e}\right)^2 + \frac{a^2}{W} - \sqrt{\left[1 - \frac{S_{max}^2}{\sigma_e^2} + \frac{a^2}{W}\right]^2 - 4\left(\frac{a}{W}\right)^2}}{2\left(\frac{a}{W}\right)^2} - 1 \quad (62)$$

Quando uma sequência de sobrecargas é aplicada, a tensão de abertura do arqueamento atingirá o valor estacionário depois de um número de ciclos de sobrecarga. Depois da aplicação de cada sobrecarga o valor de $S_{ab(i)}$ aumenta de acordo com a eq. (63):

$$S_{ab(i)} = g(S_{max(i)}, S_{min(i)}) m_i \left[S_{max(i)} - g(S_{max(i)}, S_{min(i)}) \right] \quad (63)$$

onde m_i é chamado de parâmetro de relaxação e não possui um valor constante e é atualizado cada vez que um ciclo i é aplicado e pode ser calculado pela eq. (64):

$$m_{novo(i)} = m_{anterior(i)} + \delta \left[m_{tp(i)} - m_{anterior(i)} \right] \frac{\Delta a}{\rho_d} \quad (64)$$

Na eq. (64) o valor de δ é o fator de relaxação, Δa é o incremento de trinca entre sobrecargas e ρ_d é o tamanho da zona plástica do arqueamento dominante. Para a liga Al 2024-T3 o fator de relaxação foi 0,28 e é válido para efeitos de sobrecargas de mesmo nível em condição de tensão plana (PUTRA, 1994). Para

carregamentos complexos, onde o nível de sobrecarga varia, é necessário introduzir um fator de correção:

$$\delta = 0,28 \delta_1 \delta_2 \quad (65)$$

onde δ_1 leva em consideração a interação de diferentes níveis de sobrecarga e δ_2 representa a redução da interação em condição de deformação plana, e δ_1 e δ_2 são calculados por:

$$\text{Se } \rho_i \leq \rho_d \quad (66)$$

$$\delta_1 = \left[\frac{4 \rho_d \rho_i}{(\rho_d + \rho_i)^2} \right]^4$$

$$\text{Se } \rho_i > \rho_d \quad (67)$$

$$\delta_1 = \frac{\rho_d}{\rho_i}$$

$$\delta_2 = \frac{\rho_d}{\rho_{tp(d)}} \quad (68)$$

onde, ρ_i e $\rho_{tp(d)}$ são o tamanho da zona plástica presente e o valor para o caso hipotético de tensão plana pura. A vantagem do modelo CORPUS está na utilização de cargas negativas, embora o cálculo de taxa de crescimento de trinca neste caso ainda seja impreciso, (KHAN *et al.*, 2007), (PADMADINATA, 1990) e (PUTRA, 1994). No caso de carregamentos severos, como o de uma aeronave militar, por exemplo, o cálculo pelo CORPUS ainda não apresenta sensibilidade. E para garantir boas previsões, é necessário conhecer antes, a taxa de crescimento da trinca em amplitude constante (KHAN *et al.*, 2007).

2.5.2.4 Modelo PREFAS

Conforme Bathias e Pineau (2013) o modelo PREFAS foi proposto por Foulquier para análise de aeronaves comerciais e apresenta a vantagem de uma redução significativa no número e duração de testes elementares, a fim de obter os parâmetros "materiais" do modelo (cálculo de ΔK_{eff} e efeito histórico):

- Primeiro teste: carregamento com uma amplitude constante (σ_{min} , σ_{max}) quando $R = 0,1$

- Segundo teste: mesmo carregamento com uma sobrecarga igual a $1,7 \sigma_{\max}$ a cada 1.000 ciclos.

O modelo PREFFAS foi desenvolvido para caracterizar a resposta do material e a sensibilidade dos efeitos da sobrecarga e é válido apenas para problemas estacionários, ou seja, não há diminuição do retardo (KHAN *et al.*, 2007). O modelo PREFFAS utiliza a lei de crescimento de trinca baseada no conceito de fechamento de trinca:

$$da/dN_{(i)} = C \left(K_{\max(i)} - K_{ab(i)} \right)^m \quad (69)$$

onde C e m são as constantes da Lei de Paris-Erdogan do material, $K_{\max(i)}$ e $K_{ab(i)}$ são os fatores de intensidade de tensão máximo e de abertura de trinca para o ciclo i , respectivamente. Não há consideração do limiar ΔK_{th} na eq. (69), contudo foi considerado que quando $K_{\max(i)} - K_{ab(i)}$ for menor que o ΔK_{th} o valor $da/dN > 0$. O valor de $K_{ab(i)}$ é determinado substituindo a história de carregamento pelo carregamento em amplitude constante. Aplicando a teoria de Elber para um carregamento equivalente, tem-se:

$$K_{\max(i+1)} - K_{ab(i,i+1)} = U \left(K_{\max(i-1)} - K_{\min(k)} \right) \quad (70)$$

$$U = A + BR = A + B \left(\frac{K_{\min(k)}}{K_{\max(k)}} \right) \quad (71)$$

onde U é a função linear da razão de tensão R e, A e B , são parâmetros do material. O maior valor de K_{\max} e o menor valor de K_{\min} são desconsiderados no efeito da história de carregamento dos ciclos anteriores, ou seja, é feita uma contagem *Rainflow* previamente. O valor de $K_{ab(i)}$ será determinado pelo K_{\max} seguido de K_{\min} da história de carregamento, formando um par, como resultado é determinado o nível de K_{ab} histórico (KHAN *et al.*, 2007). O valor do comprimento de trinca para cálculo de K é considerado constante durante o período de voo, mantendo-o dessa forma, função apenas da história de tensão. O incremento do comprimento de trinca e taxa de propagação são calculados por:

$$a = \sum_{i=1}^n a_i = C \sum_{i=1}^n K_{ef(i)}^m = C \left[f(a) \sqrt{\pi a} \right]^m \sum_{i=1}^n K_{ef(i)}^m = C \left[f(a) \sqrt{\pi a} \right]^m \quad (72)$$

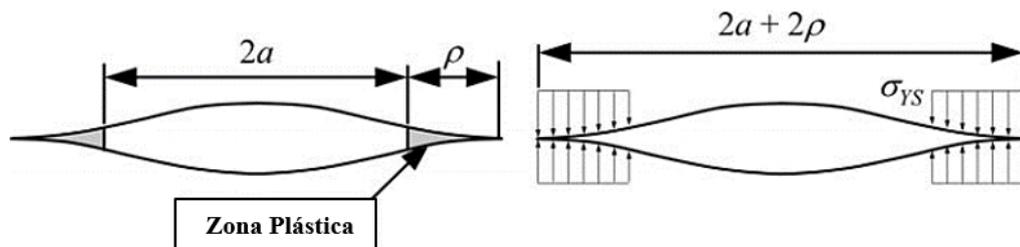
$$\left(\frac{da}{dN}\right)_{med} = \frac{a}{n} = C[f(a)\sqrt{\pi a}]^m \frac{EF}{n} \quad (73)$$

Como o modelo foi desenvolvido para histórias estacionárias com pouca ocorrência, o PREFFAS possui algumas limitações: tensões negativas são truncadas a zero, não é aplicável quando a taxa de crescimento é alta e, apesar de utilizar o conceito de Elber, não há cálculo de zona plástica no modelo (KHAN *et al.*, 2007).

2.5.3 Modelo de faixa de escoamento (Strip-Yield Model)

Dugdale e Barenblatt (1960) assumem que existe uma longa e esbelta região de zona plástica na ponta da trinca de um material não encruado no estado plano de tensão. Uma seção de uma placa infinita foi analisada. A zona plástica é modelada assumindo-se uma trinca de comprimento $2a + 2\rho$, onde ρ é o comprimento da zona plástica, com uma tensão de fechamento de σ_{ys} presente na ponta da trinca como mostrado na Figura 46:

Figura 46: Modelo de faixa de escoamento com tensão de fechamento na ponta da trinca



Fonte: Anderson (2017).

Este modelo aproxima o comportamento elastoplástico por superposição de duas soluções elásticas, sendo uma solução através da trinca sob a ação de tensão remota e outra através da trinca com tensão de fechamento na ponta. O modelo “*strip-yield*” é um modelo clássico de superposição de efeitos. O comprimento da zona plástica ρ precisa ser tal que os fatores de intensidade de tensão das tensões remotas anulem as tensões de fechamento e, ainda, anulem-se entre si.

No modelo de Dugdale a zona plástica ρ é vista como uma faixa de escoamento que se estende a uma distância r_p , sendo r_p o raio da zona plástica na frente da ponta da trinca e, estando carregada a estrutura, tem-se $\sigma_{yy} = \sigma_{ys}$. Se σ_{yy} for zero, o comprimento $|x| < a + \rho$, $y = 0$ e a tensão remota aplicada à estrutura

normal à trinca σ irá produzir um fator de intensidade de tensão $K'_I = \sigma[\pi(a + \rho)]^{1/2}$ em uma placa de largura infinita. Se $\sigma_{yy} = \sigma_{ys}$ forem aplicadas simultaneamente ao longo da faixa de escoamento a $|x| < (a + \rho)$ isso irá fazer com que haja um fator de intensidade de tensão K''_I sobre o K'_I onde,

$$K''_I = -\sigma_{ys} \sqrt{\pi(a + \rho)} + 2\sigma_{ys} \sqrt{\frac{a + \rho}{\pi}} \operatorname{sen}^{-1} \left(\frac{a}{a + \rho} \right) \quad (74)$$

O requisito de tensão de contorno no ponto $x = a + \rho$ fornece a condição que

$K'_I + K''_I = 0$. Resolvendo ρ tem-se para $\sigma \ll \sigma_{yy}$ e para $\rho \ll a$:

$$\rho = \frac{\pi^2 \sigma_{ys}^2 a}{8 \sigma_{ys}^2} = \frac{\pi}{8} \left(\frac{K_I}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (75)$$

Uma maneira de estimar a intensidade de tensão efetiva com o modelo de faixa de escoamento é definir a_{eff} igual $a + \rho$:

$$K_{\text{eff}} = \sqrt{\pi a \sec \left(\frac{\pi}{2 \sigma_{ys}} \right)} \quad (76)$$

No entanto, a eq. (76) tende a superestimar K_{eff} , pois o a_{eff} real é um pouco menor que $a + \rho$ porque a faixa de escoamento é carregada sob σ_{ys} . Burdekin e Stone *apud* Anderson (2017) obtiveram um resultado mais realista para estimativa de K_{eff} :

$$K_{\text{eff}} = \sigma_{ys} \sqrt{\pi a \left[\frac{8}{\pi^2} \ln \sec \left(\frac{\pi}{2 \sigma_{ys}} \right) \right]^{1/2}} \quad (77)$$

2.5.4 Modelos modificados de faixa de escoamento

Pouco depois de Elber descobrir o fechamento da trinca, a comunidade de pesquisa começou a desenvolver modelos analíticos ou numéricos para simular o crescimento e fechamento de trincas por fadiga. Esses modelos eram projetados para calcular o comportamento de crescimento e fechamento em vez de assumir tal comportamento como nos modelos empíricos.

Newman (1998) descreve na Tabela 8 uma lista cronológica dos modelos modificados de Dugdale ou *strip-yield*:

Tabela 8: Lista cronológica dos modelos modificados de Dugdale ou *strip-yield*

Seeger, (1973)	Tanaka, (1986)
Newman, (1974)	Ibrahim, (1986)
Dil and Saff, (1976)	Wang and Blom, (1987 e 1991)
Budiansky and Hutchinson, (1978)	Chen and Nisitani, (1988)
Hardrath <i>et al.</i> , (1978)	de Koning and Liefing, (1988)
Fuhring and Seeger, (1979)	Keyvanfar and Nelson, (1988)
Newman, (1981)	Nakamura and Kobayashi, (1988)
Nakai <i>et al.</i> , (1983)	Daniewicz, (1991)
Sehitoglu, (1985)	ten Hoeve and de Koning, (1995)
Keyvanfar, (1985)	Sehitoglu <i>et al.</i> , (1996)

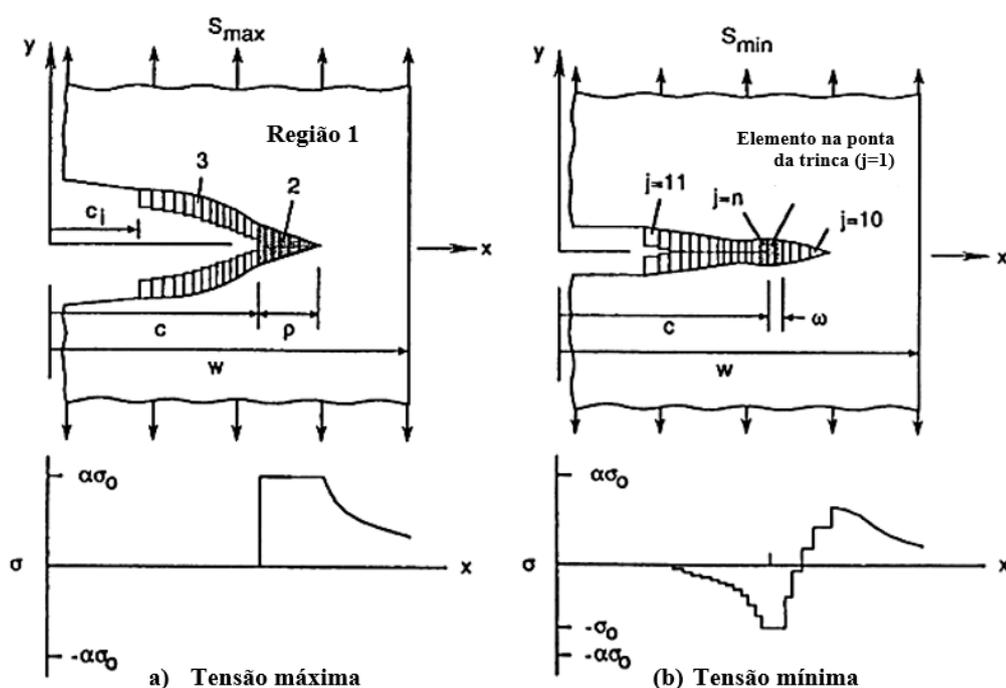
Fonte: Newman (1998, com adaptações).

Seeger (1973) e Newman (1974) foram os primeiros a desenvolver dois tipos de modelos. Seeger modificou o modelo de Dugdale e Newman desenvolveu um modelo de ligamento ou faixa de escoamento. Mais tarde, um grande grupo de modelos semelhantes também foi desenvolvido usando a estrutura do modelo Dugdale. Budiansky e Hutchinson (1978) estudaram o fechamento usando um modelo analítico, enquanto Dill e Saff (1976), Fuhring e Seeger (1979) e Newman (1981) modificaram o modelo de Dugdale. Alguns modelos usaram as funções analíticas para modelar a zona plástica, enquanto outros dividiram a zona plástica em uma série de elementos. O modelo de Wang e Blom (1987) é uma modificação do modelo de Newman, mas seu modelo foi o primeiro a incluir funções de peso para analisar outras configurações de trincas. Todos os outros modelos da Tabela 8 são bastante semelhantes aos descritos anteriormente. Os modelos por Nakai *et al.* (1983), Tanaka (1986) e Sehitoglu *et al.* (1985) começaram a abordar os efeitos da microestrutura e rugosidade da superfície de trinca no comportamento de fechamento de trincas.

Um modelo típico modificado de Dugdale é mostrado na Figura 47. Neste modelo, Newman (1981) usa elementos de barra para modelar a zona plástica e as deformações plásticas residuais deixadas, conforme a trinca cresce. A restrição tridimensional é considerada usando o fator de restrição, α . Para condições de tensão plana, α é igual à unidade e para condições de deformação plana, α é igual a 3. O fator de restrição foi usado para correlacionar dados de taxa de crescimento de

trinca de fadiga de amplitude constante, como será discutido posteriormente.

Figura 47: Modelo típico modificado de Dugdale ou modelo de faixa de escoamento *strip-yield* para fechamento induzido por plasticidade



Fonte: Newman (1981).

2.5.5 Considerações, comparações e outros modelos de retardo

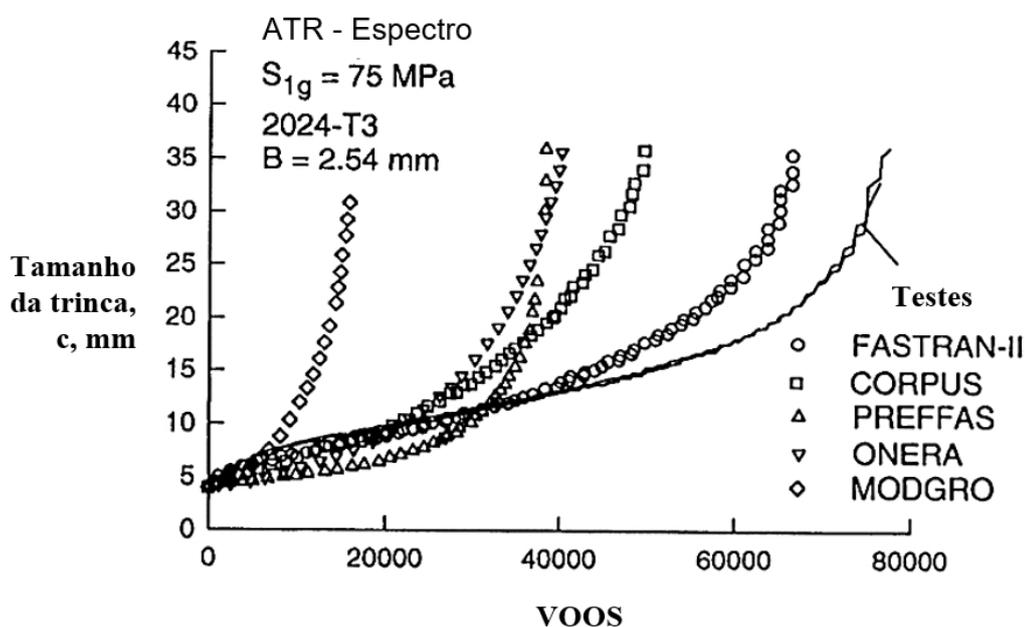
Importante ressaltar que os modelos de Wheeler e Willenborg, não são capazes de levar em consideração os efeitos causados pelas subcargas e não levam em conta a aceleração do crescimento de trincas devido a subcargas ou imediatamente após uma sobrecarga. Chang e Hudson (1981) demonstraram claramente que o retardo e a aceleração são necessários para ter um modelo confiável.

Modelos posteriores de Gallagher (1974), Chang (1981) e Johnson (1981) incluíram funções para levar em conta o retardo e a aceleração da trinca. Uma nova

geração de modelos foi introduzida por Bell e Wolfman (1976), Schijve (1980), de Koning (1981), Baudin *et al.* (1984) e Aliaga *et al.* (1985), que foram baseados no conceito de fechamento de trinca. O modelo mais simples é o proposto por Schijve, que assumiu que a tensão de abertura de trinca permanece constante durante cada voo em uma sequência voo a voo (*flight-by-flight*). Os outros modelos desenvolveram equações empíricas para contabilizar o retardo e a aceleração, semelhantes aos modelos de faixa de escoamento (*strip yield*).

Lazzeri *et al.* (1995) conduziram testes de crescimento de trinca por fadiga em um corpo de prova de tensão de trinca média sob um histórico de carga voo a voo (espectro ATR) em um nível médio de tensão de voo (S_{1g}) de 75 MPa. Os resultados dos testes são mostrados na Figura 48.

Figura 48: Comparação de previsões de crescimento de trincas histórico de carga de voo (espectro ATR)



Fonte: Lazzeri *et al.* (1995).

Esses resultados mostram uma alta taxa inicial de crescimento, seguida por uma desaceleração do crescimento da trinca de 7 para 10 mm e, em seguida, um aumento constante nas taxas de crescimento geral até a falha. Este comportamento é o que Wanhill (1994) chama de "*crescimento transiente da trinca*" sob o espectro de carregamento.

Em seguida, Lazzeri fez comparações do comprimento previsto da trinca com voos de quatro dos modelos empíricos (CORPUS, PREFFAS, ONERA e MODGRO) e um modelo de faixa de escoamento *strip-yield* (FASTRAN-II).

O modelo MODGRO, precursor do AFGROW descrito mais adiante no item 2.6.1.3, era muito conservador, enquanto os outros três modelos deram essencialmente os mesmos resultados, mas não previram os voos até a falha. O modelo FASTRAN-II previu falha em cerca de 15% de vida mais curta do que os resultados do teste, mas este modelo chegou mais perto para modelar o comportamento de “*crescimento transiente de trincas*”, conforme discutido por Wanhill. Este comportamento foi rastreado ao regime de "perda de restrição" em materiais de chapa fina por Newman (1992).

Lazzeri *et al.* em seguida, realizaram comparações do comprimento previsto da trinca com voos de quatro dos modelos empíricos (CORPUS, PREFFAS, ONERA e MODGRO) e um modelo de faixa de escoamento *strip-yield* (FASTRAN-II).

O modelo MODGRO era muito conservador, enquanto os outros três modelos deram essencialmente os mesmos resultados, mas não previram os voos até a falha. O modelo FASTRAN-II previu falha em cerca de 15% de vida mais curta do que os resultados do teste, mas este modelo chegou mais perto para modelar o comportamento de “*crescimento transiente de trincas*”, conforme discutido por Wanhill. Este comportamento foi rastreado ao regime de "perda de restrição" em materiais de chapa fina por Newman (1992).

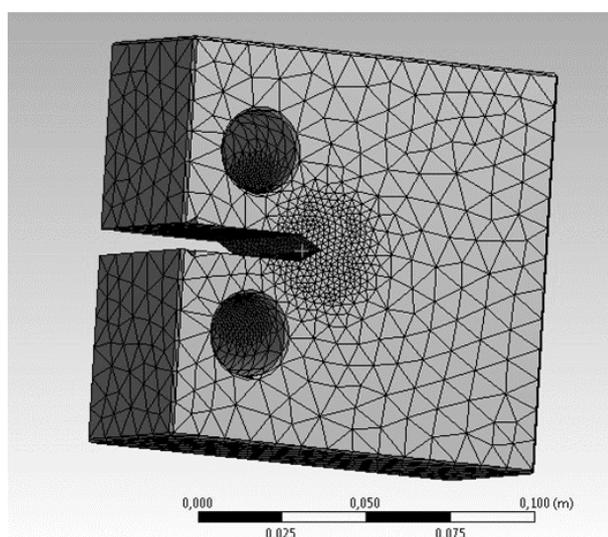
Bathias e Pineau (2013) concluem que não existe um modelo universal que possa ser usado para qualquer tipo de carregamento e qualquer tipo de material. Calibrar o modelo proposto com base nos testes de propagação sob um determinado carregamento representativo do uso previsto do componente analisado, é altamente recomendado.

2.6. Mecânica da Fratura Computacional

Desde o início da década de 70, vários trabalhos utilizaram o método dos elementos finitos (MEF) para simular a propagação e o fechamento de trincas. Esses trabalhos foram feitos no sentido de se tentar obter um entendimento básico dos processos de crescimento e fechamento de trinca. No modelo de elementos finitos, como o próprio nome sugere, um sólido contínuo é discretizado em uma

quantidade finita de elementos (FIGURA 49) e as soluções para o campo de tensões e deformações são encontradas.

Figura 49: Modelo discretizado em elementos finitos



Fonte: elaborado pelo autor.

O MEF é um método para resolver equações diferenciais parciais de forma aproximada. A ideia fundamental desse método, que o enquadra em “aproximado”, é o fato de utilizar-se de funções de forma para descrever um espaço de solução aproximada para a equação em questão. A Figura 50 mostra um esquema com uma visão geral do MEF.

Figura 50: Visão geral do método dos elementos finitos



Fonte: elaborado pelo autor.

Newman (1998) apresenta na Tabela 9, em ordem cronológica, uma lista das análises de elementos finitos e diferenças finitas de crescimento e fechamento de trincas por fadiga.

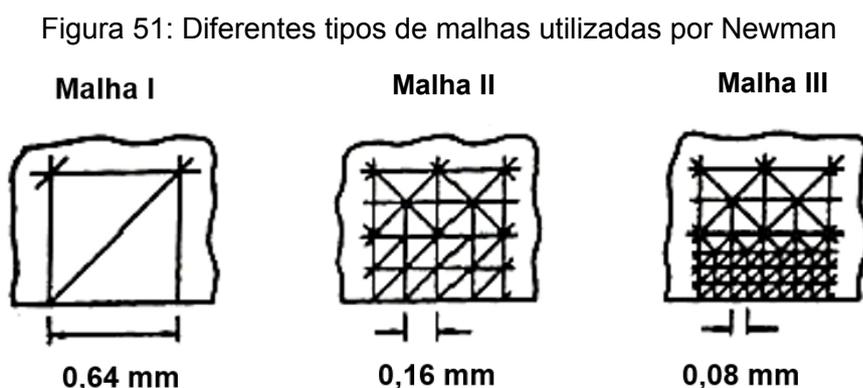
Tabela 9: Lista cronológica das análises de elementos finitos de crescimento e fechamento de trincas por fadiga

<i>Trincas bidimensionais</i>	<i>Trincas tridimensionais</i>
Newman, (1974)	Chermahini, (1986)
Newman and Armen, (1975)	Chermahini <i>et al.</i> , (1988 e 1991)
Ohji, Ogura and Ohkubo, (1975)	Dawicke <i>et al.</i> , (1992)
Nakagaki and Atluri, (1980)	Newman <i>et al.</i> , (1983)
Anquez, (1983)	
Blom and Holm, (1985)	
Kobayashi and Nakamura, (1985)	
Lalor, Sehitoglu and McClung, (1986)	
Fleck, (1986)	
Bednarz, (1986)	
Nicholas <i>et al.</i> , (1988)	
Fleck and Newman, (1988)	
Llorca and Galvez ^a , (1990)	
Anquez and Baudin, (1988)	
McClung <i>et al.</i> , (1989)	
Llorca, (1992)	
Sehitoglu <i>et al.</i> , (1996)	

^a Análises pelos métodos de diferenças finitas
 Fonte: Newman (1998, com adaptações).

A maioria dessas análises foi conduzida usando análises bidimensionais em quaisquer condições de tensão plana ou deformação plana. Desde meados da década de 1980, apenas algumas análises tridimensionais de elementos finitos foram realizadas. Newman e Armen (1975) e Ohji *et al.* (1975) foram os primeiros a conduzir análises bidimensionais de elementos finitos do processo de fechamento de trinca.

Newman discutiu como o tamanho do elemento, na malha de elementos finitos, pode influenciar no cálculo das tensões de abertura e fechamento de trinca. A Figura 51 ilustra três diferentes malhas utilizadas para representar a ponta da trinca:



Fonte: Newman (1976).

Seus resultados sob condições de tensão plana estavam de acordo com os resultados experimentais quantitativo de Elber (1971) e mostraram que as tensões de abertura de trinca eram uma função da razão R (S_{\min}/S_{\max}) e do nível de tensão (S_{\max}/σ_0). Nakagaki e Atluri (1980) conduziram análises de crescimento de trincas sob carregamento em modo misto e descobriram que as trincas não fecham sob o carregamento puro do Modo II. Em meados da década de 1980, havia uma discussão ampla se as trincas por fadiga fechariam sob condições de deformação plana, ou seja, de onde veio o material extra para causar o fechamento na região da

ponta da trinca, uma vez que o material não poderia deformar na direção da espessura, como sob condições de tensão plana. Blom e Holm (1985) e Fleck e Newman (1988) estudaram o crescimento e fechamento de trincas sob condições de deformação plana e descobriram que as trincas fecharam, mas os níveis de abertura de trincas foram muito mais baixos do que aqueles sob condições de tensão plana.

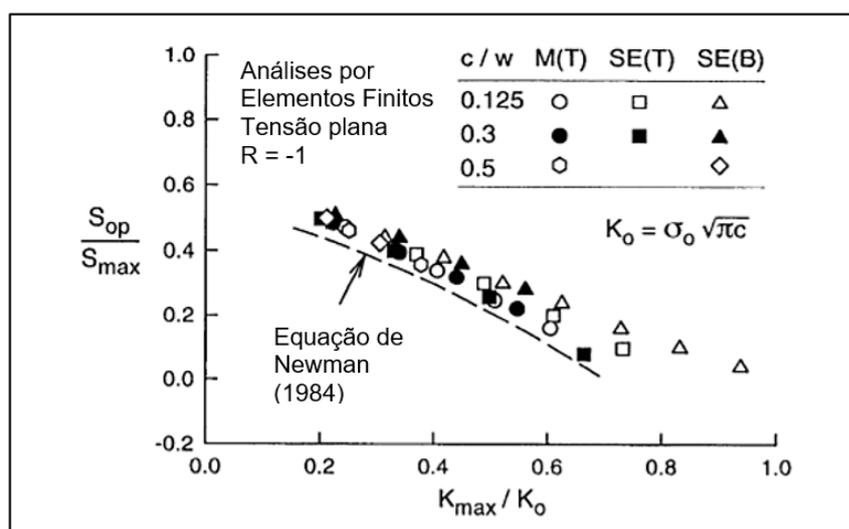
O modelo analítico de fechamento de trinca desenvolvido por Newman (1981), foi usado para a determinação da tensão de abertura da trinca, S_{op} , como uma função de um comprimento de trinca e de um carregamento anterior. A propagação da trinca é feita liberando os nós, um de cada vez por ciclo, quando o carregamento atinge a carga máxima. É aplicada novamente a mesma carga antes de ser liberado o outro nó.

Kobayashi *et al.* (1985) *apud* Ricardo (2003) usaram pela primeira vez o método dos elementos finitos para estudar o crescimento de uma trinca sob um incremento de carregamento unitário. Nestas investigações não foram considerados os efeitos de fechamento de trinca e de carregamento cíclico. Em paralelo, modelos simples e complexos do processo de crescimento e propagação de trinca foram desenvolvidos.

Sehitoglu (1996) descobriram posteriormente que as deformações plásticas residuais que causam o fechamento da trinca vieram dos flancos, ou seja, o material foi deformado plasticamente na direção paralela às superfícies da trinca. Nicholas *et al.* (1988) estudaram o comportamento de fechamento de trincas curtas e descobriu que em razões R negativas os níveis de abertura de trinca foram negativos, ou seja, as trincas pequenas foram abertas com uma carga negativa. Llorca (1992) foi o primeiro a analisar o mecanismo de fechamento induzido por rugosidade usando o método das diferenças finitas. Ele descobriu que o principal fator de controle no fechamento induzido pela rugosidade era o ângulo de inclinação (θ) entre os ramos da trinca (à medida que a trinca faz zigue-zague $\pm \theta$). Cargas de abertura de trinca, tais como 70% da carga máxima, foram calculadas e os resultados concordaram com as maiores medidas de cargas de abertura na liga de alumínio 2124-T351. McClung (1989) realizou cálculos extensos de fechamento de trinca utilizando elementos finitos em pequenas trincas, trincas em orifícios e vários corpos de prova de crescimento de trincas por fadiga. Considerando que Newman descobriu que (S_{max}/σ_0) poderia correlacionar as tensões de abertura de trinca para diferentes tensões de fluxo (σ_0) para o corpo de prova tipo M(T), McClung descobriu

que uma analogia de K , usando (K_{\max}/K_0) , poderia correlacionar as tensões de abertura de trinca para diferentes configurações de trinca, para condições de escoamento em pequena escala. O termo $K_0 = \sigma_0(\pi \cdot c)^{1/2}$ onde p_0 é a tensão de fluxo (analogia de K assume que o fator de intensidade de tensão controla o desenvolvimento de tensões de fechamento e abertura de trinca, e combinando a solução de K entre diferentes corpos de prova trincados, uma estimativa pode ser feita para as tensões de abertura de trinca). Alguns resultados típicos são mostrados na Figura 52. A tensão de abertura de trinca calculada, (S_{op}/S_{max}) , é plotado contra (K_{\max}/K_0) , para três configurações de trinca: M(T) *middle-crack tension*, SE(T) *single-edge-crack tension* e *single-edge-crack bend* SE(B).

Figura 52: Efeitos das configurações de CPs nas tensões de abertura de trinca



Fonte: Newman (1998).

Os pontos do gráfico mostram os cálculos de elementos finitos para três razões de comprimento de trinca e largura (c/w). Em altos valores (K_{\max}/K_0) , os valores de abertura de trinca tornaram-se uma função da configuração da trinca. Uma abordagem semelhante usando uma analogia da zona de plástica, pode ser capaz de correlacionar as tensões de abertura de trinca sob escoamento em grande

escala. A curva tracejada mostra a equação de tensão de abertura de trinca, a partir do modelo *strip-yield*, desenvolvido por Newman (1984) e reformulado em termos de analogia K . A curva tracejada fornece um limite inferior para os resultados de elementos finitos. A razão para as diferenças entre os resultados do modelo de elemento finito e faixa de escoamento necessitaria de um estudo mais aprofundado.

Chermahini *et al.* (1986) foram os primeiros a investigar a natureza tridimensional do crescimento e fechamento da trinca. Eles descobriram que as tensões de abertura de trinca eram maiores perto da região da superfície livre (tensão plana) do que no interior, como esperado. Posteriormente, Dawicke *et al.* (1992) obtiveram tensões experimentais de abertura de trincas, semelhantes aos cálculos de Chermahini, ao longo da frente da trinca usando o método de estrias de Sunder (1982), *backface-strain gages*, e cálculos de elementos finitos.

Newman, constatou que a plasticidade e o fechamento de trinca induzido por rugosidade, funcionam juntos para fechar a trinca e os fenômenos são difíceis de serem separados. Nas análises de Llorca no regime próximo ao limiar, o tamanho da zona plástica era menor do que os pontos da malha no método das diferenças finitas. Deformações plásticas residuais nas direções normal e de cisalhamento fazem com que as superfícies da trinca entrem em contato prematuramente durante o ciclo de carregamento.

Deus (1997), na análise de fratura em pontes, propôs a utilização de um elemento de viga que considerava uma trinca existente, utilizando-se uma mola para representar a parte danificada. Como vantagens, observou-se uma redução considerável no número de incógnitas no sistema de equações, reduzindo problemas tridimensionais complexos para um tratamento bidimensional. O modelo proposto se baseava em fraturas no Modo I de abertura, com tratamento elástico e elastoplástico. Foi desenvolvido o programa *RAST* em linguagem Fortran para cálculos da constante K^* (rigidez associada à fratura) e rigidez global.

2.6.1 Análise numérica dos parâmetros de fratura

2.6.1.1 Modelagem da ponta da trinca ou frente de trinca

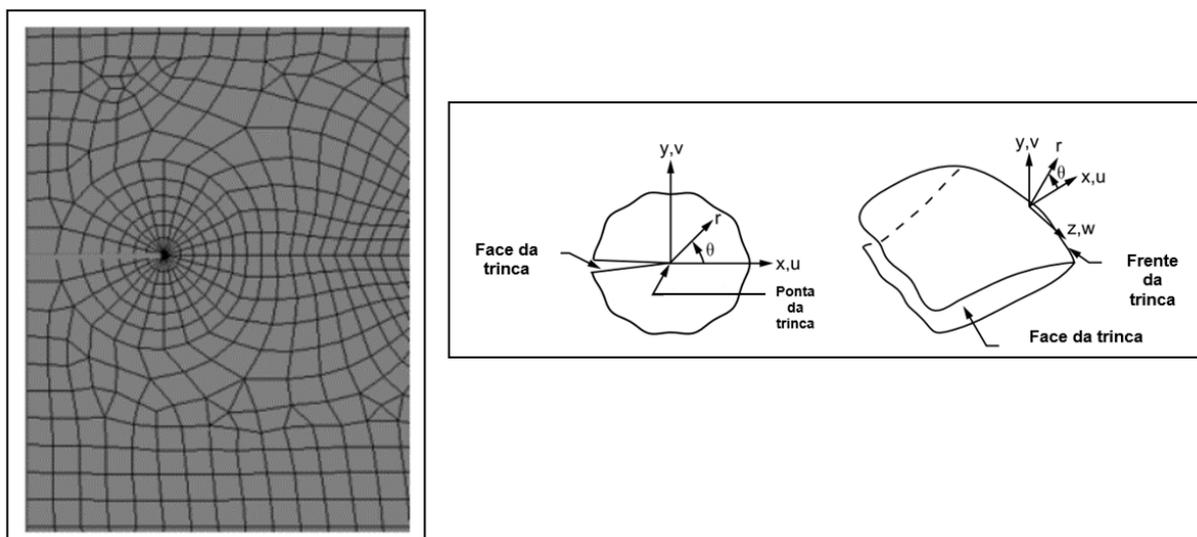
Os campos de tensão e deformação em torno da ponta da trinca geralmente apresentam altos gradientes de tensão. A natureza exata desses campos depende do material, da geometria e de outros fatores. Para capturar os campos de tensão e

deformação que variam rapidamente, deve-se usar nos modelos de elementos finitos uma malha refinada na região ao redor da ponta da trinca.

A maioria dos parâmetros de fratura descritos neste trabalho serão avaliados com base em uma abordagem de integral de domínio, que requer que a malha seja bem estruturada. Tipicamente, malhas radiais (em análise 2D) ao redor da ponta da trinca (*crack tip*) ou malhas cilíndricas (em análise 3D) ao redor da frente da trinca (*crack front*) são usadas para que os parâmetros de fratura possam ser avaliados com precisão.

Para resultados razoáveis, a primeira linha de elementos ao redor da ponta da trinca deve ter um raio de aproximadamente $a/8$ ou menor, onde a é o comprimento da trinca. Na direção circunferencial, recomenda-se aproximadamente um elemento a cada 15° a 30° , conforme a Figura 53.

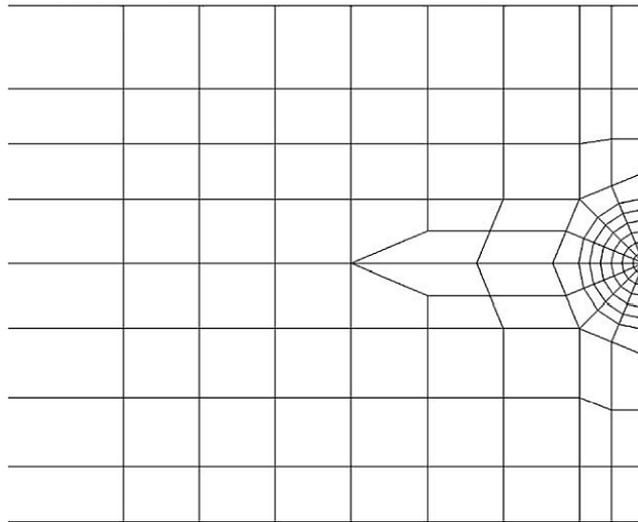
Figura 53: Malha radial em torno de uma ponta de trinca em 2D e definições de *crack tip* (2D) e *crack front* (3D)



Fonte: Ansys (2015).

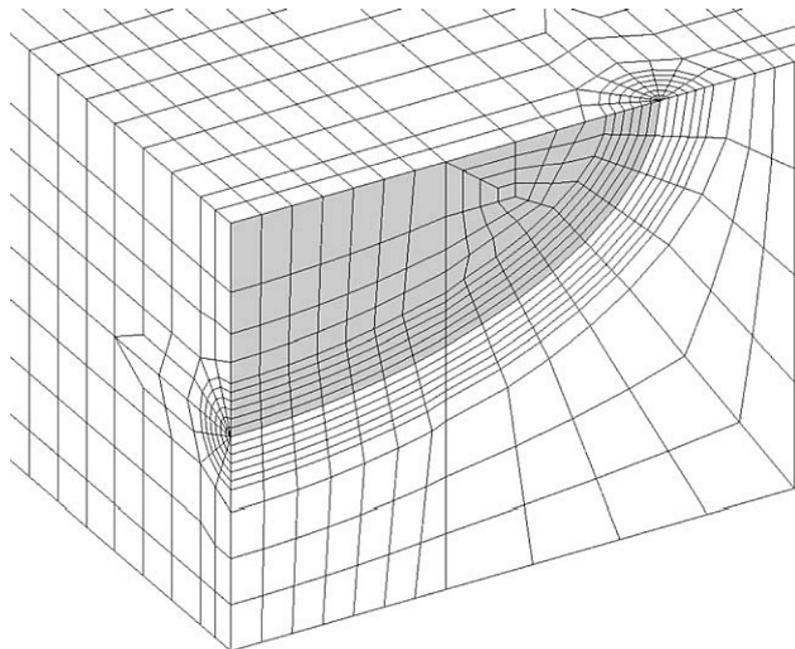
Sempre que possível, deve ser aproveitada a condição de simetria (FIGURAS 54 e 55). Em muitos casos, é necessário modelar apenas metade da região da trinca (FIGURA 56), com simetria ou condições de contorno antissimétrico:

Figura 54: Modelo 2D (half-symmetric) com trinca em aresta



Fonte: Anderson (2017).

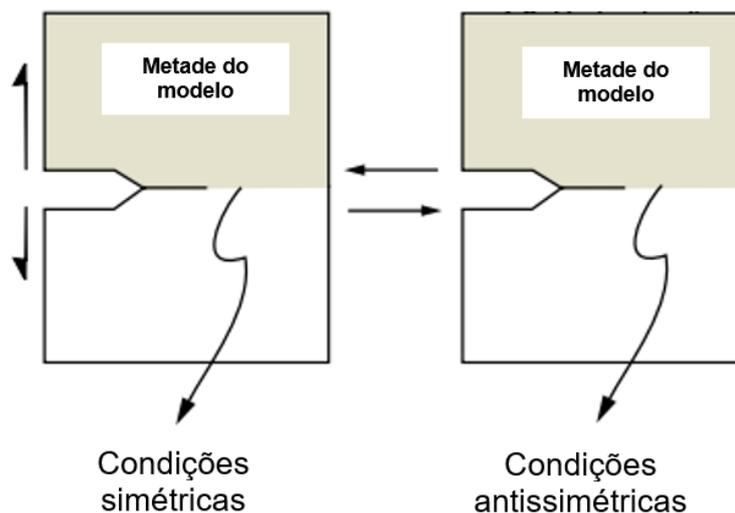
Figura 55: Modelo 3D (quarter-symmetric) de trinca superficial semielíptica em uma placa plana (*)



Fonte: Anderson (2017).

* A face da trinca é destacada em cinza.

Figura 56: Modelos com trincas usando a condição de simetria

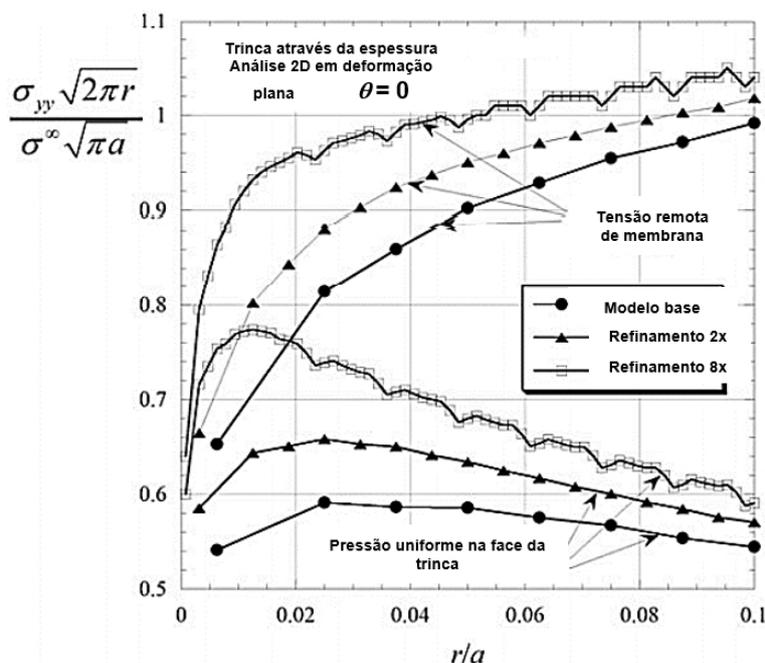


Fonte: Ansys (2015).

Gerar um modelo de fratura tridimensional não é um exercício trivial. O Ansys, assim como outros programas baseados em elementos finitos possuem geradores de malhas que fornecem ferramentas fáceis de usar e que permitem criar malhas hexaédricas estruturadas para trincas semielípticas. Para trincas arbitrárias, elementos tetraédricos são usados para gerar a malha na região próxima da ponta da trinca. As transições da malha hexaédrica estruturada em torno da frente da trinca para a região longe da ponta da trinca são suaves e sem costuras.

Um outro ponto importante na análise dos resultados em simulações de trincas por elementos finitos é avaliar a convergência dos resultados com o aumento do grau de refinamento da malha. A Figura 57 ilustra o efeito do refinamento da malha nas estimativas do fator de intensidade de tensão K_I .

Figura 57: Efeito do refinamento da malha na ponta da trinca para estimativa de K_I



Fonte: Anderson, (2017).

Aumentar a quantidade de anéis de elementos próximos à ponta da trinca melhora a solução, mas a taxa de convergência é muito lenta. Mesmo quando a malha da ponta da trinca é refinada por um fator de 8x, em comparação com o modelo inicial, o método de tensão correspondente resulta em erros significativos na estimativa de KI. Teoricamente, a estimativa de KI se aproxima bem do valor correto com o devido refinamento de malha, enquanto para os métodos de Integral- J e CTOD o nível de refinamento necessário para uma precisão aceitável é muito maior.

2.6.1.2 Cálculos de K e J

A mecânica da fratura lida com defeitos (trincas), sendo assim, sempre existe uma singularidade em torno do ponta de trinca (modelos 2D) ou na frente da trinca (modelos 3D). A solução por elementos finitos, portanto, sempre dependerá do tamanho dos elementos, especialmente em torno da ponta da trinca. Para garantir resultados consistentes em todo o processo de crescimento de trinca, esta região necessita de um refinamento de malha de forma a capturar os efeitos de singularidades existentes.

O programa Ansys calcula os fatores de intensidade de tensão K usando o método da integral de interação na fase de solução da análise e, em seguida, armazena os valores no arquivo de resultados. Semelhante ao método da integral de

domínio para avaliação da Integral- J , o método da integral de interação aplica a integração da área para o cálculo dos fatores de intensidade de tensão em problemas 2D e integração do volume para problemas 3D.

A integral de interação pode ser definida como I_0 :

$$I_0 = - \int_V q_{i,j} \left[\sigma_{k,l} \varepsilon_{k,l}^{aux} - \sigma_{k,j}^{aux} u_{k,i} - \sigma_{k,i}^{aux} u_{k,j} \right] dV / \int_S q_n dS \quad (78)$$

onde,

σ_{ij} , ε_{ij} , u_i são tensão, deformação e deslocamento, respectivamente

σ_{ij}^{aux} , ε_{ij}^{aux} , u_i^{aux} são tensão, deformação e deslocamento, respectivamente, do campo auxiliar

q_i é o vetor de extensão da trinca

A integral de interação está associada aos fatores de intensidade de tensão como:

$$I = \frac{2}{E^*} (K_1 K_1^{aux} + K_2 K_2^{aux}) + \frac{1}{\mu} K_3 K_3^{aux} \quad (79)$$

onde,

K_i ($i = 1,2,3$) = Fator de Intensidade de Tensão nos modos Modos I, II, e III respectivamente

K_i^{aux} ($i = 1,2,3$) = Fator de Intensidade de Tensão auxiliar nos modos Modos I, II e III

$E^* = E$ para estado plano de tensão predominante

$E^* = E / (1 - \nu^2)$ para estado plano de deformação predominante

E = Módulo de elasticidade do material

ν = Coeficiente de Poisson

μ = Módulo de cisalhamento

O campo auxiliar de ponta de trinca especificado nas equações 78 e 79 é baseada nos sistemas de coordenadas locais de ponta de trinca. Os campos auxiliares de ponta de trinca são os campos de tensão e deformação assintóticas para as configurações de trinca Modo I, Modo II e Modo III.

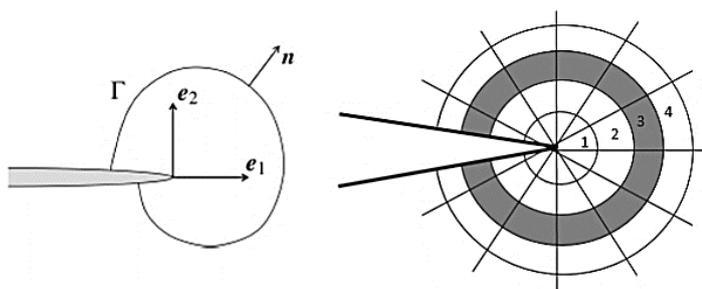
Para garantir a precisão do cálculo dos fatores de intensidade de tensão, o local do sistema de coordenadas da ponta de trinca deve ter estas características:

- O eixo x local é apontado para a extensão da trinca.
- O eixo y local é apontado para a normal das superfícies da trinca.
- O eixo z local é apontado para a direção tangencial à frente da trinca.

Os sistemas de coordenadas locais devem ser consistentes em todos os nós ao longo da frente da trinca. Um conjunto de sistemas de coordenadas inconsistentes resulta em nenhuma dependência do caminho dos fatores de intensidade de tensão calculados e, conseqüentemente, um comportamento irregular da distribuição dos fatores de intensidade de tensão ao longo da frente de trinca. Para modelos de trinca 2D, o campo auxiliar deve ser escolhido de acordo com o tipo de elemento: simétrico, plano de tensão ou plano de deformação.

Shih *et al.* (1986) formularam a metodologia de integral do domínio de energia, que é uma formulação geral para a análise numérica da Integral-*J*. Esta abordagem é extremamente versátil, pois pode ser aplicada a problemas quase-estáticos e dinâmicos, com materiais com comportamento elástico, plástico ou viscoplástico, e com carregamento térmico. Além disso, a formulação integral do domínio é relativamente simples de implementar numericamente e é bastante eficiente. Nesse método a região na qual as integrais são avaliadas deve ser confinada a uma pequena área ao redor da região da ponta da trinca. Os contornos não devem tocar os limites ou interfaces, nem devem envolver ou interceptar outras inclusões, como vazios ou outras trincas. Na Figura 58 os anéis circulares rotulados de 1, 2, 3 e 4 representam os contornos de elementos finitos.

Figura 58: Avaliação numérica do parâmetro de fratura sobre contornos em uma região em torno da ponta da trinca



Fonte: Ansys (2015).

O domínio da formulação de integração aplica a integração de área para problemas 2D e integração de volume para problemas 3D. Integrais de área e volume oferecem uma precisão muito melhor do que integral de contorno e integral de superfície, e são muito mais fáceis de implementar numericamente. O método em si também é fácil de usar.

O primeiro contorno para a integração da área da integral- J é avaliado sobre os elementos associados ao componente do nó da ponta da trinca. O segundo contorno para a integração da área da integral- J é avaliado sobre os elementos adjacentes ao primeiro contorno de elementos. Este procedimento é repetido para todos os contornos. Para garantir resultados corretos, os elementos para a integração do contorno não devem atingir o limite exterior do modelo, com exceção da superfície da trinca.

Para um problema 2D, a representação da integral de domínio da integral- J é dada por:

$$J = \int_A \left[\sigma_{ij} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - w \delta_{ii} \right] \frac{\partial q}{\partial x_i} dA + \int_A \sigma_{ii} \frac{\partial}{\partial x_i} q_1 dA - \int_A \sigma_{ij} \frac{\partial \epsilon_{ij}^0}{\partial x_i} q_1 dA - \int_C t_j u_{j,1} q_1 dS \quad (80)$$

onde:

σ_{ij} = tensor de tensões

u_j = vetor de deformações

w = densidade de energia de deformação

δ_{ij} = Delta de *Kronecker*

x_i = eixo de coordenada local

q = vetor de extensão da trinca

α = coeficiente de expansão térmica

ϵ_{ij}^0 = tensor de deformação inicial

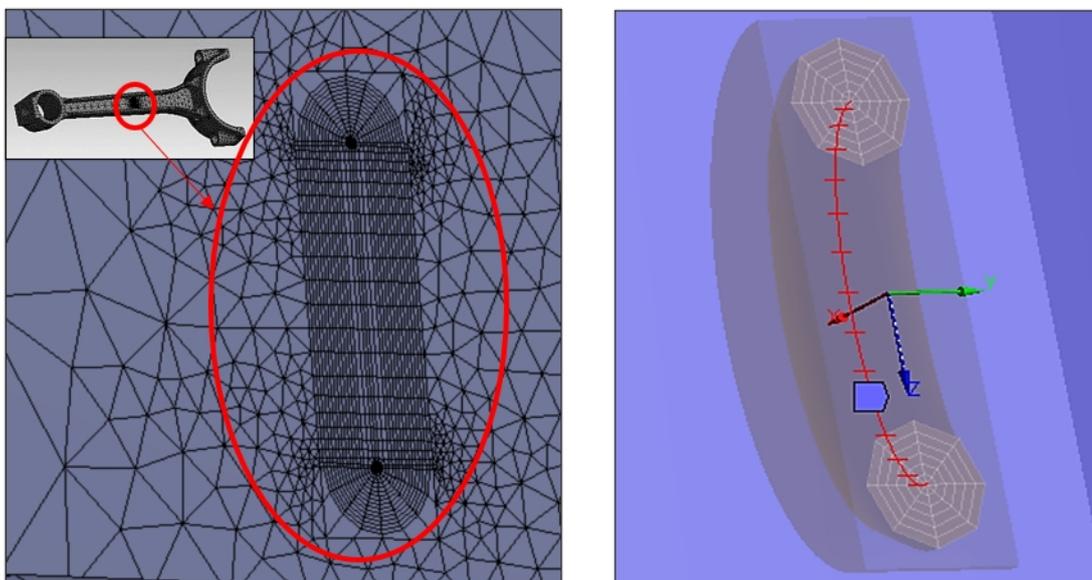
t_j = tração na face da trinca

A = domínio de integração

C = faces das trincas sobre as quais as trações atuam

Na Figura 59 vemos a modelagem de uma frente de trinca realizada no ANSYS com 6 contornos de malha e 8 divisões circunferenciais.

Figura 59: Malha de elementos finitos para modelagem de frente de trinca – 3D



Fonte: elaborada pelo autor.

Para verificar fisicamente se a solução de um problema de mecânica de fratura está correta por MEF, os seguintes itens devem ser verificados:

- O K no Modo I não deve ser negativo ($K_I > 0$);
- A faixa de valores de K deve estar entre zero e a tenacidade à fratura do material (K_{Ic}).
- As tensões e deformações perto da ponta da trinca devem estar dentro da ordem de magnitude do limite de resistência à tração (σ_R) e a ductilidade (ϵ_f);
- O deslocamento vertical atrás da ponta da trinca deve ser maior que zero. Isso significa que as superfícies de fratura não estão se sobrepondo.

Ziegler (2011) utilizou o código de previsão de vida, Fastran de propriedade da Nasa, o qual é baseado no conceito “*strip-yield model*”, para calcular o comprimento da trinca vs. número de ciclos sob carregamentos de amplitude constantes, picos de sobrecargas e carregamentos de amplitude variável em uma placa de liga de alumínio D16 Cz.

Atualmente existem alguns programas que foram desenvolvidos para calcular fatores de intensidade de tensão, muitas vezes como parte de um programa de avaliação de vida, e não necessariamente utilizam o método dos elementos finitos. Dentre esses programas, podemos citar o Nasgro, o Afgrow e o Crack 2000. Estes programas utilizam uma biblioteca embutida de fatores de intensidade de tensão para as geometrias e configurações de trincas idealizadas e mais comuns.

Amorin Neto (2019) avaliou o comportamento de propagação de trincas em ligas de alumínio grau aeronáutico por meio de simulações com os programas Nasgro, Afgrow e Crack2000, utilizando carregamentos de amplitude constante e espectros de voos comerciais e militares.

O procedimento para avaliação da propagação de trinca por fadiga pode ser visto da seguinte forma:

a) Obter ΔK , conforme a geometria da trinca e a definição do carregamento cíclico, seja de forma analítica (manual ou programas como o Nasgro, Afgrow ou Crack 2000), usando uma biblioteca de fatores geométricos já estabelecidos e conhecidos; ou calculando diretamente no Ansys ou outro programa de elementos finitos (MEF). A vantagem de utilizar o MEF é que o método tem a capacidade de calcular os valores de K para geometrias complexas, diferentes das geometrias idealizadas e padronizadas.

b) Calcular a mudança no comprimento da trinca, por ciclo, usando uma regra de crescimento de trinca, seja Paris-Erdogan, Walker, Forman ou outra.

O procedimento para avaliação por meio da filosofia de projeto tolerante ao dano, pode ser visto da seguinte forma:

c) Inspeções para se determinar os tamanhos e locais das trincas existentes;

d) Determinar as tensões atuantes σ e fatores de intensidade de tensão K ;

e) Utilização de regra de crescimento de trinca para determinar os ciclos restantes até a falha;

f) Utilizar a previsão de vida para definir o intervalo de inspeção, momento em que o procedimento é repetido.

2.6.1.3 *Programas de simulação de FCG: Nasgro, AFGROW, CRACK 2000*

O Nasgro, *Fracture Analysis Software* é um conjunto de programas baseados em princípios de mecânica de fratura e pode ser usado para: analisar o crescimento da trinca, incluindo parâmetros de retardo conforme dos modelos *GW*, *MGW*, *Constant Closure*, *Strip-Yield*; realizar avaliações de vida; calcular tensões; além de processar e armazenar propriedades de crescimento de trincas por fadiga. O programa inclui um grande conjunto de taxas de crescimento de trinca e dados de fratura. O Nasgro foi desenvolvido no *NASA Johnson Space Center* em parceria com o *South West Research Institute* para realizar o controle de fraturas e análise em sistemas espaciais da NASA. Mais tarde o Nasgro foi utilizado em análise de tolerância ao dano de aeronaves, sendo necessária para a certificação FAA. O programa é composto pelos três módulos a seguir:

- NASFLA - Avaliação da Vida
- NASBEM - Elemento de contorno 2-D
- NASMAT - Banco de dados de da/dN e resultados de testes de fratura

No NASFLA, o Fator de Intensidade de Tensão K é calculado para geometrias de trinca e carregamentos escolhidos na sua biblioteca de modelos. O NASBEM é um programa de elementos de contorno bidimensional usado para calcular os Fatores de Intensidade de Tensão K para qualquer geometria e carga, e calcular os campos de tensão para qualquer coleção de pontos em objetos não trincados bidimensionais, sendo modelados incluindo seu contorno. O NASMAT é usado para armazenar, recuperar e ajustar dados de crescimento de trincas e tenacidade à fratura. Tem um banco de dados contendo mais de 9.000 conjuntos. Isso inclui mais de 3.000 conjuntos de dados de crescimento de trincas por fadiga e mais de 6.000 pontos de dados de tenacidade à fratura. Estes dados podem ser pesquisados, plotados e ajustados à equação da taxa de crescimento de trincas do Nasgro ou a uma equação da taxa de crescimento especificada pelo usuário. O Nasgro utiliza a equação de Forman para avaliação do crescimento de trinca por fadiga.

O Afgrow *Fracture Analysis Software* é um conjunto de programas baseado em mecânica da fratura. Foi desenvolvido pelo *AFRL - Air Force Research Laboratory* e pode ser aplicado na análise do crescimento de trinca por fadiga e na previsão de vida. O programa é capaz de trabalhar com as possibilidades de efeito de retardo ou interação de cargas do tipo *Closure Model*, *Fastran Model*, *Hsu Model*, *Wheeler Model* e *Generalized Willenborg Model*.

O programa Crack 2000 foi desenvolvido pelo Engenheiro Aeronáutico Alberto W. S. Mello Jr. e é baseado na mecânica de fratura linear elástica (MFLE) para estimar a vida de fadiga de um componente com uma trinca. A (MFLE) utiliza o parâmetro do fator de intensidade de tensão K , como fator determinante para o crescimento da trinca. Este programa tem flexibilidade considerável na modelagem analítica para análise de problemas de crescimento de trinca e possui 51 soluções para fatores de intensidade de tensão. Existem equações de forma fechada para soluções de fator de intensidade de tensão para 25 geometrias. Muitas dessas soluções são as primeiras soluções de Newman-Raju, que são mantidas para comparações com análises mais antigas.

Para análise de crescimento de trincas por meio do método dos elementos finitos, o Ansys utiliza como equação de crescimento a Lei de Paris-Erdogan, porém, não considera efeitos de interação de carregamentos, retardo ou aceleração de trinca. Os parâmetros de Mecânica da Fratura são calculados por meio do método integral do domínio, já comentado anteriormente. Ao especificar integral- J como um parâmetro de fratura, esse é calculado e convertido em um fator de intensidade de tensão K , usando uma suposição de deformação-plana, para o cálculo da Lei de Paris-Erdogan.

2.6.2 Simulação de Propagação de Trincas

Embora a maioria das análises de mecânica de fratura computacional sejam realizadas em trincas estacionárias, há casos em que é desejável analisar o crescimento de trincas. Simular a propagação de uma trinca em um modelo de elementos finitos muitas vezes requer uma estratégia de geração de malha especial, e a análise deve incluir um critério para avanço da trinca. Conforme discutido no item 2.6.1.1, a região próxima à ponta da trinca deve ter o nível mais alto de refinamento da malha nos modelos de elementos finitos. A chamada configuração de “teia de aranha” é um exemplo de uma malha refinada. Este tipo de malha é adequado para a análise de uma trinca estacionária, mas não é apropriado para o crescimento de trincas, a menos que a região em foco se mova junto com a ponta da trinca à medida que ela cresça de tamanho. Sendo assim, quando uma trinca se move,

normalmente, necessita-se que uma nova malha seja criada à sua frente, de forma a manter o grau de refinamento e garantir a qualidade das análises.

Considerando que o crescimento de uma trinca é um fenômeno no qual duas superfícies são separadas uma da outra, ou o material é progressivamente danificado sob carga externa, relacionamos alguns métodos disponíveis para simular essa falha.

2.6.2.1 Método dos Elementos Finitos Estendido - XFEM

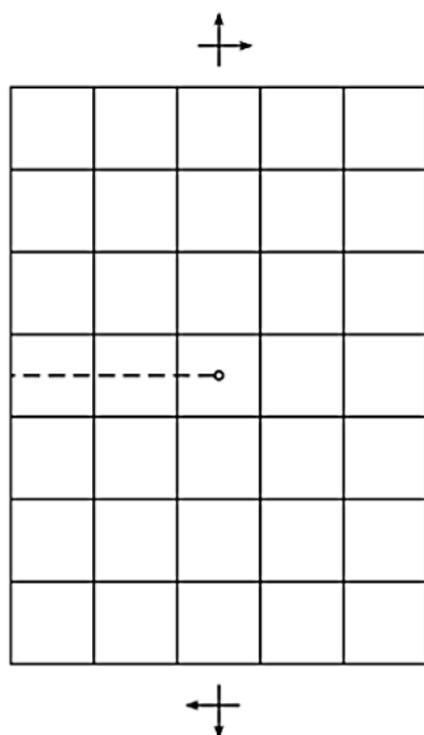
O Método dos Elementos Finitos Estendido (XFEM) é baseado no enriquecimento dos graus de liberdade no modelo com funções de deslocamento adicionais que respondem pelo salto nos deslocamentos através da superfície da trinca. O método é usado para propagar trincas em materiais lineares elásticos com base em critérios de fratura especificados.

A técnica de simulação de crescimento de trinca baseada em XFEM simula o crescimento da trinca ao longo de um caminho arbitrário em materiais homogêneos elásticos lineares. A técnica fornece uma boa abordagem de engenharia para simulação de crescimento da trinca sem a necessidade de reconstrução da malha (*remeshing*) nas regiões da vizinhança da ponta da trinca à medida que a trinca avança. Esta técnica também fornece uma abordagem conveniente para modelar problemas de crescimento de trinca por fadiga, em estruturas que operam sob cargas cíclicas, onde as cargas permanecem abaixo dos limites críticos.

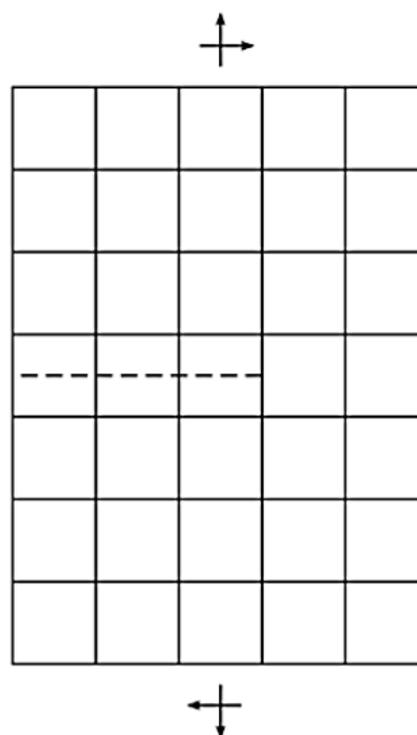
As técnicas utilizadas em XFEM podem ser classificadas nos seguintes métodos:

- Método baseado em singularidade - leva em conta singularidades na ponta da trinca, bem como os saltos em deslocamentos através das superfícies da trinca. As trincas podem terminar dentro de um elemento finito, conforme Figura 60 (a).
- Método do nó fantasma - contabiliza saltos em deslocamentos nas superfícies de trinca. A singularidade na ponta da trinca não é considerada. A trinca termina na borda (ou face) de um elemento, conforme FIGURA 60 (b).

Figura 60: Métodos XFEM – representação de trincas em um modelo de elemento finito



(a) Trinca termina dentro de um elemento



(b) Trinca termina na borda de um elemento

Fonte: Ansys (2015).

2.6.2.2 Método com atualização contínua de malha

Este método usa uma combinação de técnicas para atualizar as mudanças de malha à medida que ocorre a propagação de uma trinca, localizada apenas para a região da frente da trinca (*crack tip – 2D* ou *crack front – 3D*). Uma simulação desta natureza é considerada quase estática. Este método pode simular o crescimento de trincas devido a carregamentos estáticos ou um processo de fadiga.

Para simular o crescimento estático e de trincas por fadiga em estruturas de engenharia, o Ansys possui o módulo SMART (*Separating, Morphing, Adaptive and Remeshing Technology*) que atualiza a malha automaticamente, devido ao crescimento da trinca, em cada etapa da solução. A seguir estão as características principais e limitações de aplicação do método de crescimento de trinca utilizando o módulo SMART:

- Crescimento de trincas tridimensionais no Modo I de abertura;
- Materiais isotrópicos lineares elásticos;
- Ignora efeitos de grande deflexão e rotação finita, efeitos de plasticidade de ponta de trinca e ponta de trinca e efeitos de fechamento ou retardo;

- Os critérios de fratura para o crescimento de trincas estáticas incluem fator de intensidade de tensão crítica K_c e Integral- J .
- O crescimento da trinca por fadiga é baseado na Lei de Paris-Erdogan.

As atualizações de malha ocorrem apenas ao redor da região da frente de trinca e são integradas ao *solver*, sem sair e serem reinseridas, resultando em uma solução computacionalmente eficiente do problema de crescimento de trincas.

2.6.2.3 Método baseado em VCCT - Técnica de fechamento de trinca virtual

A técnica de fechamento de trinca virtual (VCCT) foi inicialmente desenvolvida para calcular a taxa de liberação de energia de um corpo trincado. Desde então, tem sido amplamente utilizada na simulação de crescimento de trinca interfacial de compósitos laminados (delaminação), com a suposição de que o crescimento de trincas sempre ocorre ao longo de um caminho predefinido, especificamente nas interfaces.

Conforme Krueger (2004), os carregamentos remotos aplicados a componentes compostos são normalmente resolvidos em tensão interlaminar e tensões de cisalhamento em discontinuidades que criam delaminações de modo misto I, II e III. Para caracterizar o início e crescimento dessas delaminações o uso da mecânica da fratura tornou-se prática comum nas últimas décadas. Para isso, a taxa de liberação de energia de deformação total, GT , precisa ser calculada.

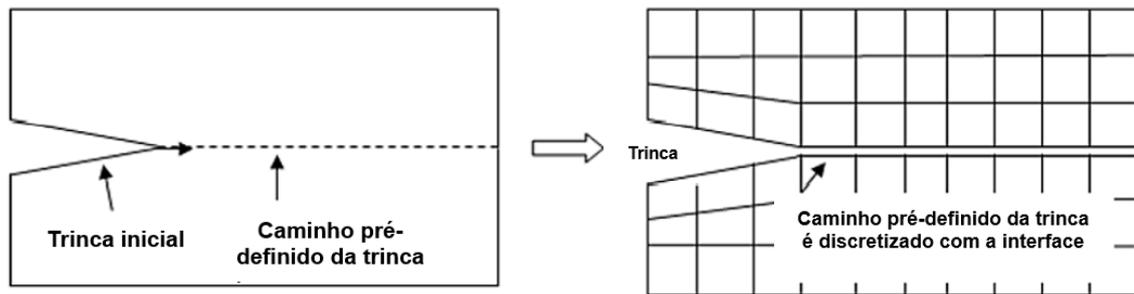
De acordo com Ansys (2015) uma simulação de crescimento de trinca baseada em VCCT considera as seguintes suposições:

- O crescimento da trinca ocorre ao longo de um caminho predefinido;
- O caminho é definido por meio de elementos de interface;
- A análise é quase estática e não leva em consideração os efeitos transitórios;
- O material é linear elástico e pode ser isotrópico, ortotrópico ou anisotrópico;
- O modelo sofre pequena deformação (ou pequena rotação).

A trinca pode estar localizada em um material ou ao longo da interface dos dois materiais. Os critérios de fratura são baseados em taxas de liberação de energia, calculadas usando VCCT. Os passos para o processo de simulação de crescimento de trincas por VCCT são:

- a) Criar um modelo de elementos finitos com um caminho predefinido (FIGURA 61).

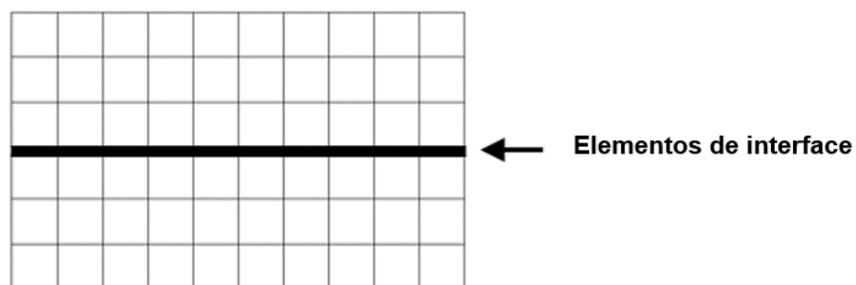
Figura 61: Caminho de trinca discretizado com elementos de interface



Fonte: Ansys (2015).

b) Adicionar elementos de interface ao longo de toda a interface (FIGURA 62):

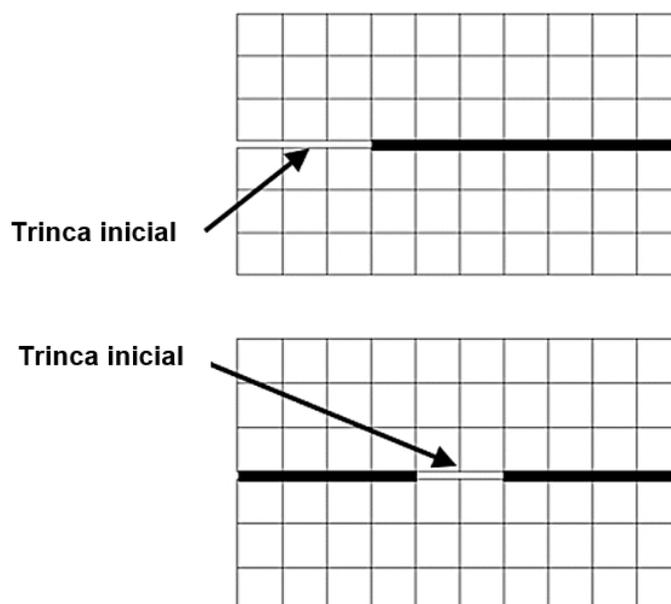
Figura 62: Adição de elementos de interface em caminho de trinca predefinido



Fonte: Ansys (2015).

c) Eliminar elementos de interface referentes à trinca inicial (FIGURA 63):

Figura 63: Eliminação de elementos de interface referentes à trinca inicial



Fonte: Ansys (2015).

d) Calcular a taxa de liberação de energia:

O método VCCT é baseado na suposição de que a energia necessária para separar uma superfície é igual à energia necessária para fechar a mesma superfície. A implementação numérica assume que os estados de tensão ao redor da ponta da trinca não mudam significativamente quando a trinca aumenta um incremento (Δa). Para geometria de trinca 2D e 3D com uma malha de elementos de ordem inferior (FIGURA 64), a taxa de liberação de energia é definida:

Para modelos 2D (G_I, G_{II}):

$$G_I = \frac{-1}{2a} R_Y v \quad (81)$$

$$G_{II} = \frac{-1}{2a} R_X u \quad (82)$$

Para modelos 3D (G_I, G_{II}, G_{III})

$$G_{III} = \frac{-1}{2a} R_z w \quad (83)$$

onde,

G_I, G_{II} e G_{III} = taxa de liberação de energia para Modo I, Modo II e Modo III

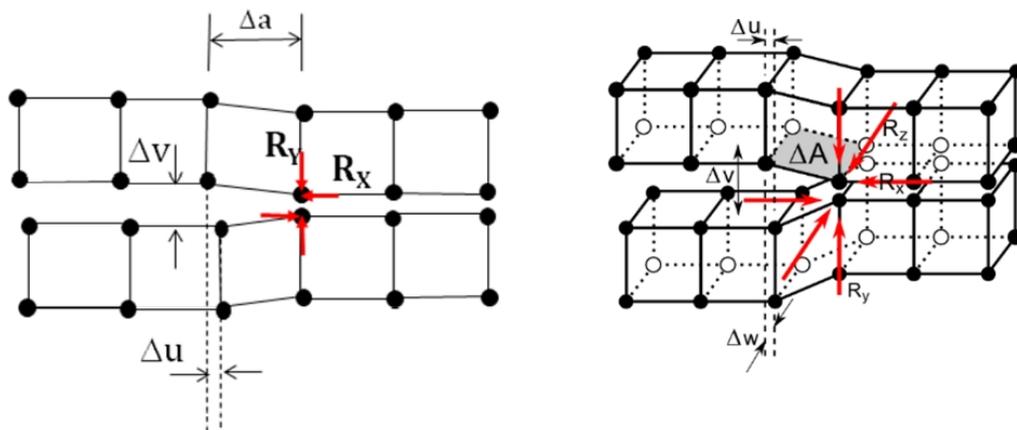
$\Delta u, \Delta v$ e Δw = deslocamento relativo entre os nós superior e inferior da face da trinca nas coordenadas locais x, y e z, respectivamente

R_x, R_y e R_z = forças de reação nos nós da ponta da trinca

Δa = extensão linear da trinca

ΔA = extensão da área da trinca

Figura 64: Esquema de geometria de trinca 2D e 3D



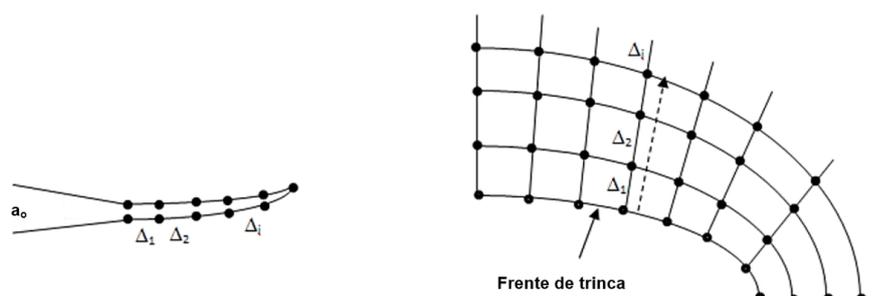
Fonte: Ansys (2015).

e) Calcular o crescimento da trinca.

Para realizar o cálculo de crescimento de trinca, deve-se definir um conjunto de parâmetros de crescimento de trinca, especificando o caminho da trinca, o critério de fratura, que pode ser a taxa de liberação de energia crítica G_c , e controles de solução de crescimento de trinca. O método VCCT mede o incremento de crescimento da trinca com base no comprimento dos elementos da interface que foram abertos, conforme expresso pela eq. (84) e na Figura 65:

$$a = \sum \square_i \quad (84)$$

Figura 65: Extensão de trincas 2D e 3D



Fonte: ANSYS (2015).

2.7 Ligas de Alumínio de grau aeronáutico

A indústria aeronáutica e aeroespacial tem como critérios a escolha de materiais que possuam boas propriedades de resistência à fadiga, resistência à corrosão, resistência mecânica e baixo peso. Dessa forma, os principais materiais utilizados nesse setor são o alumínio, o titânio, a madeira, a fibra de vidro, a fibra de carbono, os aços, as ligas metálicas em geral e os materiais compósitos.

Nesse cenário, as ligas de alumínio possuem propriedades importantes, como boa moldabilidade, boa soldabilidade, boa resistência mecânica específica, baixa densidade ($2,7 \text{ g/cm}^3$), baixo peso, excelente condutividade térmica e elétrica, e boa resistência à corrosão em meio atmosférico.

Enfrentando a concorrência de plásticos reforçados com fibras compostas, os produtores de ligas de alumínio estão tentando reduzir o peso e melhorar o desempenho ao desenvolver novas ligas. Para atender às necessidades da indústria aeronáutica, se fazem necessários tratamentos térmicos e a combinação desse material com elementos de liga para adequar as propriedades do material à sua aplicação.

As ligas de alumínio podem ser classificadas em séries, conforme ASM International (1998), em função da sua produção e do elemento de liga adicionado, especificadas por quatro dígitos, conforme abaixo:

1XXX - Alumínio com no mínimo 99% de pureza, sem elementos de liga, com boa resistência à corrosão, alta condutibilidade térmica e elétrica, baixa resistência mecânica e alta ductilidade. Muito usado na indústria química e elétrica.

2XXX - Ligas de alumínio-cobre. O cobre, ou o cobre e lítio, são os principais elementos de liga. São as ligas de alumínio de desenvolvimento mais antigo, sendo que o seu surgimento data do início do século XX, após a descoberta do fenômeno de endurecimento por precipitação. Possuem menores taxas de crescimento de contaminantes, portanto, têm melhor desempenho em fadiga que as ligas da série 7XXX. São amplamente utilizadas na indústria aeroespacial, nas asas e na parte inferior da fuselagem.

3XXX - Ligas de alumínio-manganês, não tratáveis termicamente. Usadas principalmente em aplicações arquitetônicas.

4XXX - Ligas de alumínio-silício, possuem baixa temperatura de fusão. Muito usadas em aplicações para varetas de solda, brasagem, dentre outras.

5XXX - Ligas de alumínio-magnésio. São ligas não tratáveis termicamente, ou sejam, não são endurecíveis por tratamento térmico de solubilização e envelhecimento, mas sim por solução sólida e encruamento (trabalho mecânico). Conhecidas amplamente como “alumínio naval”, devido à sua excelente resistência à corrosão em ambientes agressivos e boa soldabilidade. Usada também em moldes de alumínio para injeção e sopro de materiais poliméricos de baixa densidade.

6XXX - Ligas de alumínio-magnésio-silício. Liga usada em produtos extrudados, como perfis estruturais e arquitetônicos. Material que aceita muito bem processos posteriores como anodização, soldagem e texturização.

7XXX - Ligas de alumínio-zinco-magnésio. São ligas endurecíveis por precipitação. Encontram sua principal aplicação na fabricação de aeronaves, uma vez que essas ligas são as que atingem os níveis mais elevados de resistência mecânica entre as ligas de alumínio.

8XXX - Ligas de alumínio-lítio. Desenvolvidas nos anos 80 como possíveis alternativas às ligas da série 7XXX (Al-Zn). Estão entre as ligas de mais baixa densidade dentre as ligas de alumínio, uma vez que a densidade do lítio é ainda mais baixa do que a do alumínio.

3 MATERIAIS E MÉTODOS

Neste capítulo são apresentados os materiais utilizados nas simulações numéricas de propagação de trincas, bem como toda a metodologia empregada para o desenvolvimento do trabalho, enfatizando quando oportuno, as inovações propostas e implementadas aos modelos já conhecidos na literatura. O texto segue uma organização cronológica dos passos adotados de forma que possam ser bem compreendidos, reproduzidos ou complementados posteriormente por outro pesquisador.

Importante ressaltar que o objetivo deste trabalho foi estudar e propor uma metodologia consistente de aplicação de métodos numéricos analíticos, associados ao método dos elementos finitos (MEF), para avaliação da propagação de trincas sob condições de carregamento de amplitude constante, carregamentos com amplitude variável com espectro de voos padronizados, carregamentos constantes com picos de sobrecarga trativa e com picos de sobrecargas trativas seguidos de subcargas. Avaliou-se o efeito de retardo e de aceleração do crescimento das trincas em ligas de alumínio de grau aeronáutico, em problemas relacionados à fadiga e à mecânica da fratura. Esta metodologia proposta foi comparada com resultados experimentais e com outros programas de FCG, como o Nasgro.

3.1 Materiais analisados

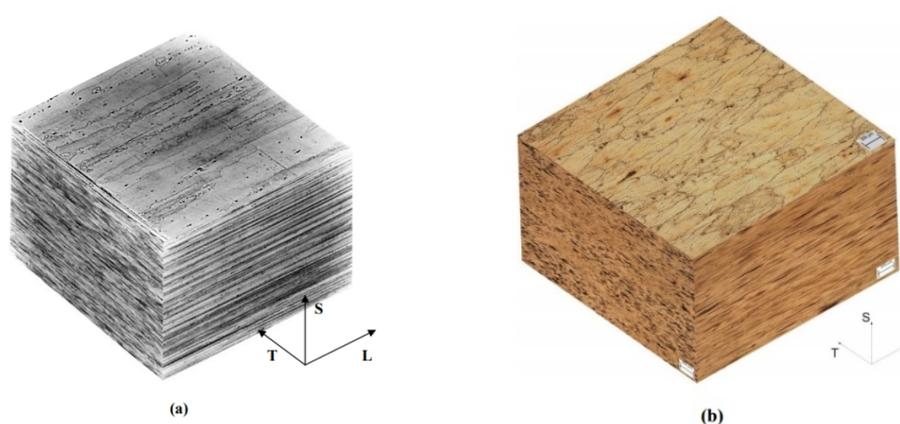
3.1.1 Liga Al 7475-T7351

A Liga de Alumínio 7475-T7351 foi desenvolvida para combinar boas propriedades de tenacidade à fratura e resistência à corrosão, Pascoal Junior (2015), sendo muito usual para construção de fuselagens de aeronaves e outras estruturas.

Foi estudada anteriormente por Rüchert (2007) em sua tese de doutorado, onde foram discutidos o estudo da inferência de carregamento e a reconstrução fractográfica da taxa de propagação da trinca por fadiga em histórias de voos simulados do tipo Twist, mini-Twist, Falstaff e mini-Falstaff. Em seu trabalho, Rüchert obteve as propriedades mecânicas do material por meio dos ensaios de tração, dureza, análise química e metalográfica. Foram realizados ensaios com carregamentos de amplitude constante em corpos de prova com geometria tipo C(T) extraídos de um bloco com dimensões (800 x 500 x 100 mm) e ensaios de amplitude variável em corpos de prova com geometria tipo M(T) extraídos de uma placa com

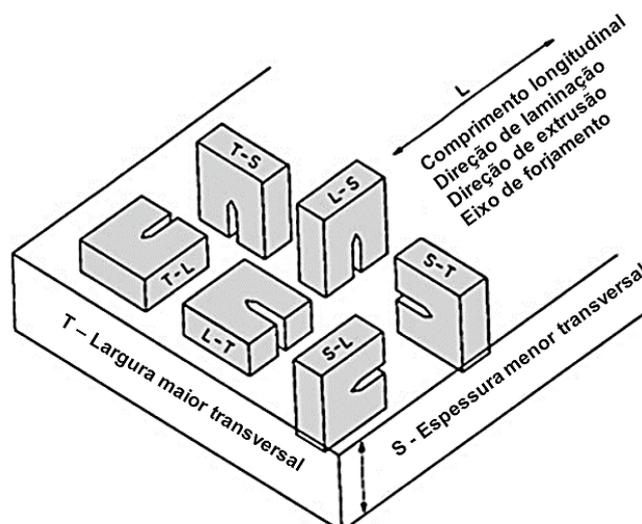
dimensões (1150 x 110 x 6,09 mm), todos cedidos pela EMBRAER. Uma orientação microestrutural preferencial foi observada segundo a direção L-T (FIGURA 66), correspondente à direção de laminação, e em menor escala na direção T-L. Os planos de identificação da trinca para placas deformadas plasticamente são mostrados na Figura 67 conforme ASTM E399.

Figura 66: Montagem tridimensional das microestruturas nas direções L, T e S. (a) retirado de bloco e (b) retirado de placa (ampliação de 100x)



Fonte: Rüchert (2007).

Figura 67: Plano de identificação da trinca para placas deformadas plasticamente conforme ASTM E399



Fonte: Perez (2017).

Corpos de prova do tipo C(T) foram extraídos da orientação L-T e T-L, à temperatura ambiente com diferentes espessuras para a realização de ensaios de propagação de trinca por fadiga ($da/dN \times \Delta K$) com distintos valores de razão de carregamento, R (0,1 / 0,3 / 0,5 / 0,7 e 0,8) de acordo com a norma ASTM-E647 (1993). Ainda em sua tese de doutorado, Rüchert realizou outros dois tipos de ensaios de fadiga com amplitude constante de carregamento. Primeiro, o ensaio com ΔP constante para obtenção dos dados dos estágios II e III das curvas $da/dN \times \Delta K$ para distintos valores de R e, posteriormente, o ensaio com ΔK constante e R crescente para ser utilizado no estudo da inferência de carregamento de amplitude constante a partir da relação entre a morfologia da estria e a razão de carregamento R. Após os ensaios de amplitude constante de carregamento, foram realizados ensaios de amplitude variável com a aplicação em corpos de prova M(T) de espectros de voos simulados padronizados pela NLR do tipo TWIST e FALSTAFF e seus voos reduzidos, mini-TWIST e mini-FALSTAFF, em uma máquina servo hidráulica de ensaios dinâmicos.

A Tabela 10 mostra os resultados das medidas de dureza HRB em uma amostra da placa e do bloco:

Tabela 10: Medidas de dureza HRB realizados na placa e no bloco - Liga de Alumínio 7475-T7351, (Norma ASTM E8M – 2000).

	BLOCO	PLACA
Número de medidas = 05	HRB	HRB
Valor médio	82,9	79,8
Desvio padrão	2,1	0,4

Fonte: Rüchert, (2007).

A Tabela 11 apresenta os resultados médios dos ensaios de tração nas direções L-T e T-L da Liga de Alumínio 7475-T7351 em corpos de prova cilíndricos:

Tabela 11: Resultados dos ensaios de tração nas direções L-T e T-L da Liga de Alumínio 7475-T7351, (Norma ASTM E8M – 2000)

CP	ϕ (mm)	A (mm²)	Sr (MPa)	Se (MPa)	RA (%)	ΔL^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

^a $L_0 = 25,0$ mm (comprimento base de medida)

Fonte: Rüchert, (2007)

A Tabela 12 mostra os resultados de composição química da Liga de Alumínio 7475-T7351:

Tabela 12: Composição química da Liga de Alumínio 7475-T7351

Elemento químico	% Peso normalizado		Resultados	
	Mínimo	Máximo	Bloco	Placa
Si	--	0,1	0,04	0,031
Fe	--	0,12	0,061	0,09
Cu	1,2	1,9	1,576	1,9
Mn	--	0,06	0,01	0,01
Mg	1,9	2,6	2,045	2,397
Cr	0,18	0,25	0,197	0,215
Ni	--	0,05	ND	ND
Zn	5,2	6,2	5,464	6,03
Ti	--	0,06	0,018	0,029
P	--	0,05	0,001	0,001
Pb	--	0,05	ND	0,002
Sb	--	0,05	0,002	0,001
Sn	--	0,05	ND	0,001
V	--	0,05	0,003	0,01
Zr	--	0,05	ND	0,001
B	--	0,05	0,0009	0,0009
Co	--	0,05	0,001	ND
Al	--	--	Restante	Restante

Fonte: Röchert, (2007).

A Tabela 13 apresenta os resultados dos ensaios realizados de tenacidade à fratura realizados por RÜCHERT da liga de alumínio 7475-T7351 nas direções L-T e T-L:

Tabela 13: Resultados dos ensaios de tenacidade à fratura da liga Al 7475-T7351 nas direções L-T e T-L

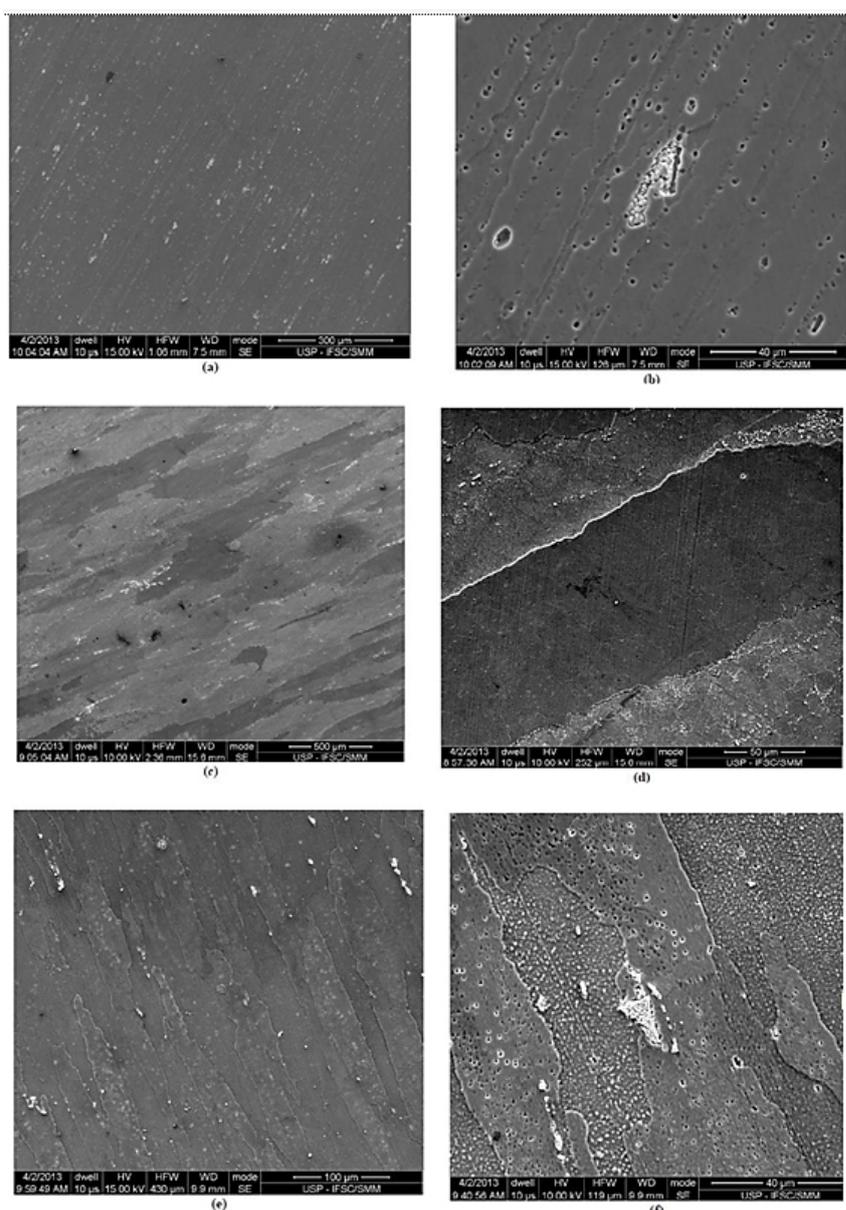
Orientação do CP	Valor médio K_{Ic} ($MPa\sqrt{m}$)
L-T	50,5
T-L	37,1

Fonte: Röchert (2007).

3.1.2 Liga Al 2050-T84

A Liga de Alumínio 2050-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 solicitações 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. A microestrutura da liga 2050-T84 é mostrada na Figura 68.

Figura 68: Microestrutura da liga 2050-T84.



Fonte: Maciel (2013), *apud* Amorim Neto (2019)

Neste trabalho, os resultados das simulações computacionais foram comparados com os resultados experimentais obtidos em pesquisas anteriores realizadas por Chemin (2017) com a liga 2050-T84 e Amorim Neto (2019). No que diz respeito às propriedades mecânicas, a Tabela 14 apresenta os dados usados como entrada para as simulações. A composição química é mostrada na Tabela 15.

Tabela 14: Propriedades Mecânicas da liga Al 2050-T84

σ_u (MPa)	σ_y (MPa)	E (GPa)	KIC (MPa \sqrt{m}) LT	KIC (MPa \sqrt{m}) TL
511,00	472,00	75,00	41,90	32,50

Fonte: Maciel (2013) e Pascoal Junior (2015, com adaptações).

Tabela 15: Composição química do material utilizado nas simulações (Al 2050-T84)

	Li	Cu	Mg	Mn	Zr	Ag	Si	Ti	Cr	Fe	Ni	Zn	Pb	Al
Recomendações SAE AMS 4413														
Max	1,3	3,9	0,6	0,5	0,14	0,7	0,08	0,1	0,05	0,1	0,05	0,25	-	Base
Min	0,7	3,2	0,2	0,2	0,06	0,2	-	-	-	-	-	-	-	Base
Valores experimentais 2050-T84														
%	0,87	3,54	0,31	0,37	0,08	0,37	0,03	0,03	20*	0,06	30*	0,02	<1*	Base

Fonte: Maciel (2013).

As cargas cíclicas usadas neste estudo estão dentro do regime elástico, portanto, a plasticidade foi assumida como confinada a uma pequena região ao redor da ponta da trinca e a abordagem de mecânica de fratura linear elástica foi adotada.

3.2 Algoritmo para propagação de trincas – Propag_Lameff (C++)

Neste trabalho, foi desenvolvido um algoritmo escrito em linguagem C++, denominado Propag_Lameff, para a avaliação de FCG (*Fatigue Crack Growth*), semelhante a outros programas que possuem finalidade semelhante, porém, com a vantagem de ter o código aberto para implementações de acordo com as necessidades do usuário. Pacotes fechados normalmente são pagos e não possuem esta possibilidade de alterações e implementações no código fonte.

O programa foi elaborado, inicialmente, para avaliar a propagação de trincas em corpos de prova com geometrias do tipo C(T) e M(T), mas nada impede de serem implementadas, com razoável facilidade, outras opções de geometrias. Para

isto, devem ser incluídas novas funções de correção geométrica, 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 ($MPa\sqrt{m}$) em forma de picos e vales que podem ser obtidos, por exemplo, por meio de programas 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_{\min} ou K_{\min} e finalizem com P_{\max} ou K_{\max} , a fim de manter a coerência de cálculo do ΔK que lê o arquivo sempre na forma $(P_i - P_{i-1})$.

O programa Propag_Lameff possibilita também avaliar o crescimento de trincas utilizando a Lei de Paris-Erdogan ou a equação de Walker modificada, portanto, o fechamento da trinca 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 análises desta pesquisa, foram eficazes. Para valores de ΔK menores que o limiar de propagação ΔK_{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, enquanto que em simulações com carregamento variável a taxa $da/dN = 0$ somente nos ciclos em que $\Delta K < \Delta K_{th}$. A taxa de propagação da/dN também será igual a zero para $\Delta K < 0$. 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, $a_i = a_c$.

3.2.1 Modelo de retardo no crescimento da trinca

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 nesta pesquisa. O modelo original de Wheeler, já apresentado no item 2.5.1, 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. Dentre vários modelos de retardo disponíveis na literatura, este modelo foi escolhido por ter representado bem os resultados experimentais obtidos em pesquisas anteriores em ligas de alumínio, Amorim Neto (2019).

Neste contexto, importante ressaltar que esta pesquisa inovou e implementou 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, evitem-se 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 ≥ 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 \square_R

do modelo de Wheeler, devido ao efeito dessa sobrecarga. Se a condição não é satisfeita, o programa atribui o valor de $\square_R = 1$.

A função \square_R foi definida anteriormente pela eq. (29):

$$\square_R = \left(\frac{a + r_{y(c)}}{r_{y(o)}} \right)^{\square} \quad (29)$$

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

3.2.2 Modelo de aceleração de crescimento da trinca

Nesta pesquisa, 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. Se durante o ciclo o cálculo satisfaz as duas condições seguintes, $K_{min(i)} < K_{min(i-1)}$ e

$\frac{K_{min(i)}}{K_{min(i-1)}} < fsc_{sub}$, o programa calcula um outro fator de aceleração da trinca \square_{acc} devido ao efeito dessa subcarga. Caso contrário, o programa atribui o valor de $\square_{acc} = 1$.

A função \square_{acc} foi definida pela seguinte expressão:

$$\square_{acc} = \frac{-K_{min(i)}}{K_{min(i-1)}} \quad (85)$$

Onde,

\square_{acc} = fator de aceleração da trinca;

e = 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 β , maior será o valor de \square_{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. Importante ressaltar que o programa Propag_Lameff só aplica o fator de subcarga ao modelo caso tenha ocorrido uma sobrecarga no ciclo

anterior, concordando com Taheri *et al.* (2003) e Zitounis (2006), onde uma subcarga aplicada sozinha causará apenas uma pequena aceleração da propagação da trinca de fadiga, um ciclo de subcarga aplicado antes da sobrecarga tem pouca alteração na quantidade de retardo, mas se uma subcarga ocorre no ciclo imediatamente após uma sobrecarga, a quantidade de retardo é reduzido significativamente, reduzindo consideravelmente a vida de fadiga. Desta forma subcargas isoladas não são consideradas pelo programa para fins de aceleração da trinca.

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

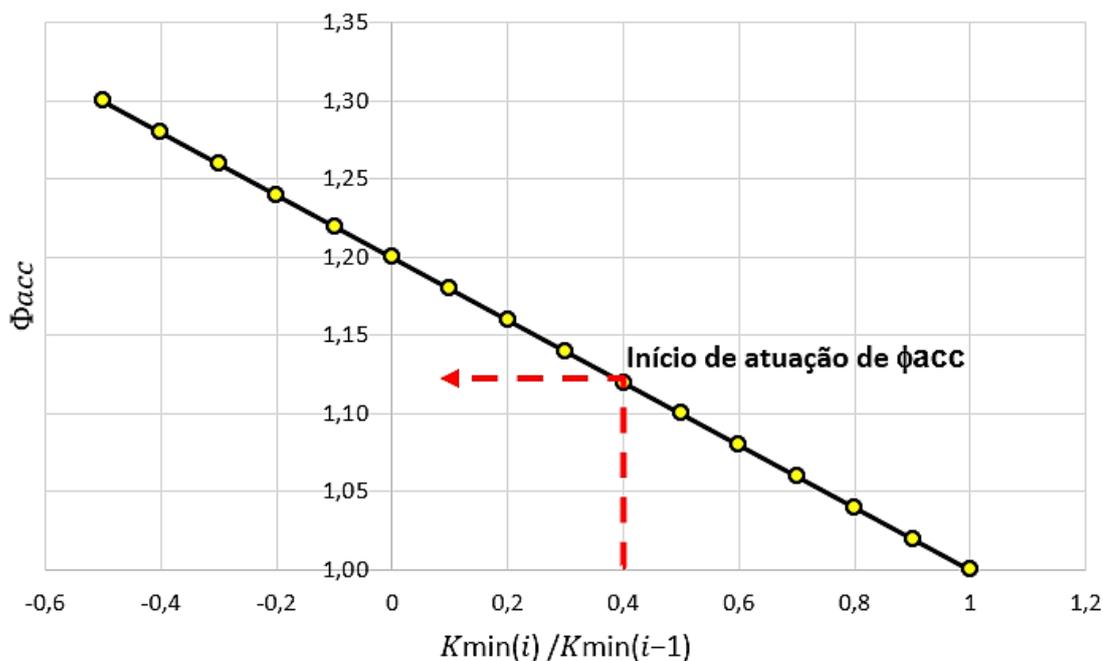
$$\left(\frac{da}{dN}\right)_R = \frac{da}{dN} \cdot R \quad \text{Considera o efeito de retardo de propagação} \quad (86)$$

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_{acc} = \frac{da}{dN} \cdot \square_{acc} \quad \text{Considera o efeito de aceleração de propagação} \quad (87)$$

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_{acc} = \frac{da}{dN} \cdot R \cdot acc \quad \text{Considera o efeito de retardo e aceleração} \quad (88)$$

Como exemplo, colocou-se em gráfico a curva $\left(\square_{acc} \times \frac{K_{min(i)}}{K_{min(i-1)}}\right)$ para $i=1,2$ e $e=0,2$. 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 69 representa o referido exemplo.

Figura 69: Curva de aceleração da trinca $\left(\square_{acc} \times \frac{K_{min(i)}}{K_{min(i-1)}}\right)$ para $i=1,2$; $e=0,2$; $fsc_{sub}=0,4$.

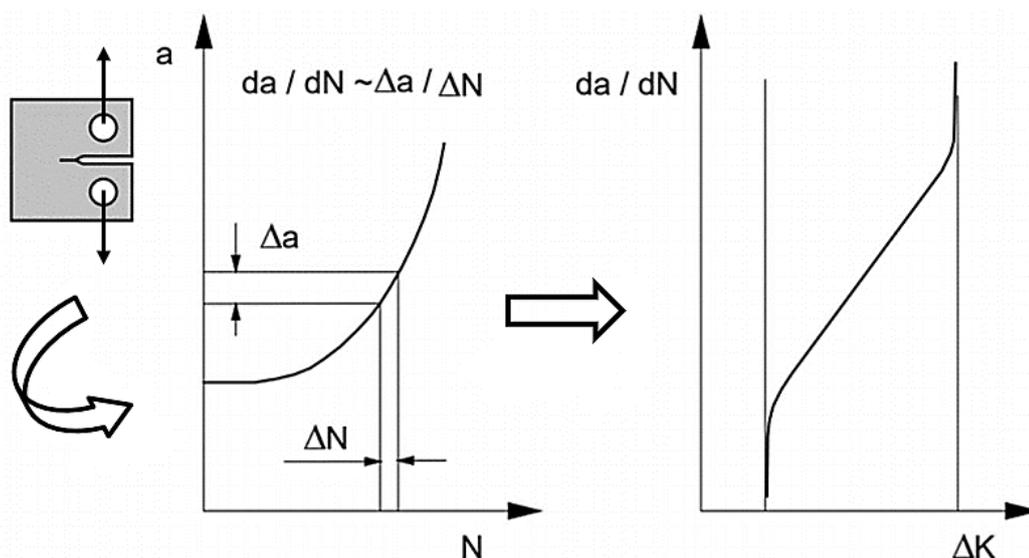


Fonte: elaborada pelo autor.

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-Erdogan ou Walker modificada e definir os fatores de sobrecarga e subcarga, caso deseje avaliar o efeito de retardo e aceleração da trinca.

As curvas $da/dN \times \Delta K$ utilizam a metodologia apresentada na Figura 70. Primeiramente são colocadas em gráfico as curvas $a \times N$ e em seguida as respectivas curvas $\Delta a/\Delta N \times \Delta K$ em escala log – log.

Figura 70: Determinação da curva $\Delta a/\Delta N \times \Delta K$ em escala log – log.



Fonte: Rosa (2002, com adaptações).

O código aberto do algoritmo escrito em C++ está disponível no APÊNDICE A e seu respectivo fluxograma, representado na Figura 71. A Tabela 16 fornece uma relação dos parâmetros de entrada e suas respectivas unidades dimensionais.

Como saída de resultados o programa fornece:

- ✓ da_i = Incremento de trinca Δa por ciclo;
- ✓ K_{min_i}, K_{max_i} = fator de intensidade de tensão máximo e mínimo por ciclo;
- ✓ ΔK_i = variação do fator de intensidade de tensão por ciclo;
- ✓ $f(a_i/W)$ por ciclo;
- ✓ ϕ_r e ϕ_{acc} = fatores de retardo e de aceleração por ciclo;
- ✓ ryc_i = tamanho da zona plástica por ciclo;

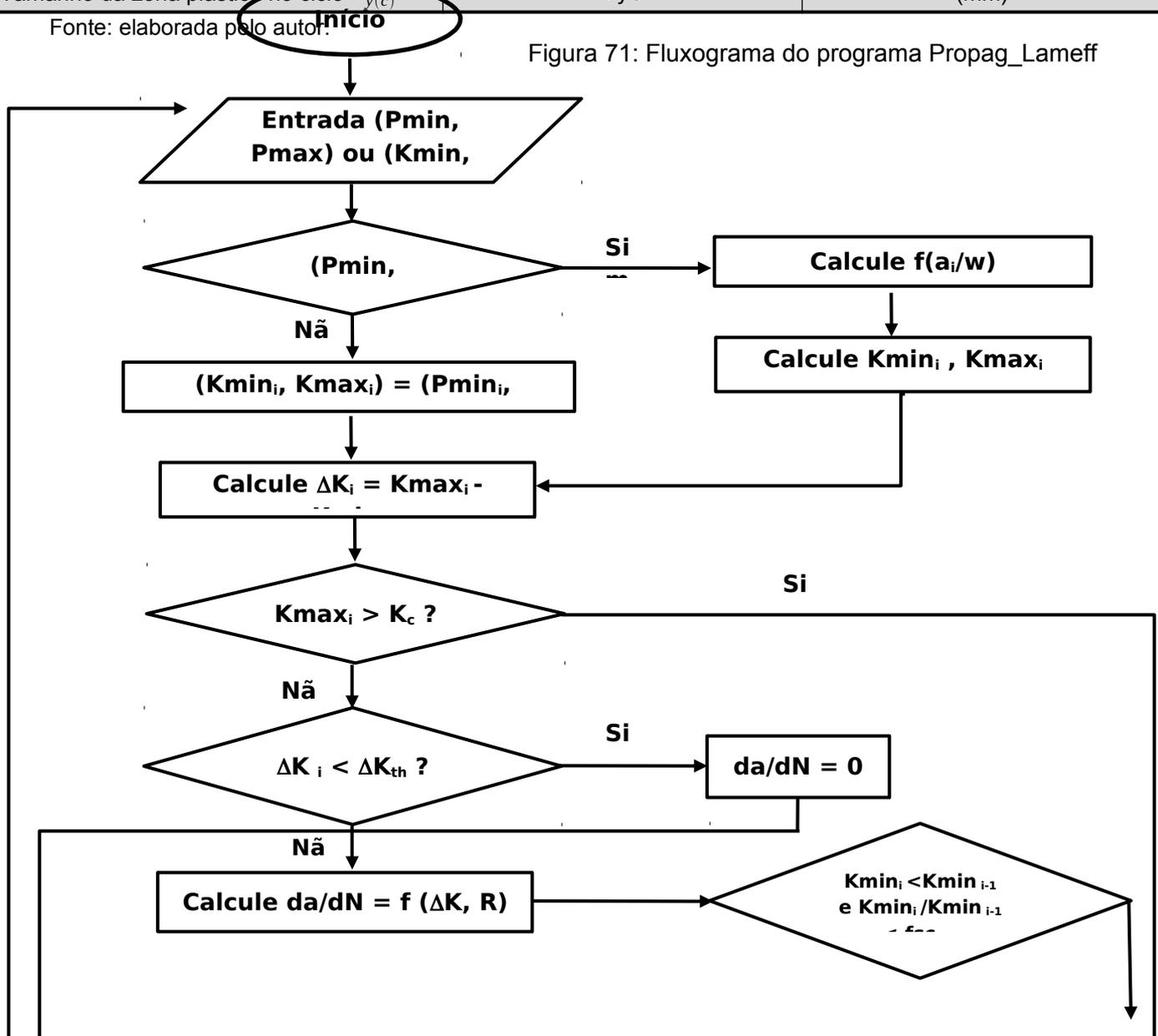
Tabela 16: Parâmetros de entrada e saída do programa Propag_Lameff

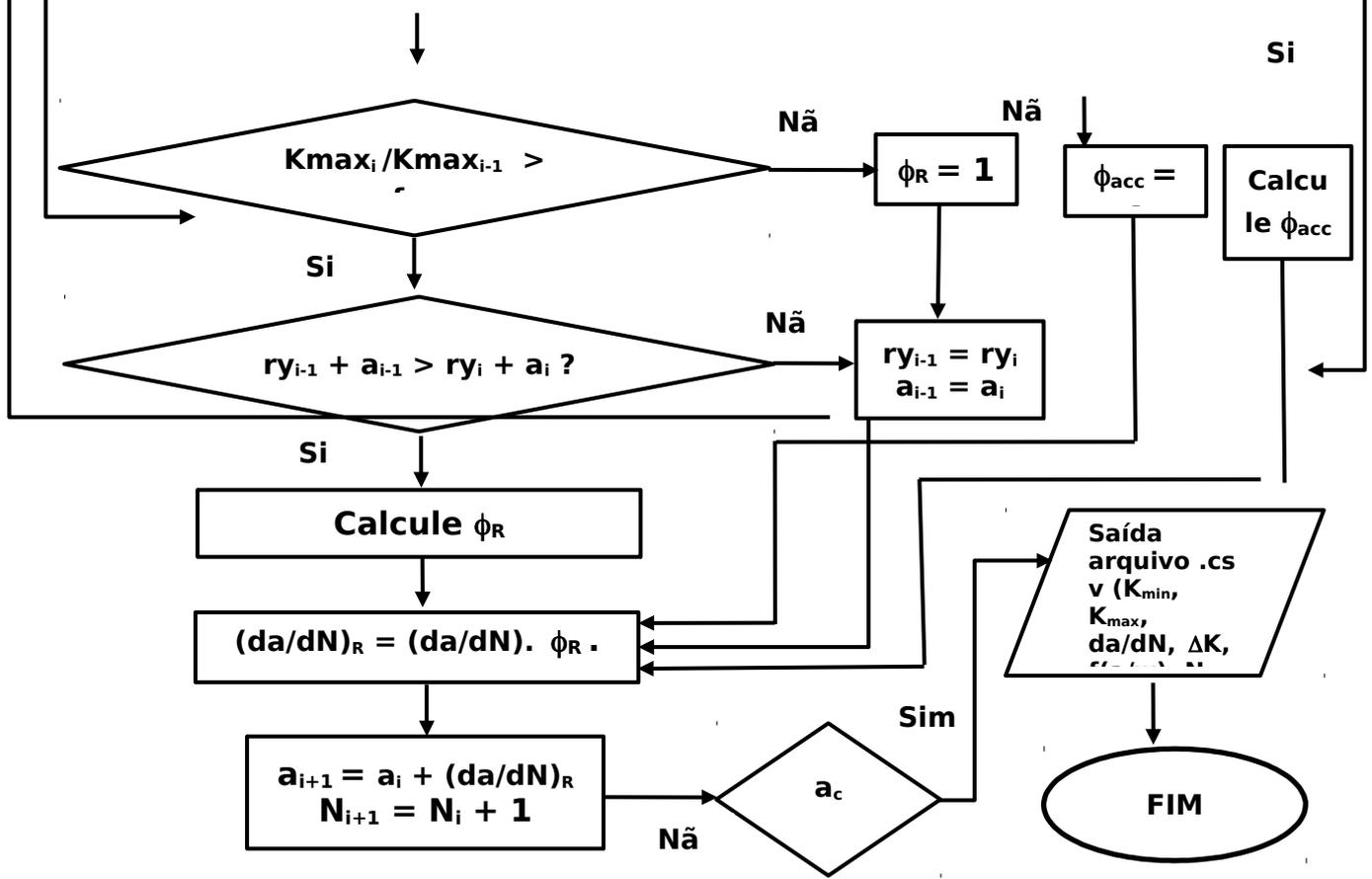
Propriedades do material (input)		
Definição	Definição no programa	Unidade
Limite de resistência	sigmaU	(MPa)
Limite de escoamento	sigmaYs	(MPa)
Módulo de elasticidade	e	(Pa)
Tenacidade à fratura crítico	kC	(MPa√m)
Limiar de propagação	dKth	(MPa√m)
Expoente da Lei de Paris-Erdogan	m	Adimensional
Constante da Lei de Paris-Erdogan	c	(mm/ciclo.MPa√m)
Parâmetros geométricos (input)		
Tipo de corpo de prova	C(T)	-
	M(T)	-
Espessura do corpo de prova	b	(mm)
Dimensão W do corpo de prova	W	(mm)
Comprimento inicial da trinca	ai	(mm)

Comprimento final da trinca	ac	(mm)
Arquivos de leitura em formato .csv (input)		
Carregamentos	P	(kN)
Fatores de intensidade de tensão	K	(MPa√m)
Outros parâmetros de entrada (input)		
Fator de sobrecarga	fsc	Adimensional
Fator de subcarga	fscSubload	Adimensional
Constante β da eq. (31) para cálculo do tamanho da zona plástica	beta	(EPD) ou (EPT)
Parâmetro de ajuste do fator de retardo na equação de Wheeler	gamma	Adimensional
γ _R da equação de Walker modificada	gammaR	Adimensional
Resultados (output)		
Ciclo	n	Unid.
Relação (a/W)	a _{iW}	Adimensional
Fator de correção de geometria f(a/W)	f _{a_{iW}}	Adimensional
Fator de intensidade de tensão no pico	kPeak	(MPa√m)
Fator de intensidade de tensão no vale	kTrough	(MPa√m)
Variação do fator de intensidade de tensão	deltaK	(MPa√m)
Taxa de propagação de trinca da/dN	da	(mm/ciclo)
Comprimento da trinca	a _i	(mm)
Tamanho da zona plástica no ciclo r _{y(c)}	ryc	(mm)

Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 71: Fluxograma do programa Propag_Lameff





De forma ilustrativa, a Figura 72 apresenta o formato da tela de entrada dos parâmetros no programa.

Figura 72: Exemplo de tela de entrada de parâmetros no programa Propag_Lameff

```

// PROPAG_LAMEFF
// CARREGAMENTO DEVE SEMPRE COMEÇAR COM VALE E FINALIZAR COM PICO!
// ENTRADA DE CARREGAMENTOS EM kN
int main()
{
    bool overLoad = false;
    bool subLoad = false;
    int isCT = 1;
    int isK = 1;
    int flagDeltaK = 1;
    long double deltaK, deltaKR, phi, da, aiW, faiW, kTrough, kPeak, deltaKPrevious, phiSub;
    long double ryc = 0;
    long double kC = 41.9; // tenacidade a fratura do material (MPa m^1/2)
    long double fsc = 1.11; // fator de sobrecarga (Picoi/Pico i-1)
    long double fscsubLoad = -0.18; // fator de subcarga (Vale i / Vale i-1)
    long double sigmaYs = 472.0; // limite de escoamento do material - (MPa)
    long double sigmaU = 511.0; // limite de resistência do material - (MPa)
    long double dKth = 0.001; // limite de propagação (MPa m^1/2)
    long double e = 75.0 * pow(10, 9); // modulo de elasticidade do material - Pa
    long double b = 3.0; // espessura do CP (mm)
    long double w = 50.0; // dimensao W do CP (mm) lembrando que M(T) é 2W
    long double ai = 5.0; // comprimento inicial da trinca (mm)
    long double ac = 49.0; // tamanho máximo da trinca (mm)
    long double m = 2.0615; // exp m Lei de Paris
    long double c = 8.0 * pow(10, -7); // constante C da Lei de Paris mm/ciclo MPam^0.5
    long double beta = 2.0; // beta igual 6 para EPD e igual a 2 para EPT
    long double gammaR = 0.5; // GAMA PARA CALCULAR O DELTA R - EQ. DE WALKER
    long double gamma = 2.2; // PARAMETRO DE AJUSTE DO FATOR DE RETARDO PHI DA EQ. DE WHEELER
    bool flag = true;
    int i = 0;
    long double kPeakPrevious = NULL;

```

Fonte: elaborada pelo autor.

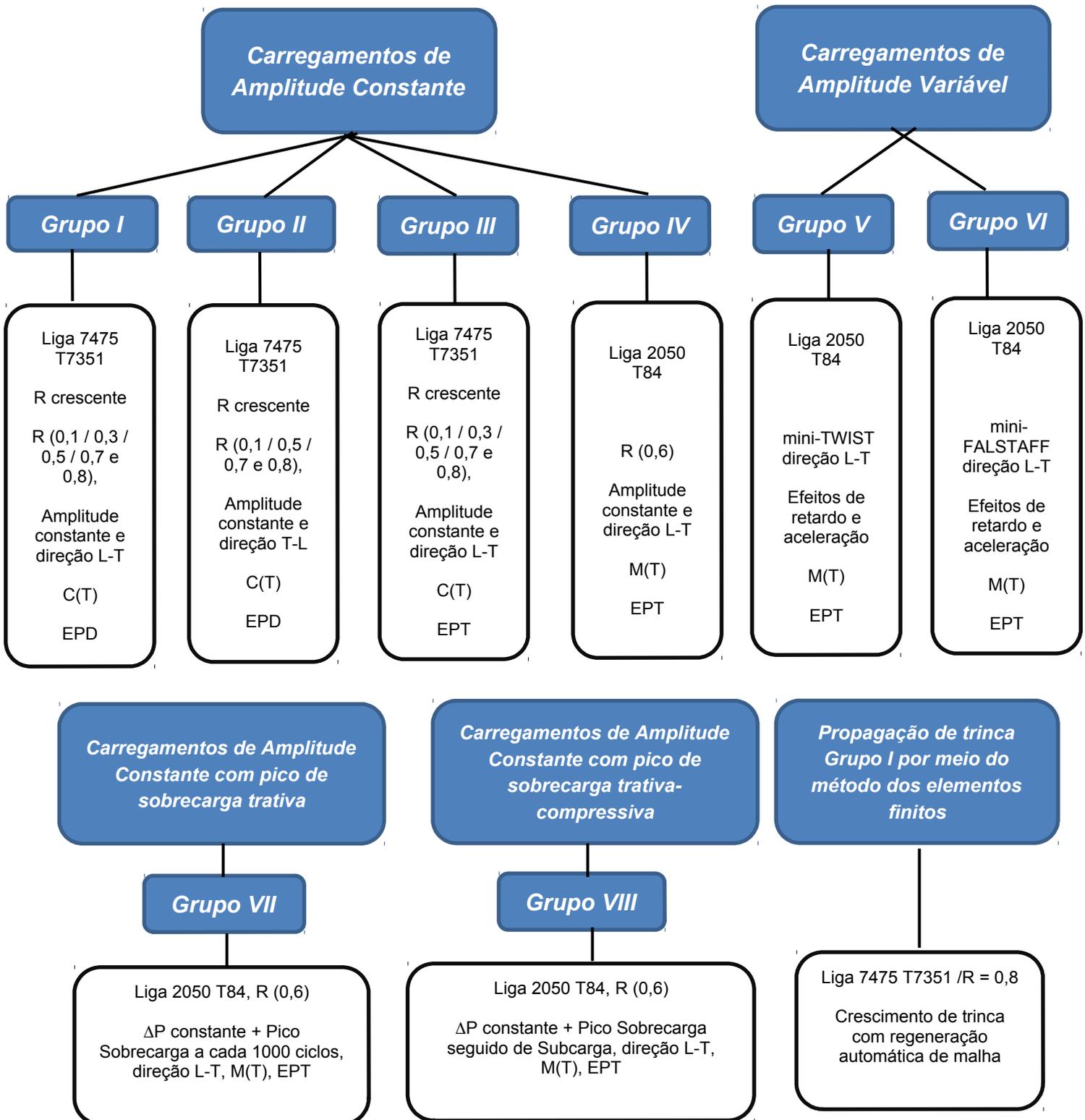
3.3 Estrutura Necessária

Para a realização desta pesquisa foi utilizado um computador pessoal, equipado com um Processador Intel Core i7-5500U CPU @ 2,40GHz, 2,40 GHz, memória RAM instalada de 16,0 GB DDR3, Disco SSD 500 GB, um sistema operacional de 64 bits, processador baseado em x64, 2 núcleos, 4 processadores lógicos, placas de vídeo AMD Radeon Graphics e Intel HD Graphics 5500.

3.4 METODOLOGIA DAS SIMULAÇÕES REALIZADAS

Abaixo segue o fluxograma das simulações realizadas com base comparativa de dados experimentais obtidos em pesquisas anteriores (FIGURA 73):

Figura 73: Fluxograma de metodologia das simulações realizadas



4 RESULTADOS DAS SIMULAÇÕES

4.1 Definição dos grupos de simulações realizadas

Inicialmente foram realizadas simulações de propagação de trincas sob condições de carregamento de amplitude constante e comparadas com resultados experimentais obtidos por Rùchert (2007) e Chemin (2017), e com resultados numéricos obtidos por Amorim Neto (2019). Nos experimentos, Rùchert utilizou a liga de alumínio de grau aeronáutico 7475 T7351, em forma de blocos com dimensões (800 x 500 x 100 mm) e/ou placas laminadas com dimensões (1150 x 110 x 6,09 mm), cedidas pela EMBRAER; enquanto Chemin utilizou nos experimentos a liga de alumínio 2050-T84.

Para caracterizar a região de Paris, foram utilizadas as constantes C e m obtidas experimentalmente. A expressão utilizada nas simulações de crescimento das trincas foi a equação de Walker modificada, eq. (16), que leva em consideração o efeito de da razão de cargas R na taxa de propagação de trincas por fadiga.

$$\frac{da}{dN} = C (\Delta K')^m \quad (16)$$

$$\Delta K' = \frac{\Delta K}{(1-R)^{1-\gamma_R}} \quad (17)$$

Para o corpo de prova tipo C(T), a variação do fator de intensidade de tensão, ΔK , foi calculada pela seguinte expressão:

$$\Delta K^\square = \frac{\Delta P}{B\sqrt{W}} \lambda \quad (89)$$

Para o corpo de prova tipo M(T), a variação do fator de intensidade de tensão, ΔK , foi calculada pela seguinte expressão:

$$\Delta K^\square = \frac{\Delta P}{B\sqrt{W}} \sqrt{\frac{\pi}{4} \sec\left(\frac{\pi}{2}\right) [1 - 0,025 \square^2 + 0,06 \square^4]} \quad (90)$$

onde $\lambda = a/W$, B e W são, respectivamente, a espessura e largura dos corpos de prova, ΔP e a são amplitude de carregamento e comprimento da trinca.

As simulações de propagação de trincas das ligas de alumínio sob condições de carregamento de amplitude constante foram definidas em grupos de I a IV, conforme abaixo:

GRUPO I: simulações de 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 7475 T7351, condição EPD, com distintos valores crescentes de razão de carregamento, R (0,1 / 0,3 / 0,5 / 0,7 e 0,8) e direção L-T.

GRUPO II: simulações de 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 7475 T7351, condição EPD, com distintos valores crescentes de razão de carregamento, R (0,1 / 0,5 / 0,7 e 0,8), e direção T-L.

GRUPO III: simulações de ensaios de amplitude constante de carregamento em corpos de prova com geometria tipo C(T) extraídos de uma placa de liga de alumínio de grau aeronáutico 7475 T7351, condição EPT, com distintos valores crescentes de razão de carregamento, R (0,1 / 0,3 / 0,5 / 0,7 e 0,8), e direção L-T.

GRUPO IV: simulações de ensaios de amplitude constante de carregamento em corpos de prova com geometria tipo M(T) extraídos de uma placa de liga de alumínio de grau aeronáutico 2050-T84, com razão de carga $R=0,6$, direção L-T. Os ensaios e simulações foram realizados com predominância de estado plano de tensão (EPT).

GRUPO V: simulações de ensaios de amplitude variável com espectro de voos do tipo mini-TWIST em corpos de prova com geometria tipo M(T) extraídos de uma placa de liga de alumínio de grau aeronáutico 2050-T84, direção L-T. Os ensaios e simulações foram realizados com predominância de estado plano de tensão (EPT). Foram considerados os efeitos de retardo devido a possíveis sobrecargas, bem como a consideração dos efeitos de aceleração de trinca após subcargas

GRUPO VI: simulações de ensaios de amplitude variável com espectro de voos do tipo mini-FALSTAFF em corpos de prova com geometria tipo M(T) extraídos de uma placa de liga de alumínio de grau aeronáutico 2050-T84, direção L-T. Os ensaios e simulações foram realizados com predominância de estado plano de tensão (EPT). Assim como no grupo V, foram considerados os efeitos de retardo devido a possíveis sobrecargas, bem como a consideração dos efeitos de aceleração de trinca após subcargas.

O Grupo VII: simulações com carregamento de amplitude constante com pico simples de sobrecarga trativa (T) aplicado a cada intervalo de 1000 ciclos, com razão de carga $R=0,6$ e $OLR=2,1$ (*overload ratio*), direção L-T, para a liga 2050-T84.

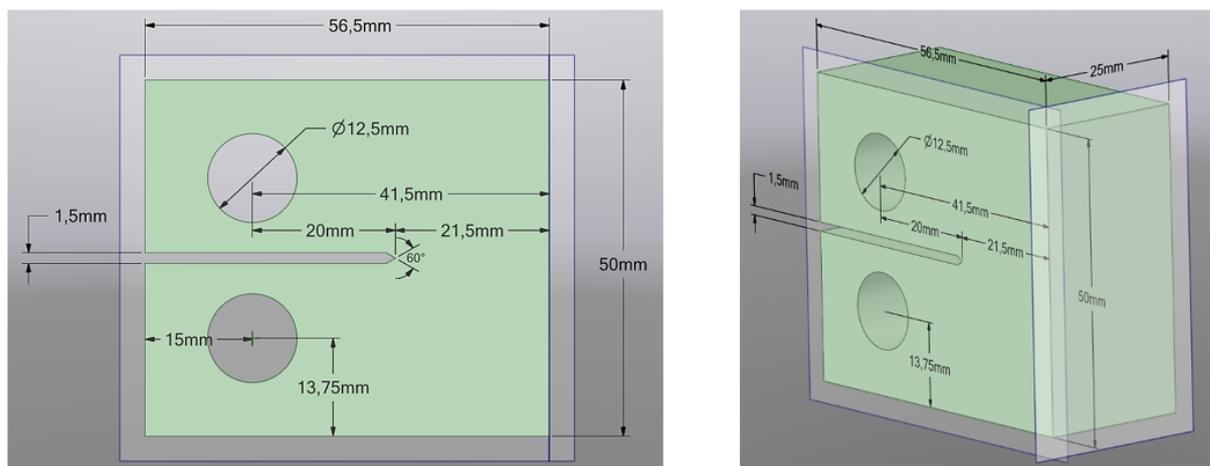
O corpo de prova utilizado foi do tipo M (T). Os ensaios e simulações foram realizados com predominância de estado plano de tensão (EPT) e foram comparados com simulações realizadas por Amorim Neto (2019) que utilizou o Nasgro com outros modelos de crescimento de trinca.

O Grupo VIII: simulações com carregamento de amplitude constante com pico simples de sobrecarga trativa (T) seguidos de subcarga (C), aplicado a cada intervalo de 1000 ciclos, com razão de carga $R=0,6$, direção L-T, para a liga 2050-T84. O corpo de prova utilizado foi do tipo M (T). Os ensaios e simulações foram realizados com predominância de estado plano de tensão (EPT) e foram comparados com simulações realizadas por Amorim Neto (2019) que utilizou o Nasgro com outros modelos de crescimento de trinca.

4.1.1 Grupo I de simulações - Liga 7475 T7351 - R crescente – LT - EPD

Grupo I: As simulações tiveram como base os ensaios do tipo $da/dN \times \Delta K$ para a liga de alumínio de grau aeronáutico SAE AMS 7475 T7351, conforme ASTM-E647 (1993) com R crescente para obtenção dos estágios II e III da curva de propagação de trinca. Nos ensaios foram utilizados os valores de R crescente iguais a 0,1 / 0,3 / 0,5 / 0,7 / 0,8. A Figura 74 mostra as dimensões dos corpos de prova utilizados. Nas simulações, a equação de Walker modificada ($\gamma_R=0,5$) foi utilizada para considerar o efeito da variação da razão de carga e descreveu bem a região II ou região de Paris da curva $da/N \times \Delta K$.

Figura 74: Definições geométricas de CP1



Fonte: elaborada pelo autor.

Os parâmetros dimensionais, razões de carga e respectivas constantes C ($mm/ciclo.MPa\sqrt{m}$) e m do ensaio, bem como os valores de variação do fator de intensidade de tensão críticos estão organizados na Tabela 17. Os ensaios e simulações foram realizados na orientação L-T com predominância de estado plano de deformação (EPD).

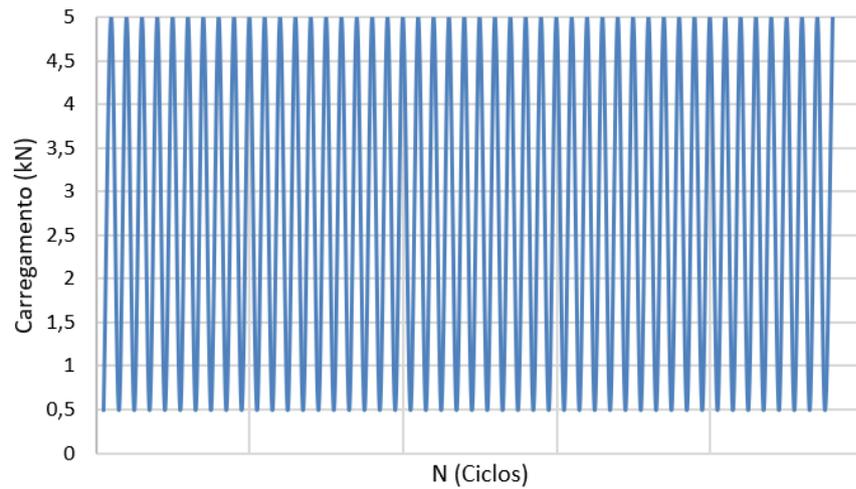
Tabela 17: Parâmetros de simulações do GRUPO I

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

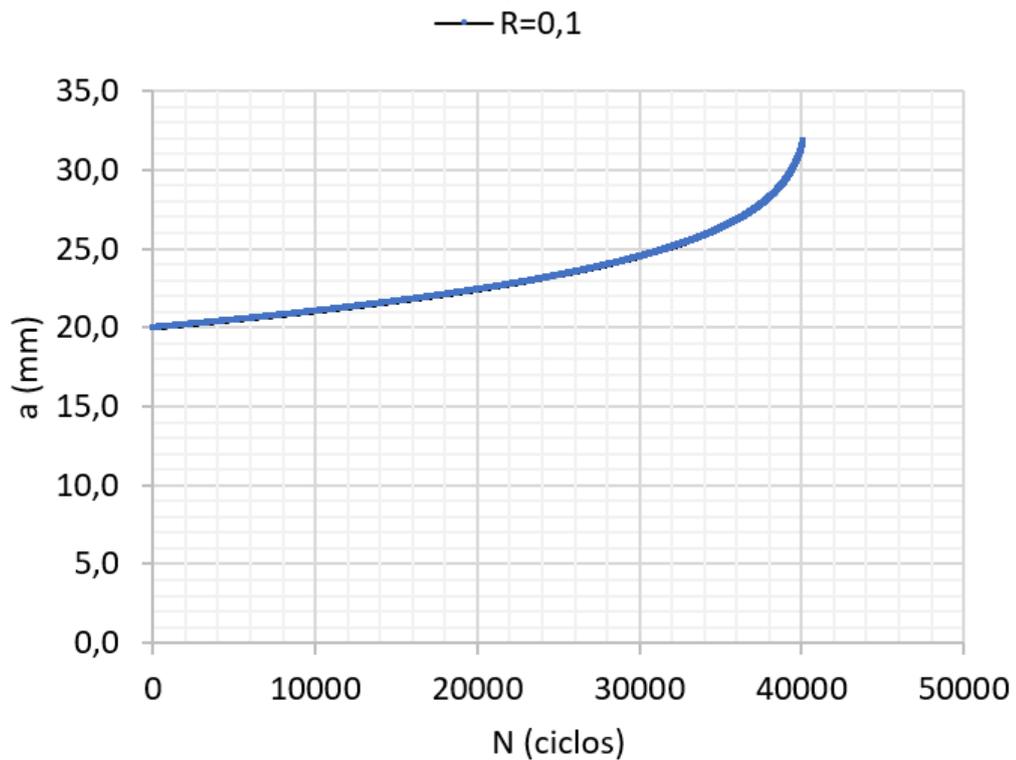
Fonte: elaborada pelo autor.

Para este grupo de simulações, as Figuras 75 a 94 apresentam, na sequência, os resultados das simulações dos carregamentos aplicados, crescimento da trinca ($a \times N$), simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$) e, por último, a curva experimental ($da/dN \times \Delta K$), para os respectivos valores de R crescentes.

Figura 75: Carregamentos aplicados na simulação, Liga Al 7475 T7351 (R=0,1 – Grupo I)

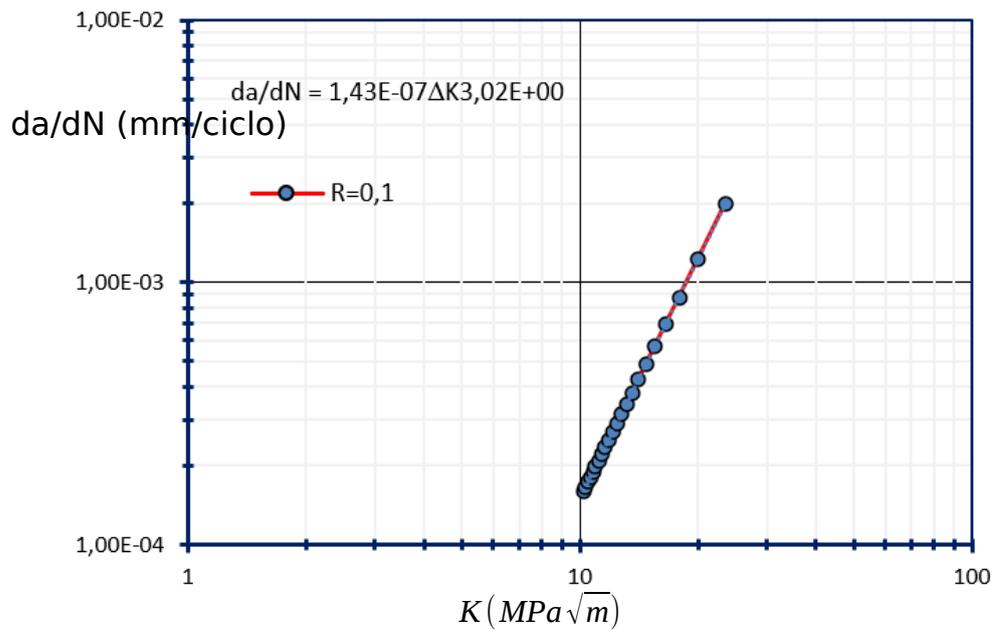


Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 76: Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,1 – LT – Grupo I)

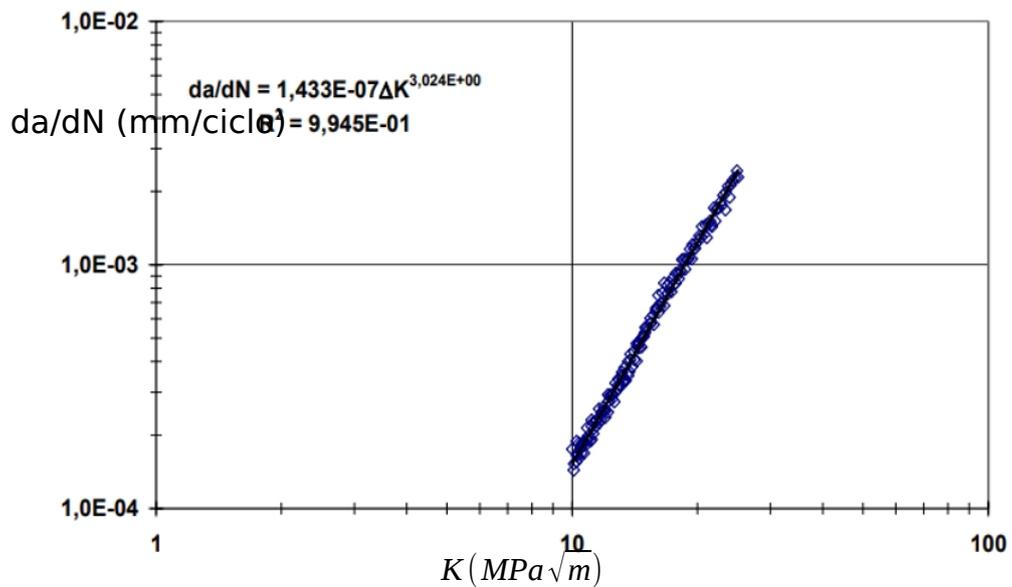
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 77: Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,1 – LT – Grupo I)



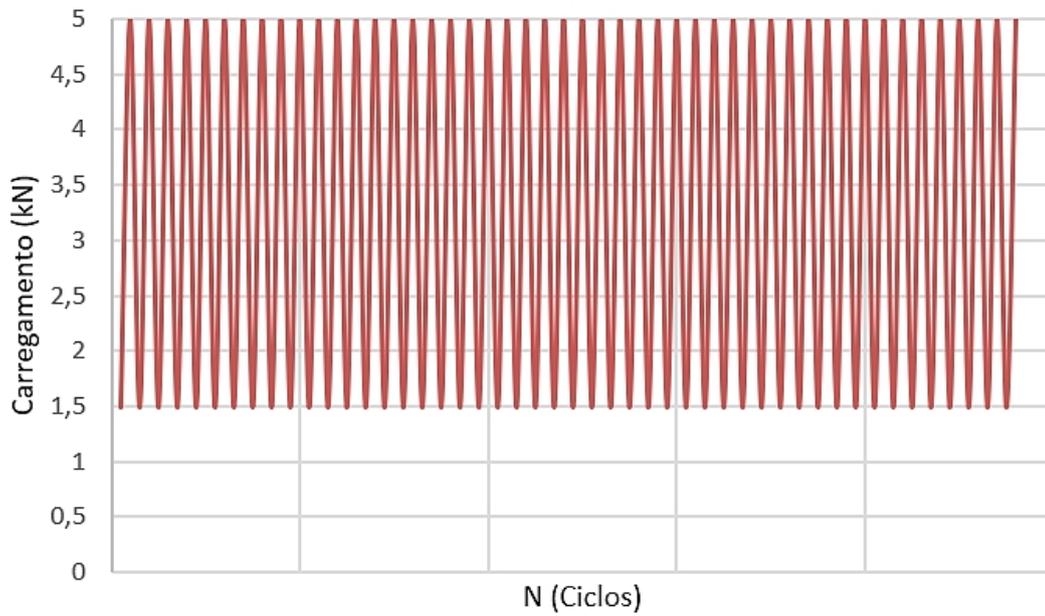
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 78: Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,1 – LT – Grupo I)



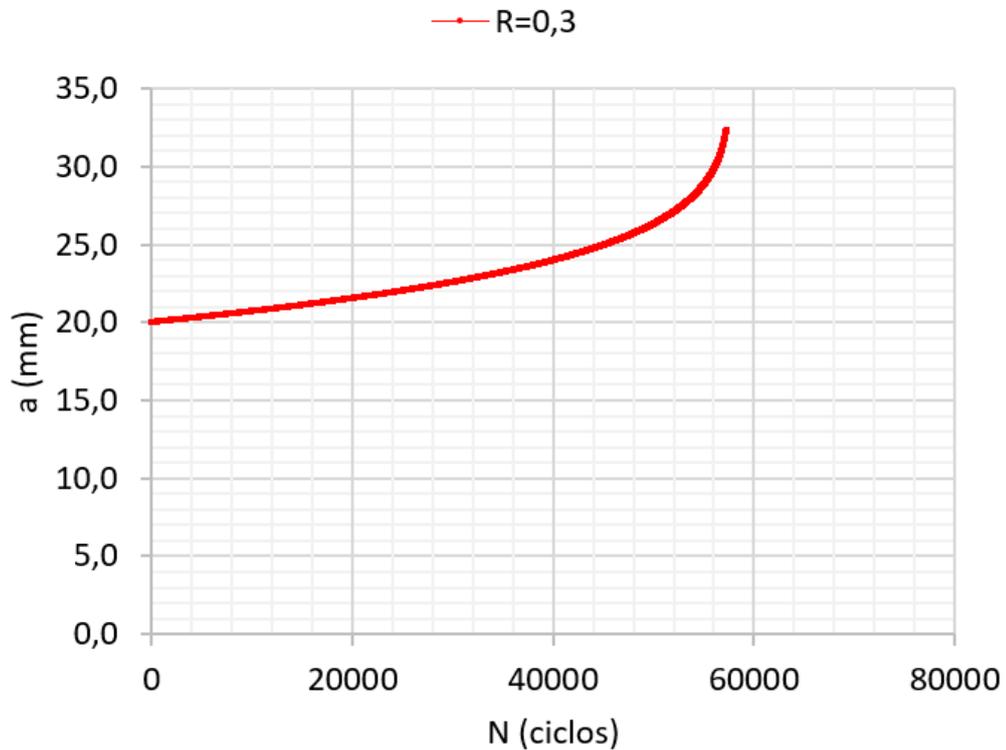
Fonte: Rùchert, (2007).

Figura 79: Carregamentos aplicados na simulação, Liga Al 7475 T7351, (R=0,3 – Grupo I)



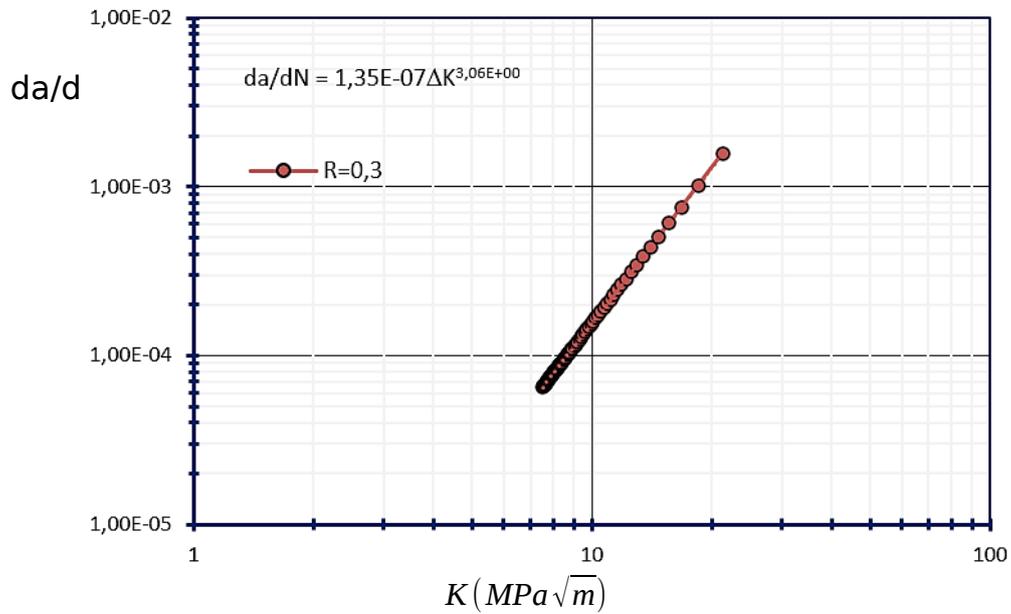
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 80: Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,3 – LT – Grupo I)



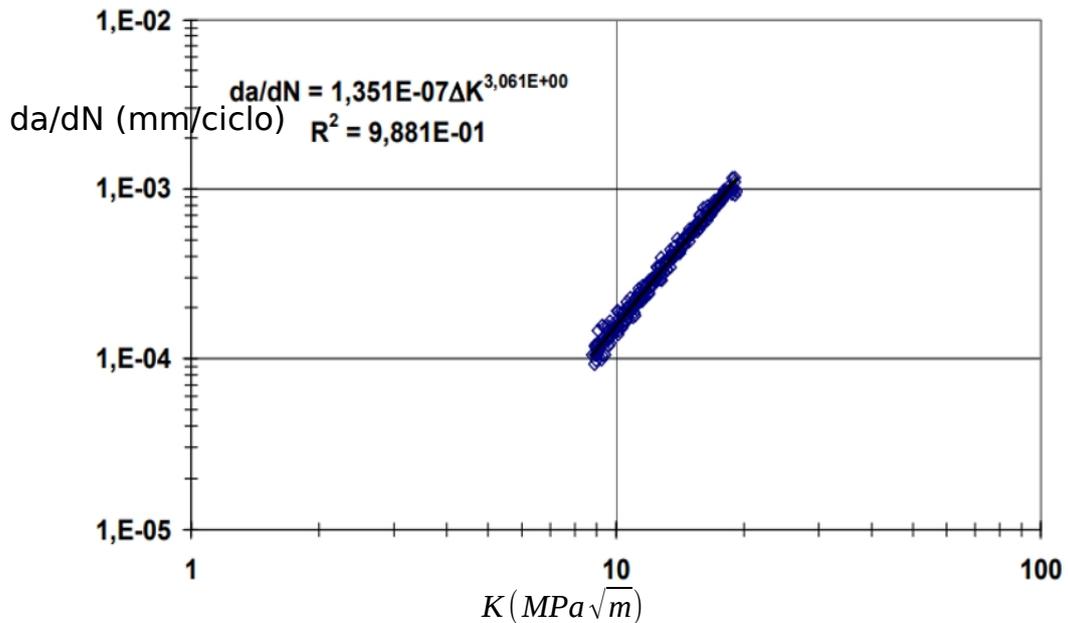
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 81: Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,3 – LT – Grupo I)



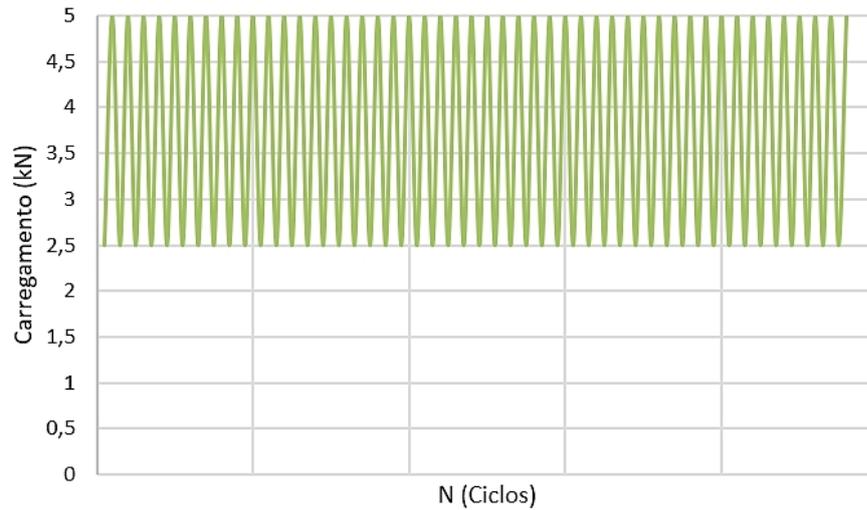
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 82: Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,3 – LT – Grupo I)

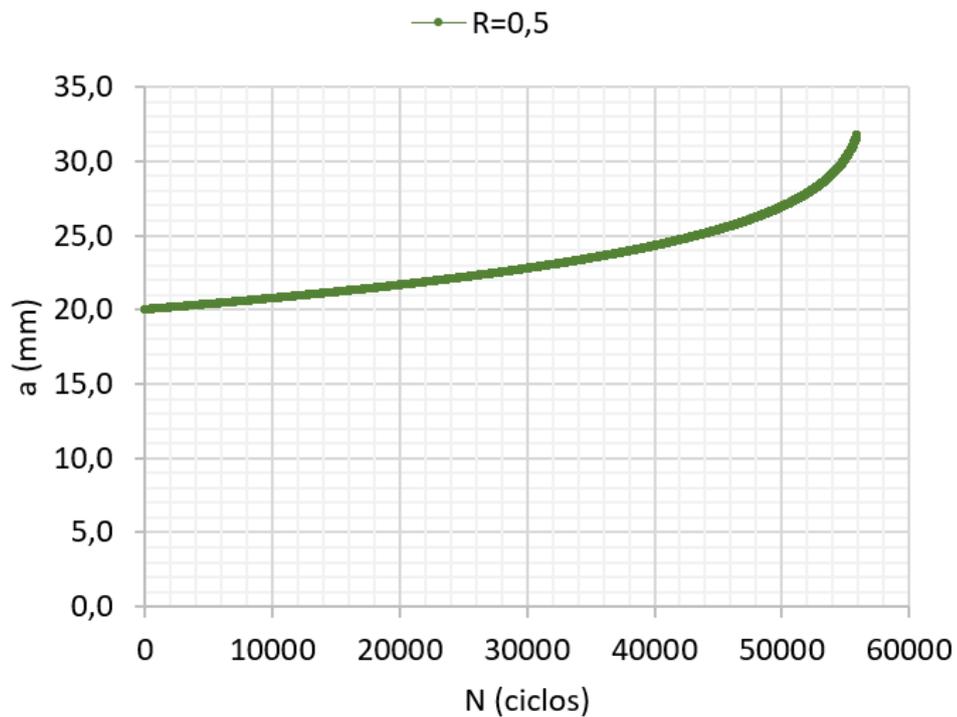


Fonte: Rüchert, (2007).

Figura 83: Carregamentos aplicados na simulação, Liga Al 7475 T7351, (R=0,5 – Grupo I)

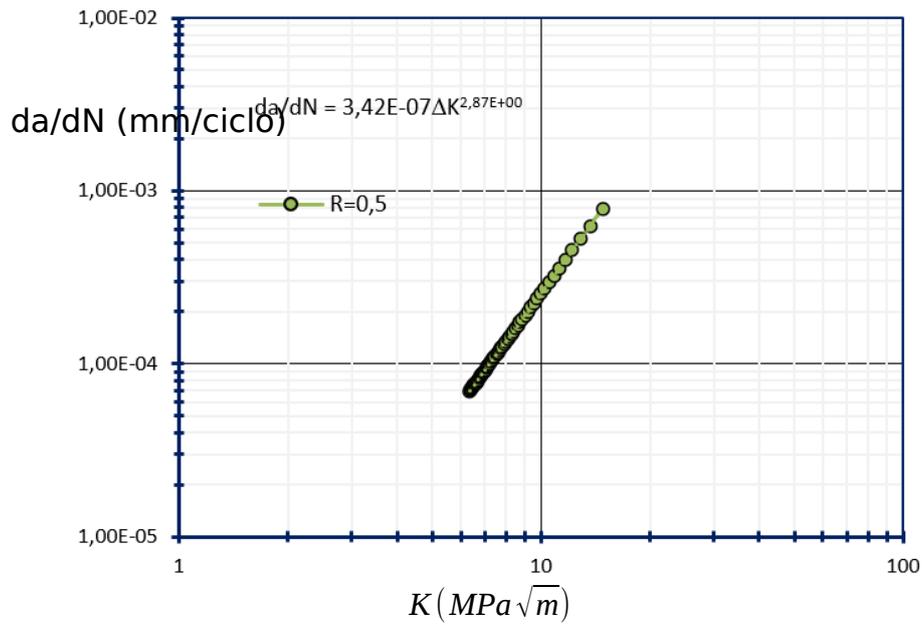


Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 84: Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,5 – LT – Grupo I)

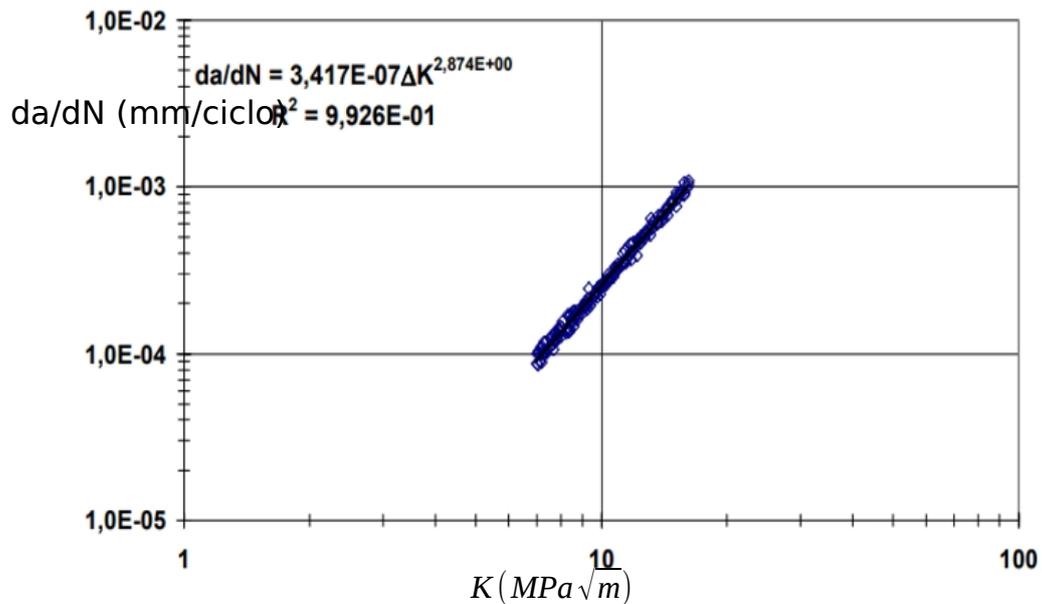
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 85: Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,5 – LT – Grupo I)



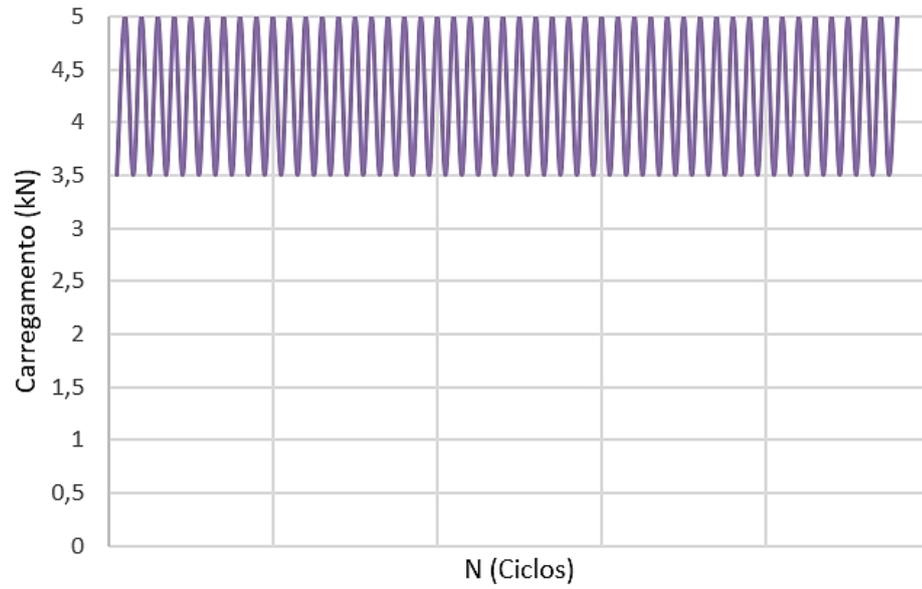
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 86: Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,5 – LT – Grupo I)

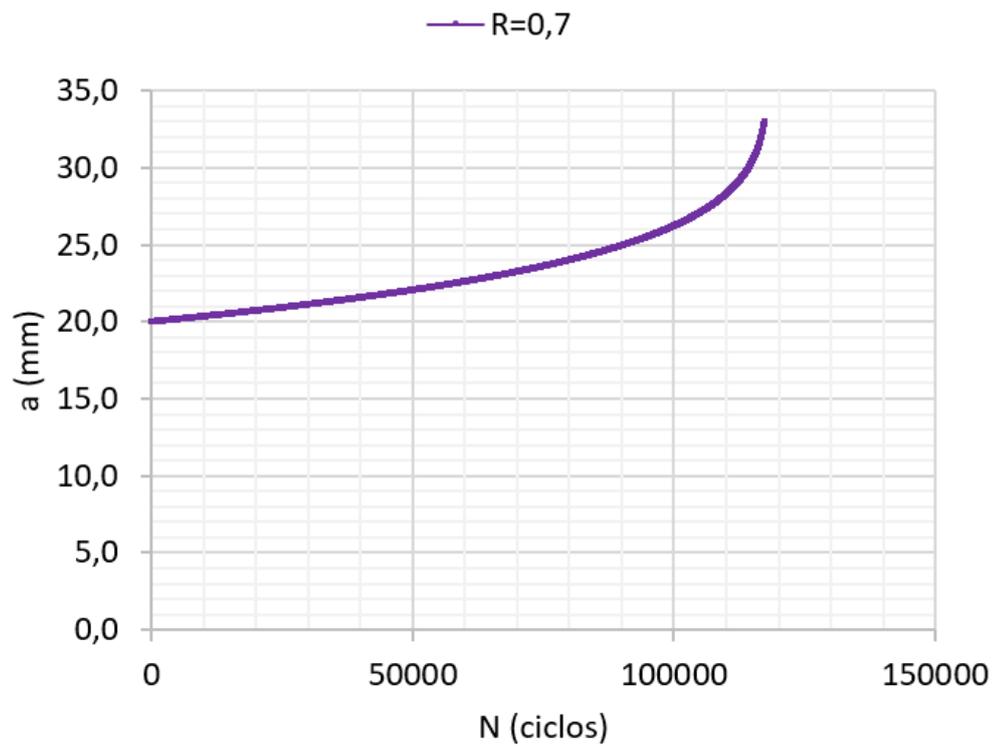


Fonte: Rùchert, (2007).

Figura 87: Simulação dos carregamentos aplicados, Liga Al 7475 T7351, (R=0,7 – Grupo I)

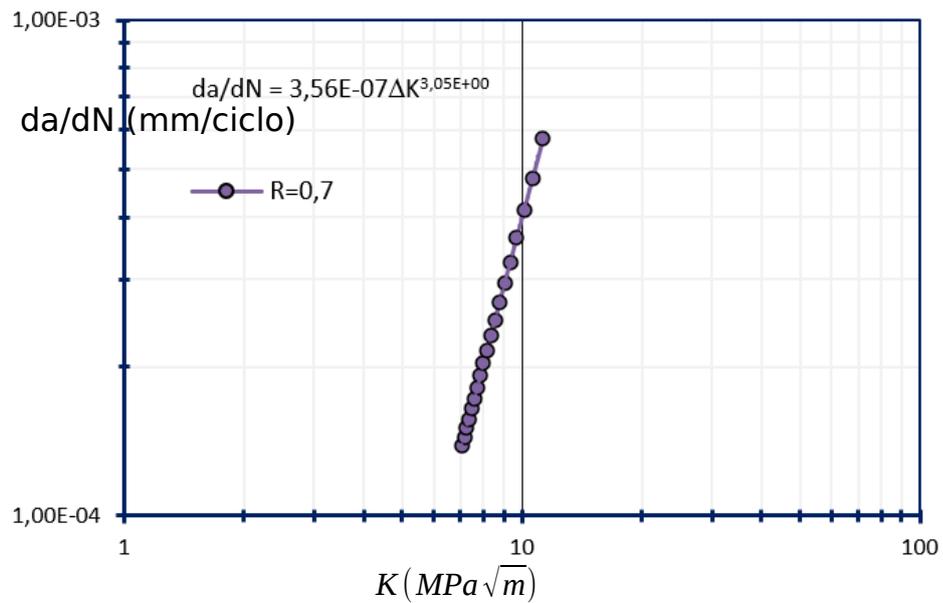


Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 88: Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,7 – LT – Grupo I)

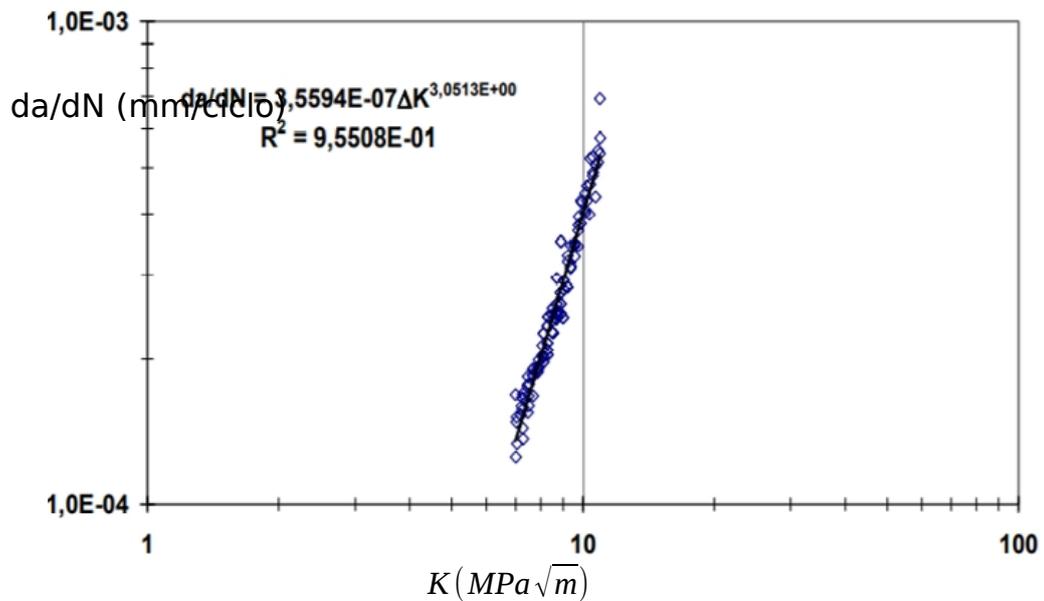
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 89: Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,7 – LT – Grupo I)



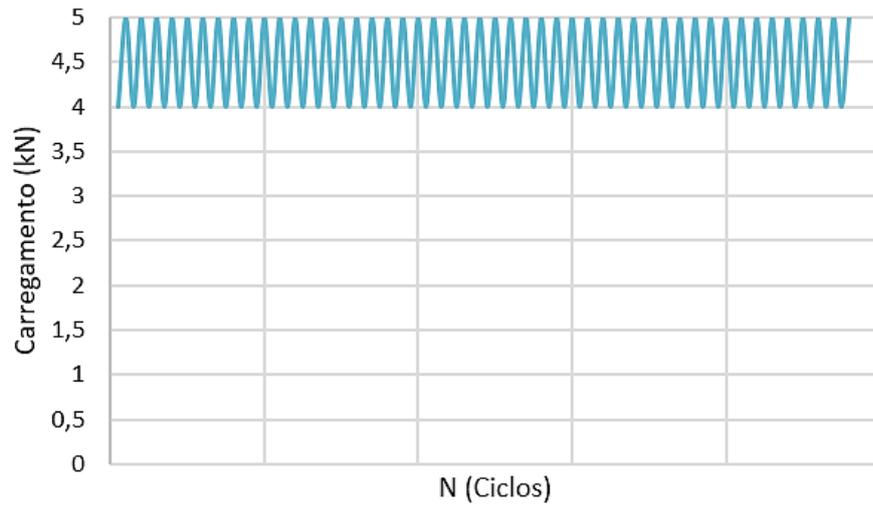
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 90: Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,7 – LT – Grupo I)

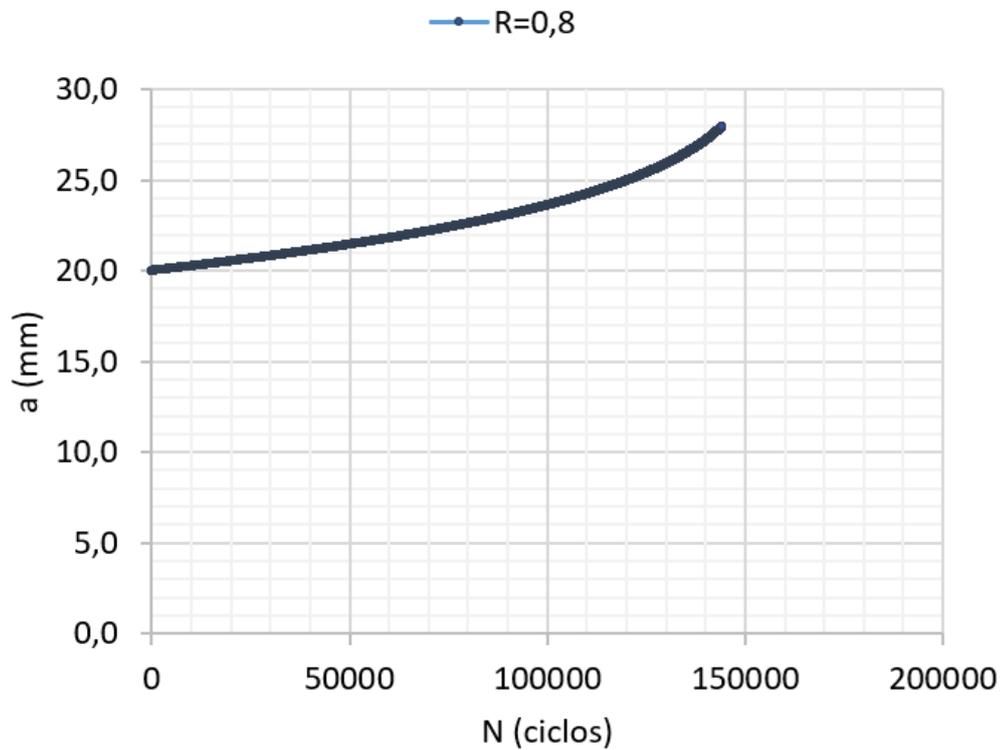


Fonte: Rùchert, (2007).

Figura 91: Carregamentos aplicados na simulação, Liga Al 7475 T7351, (R=0,8 – Grupo I)

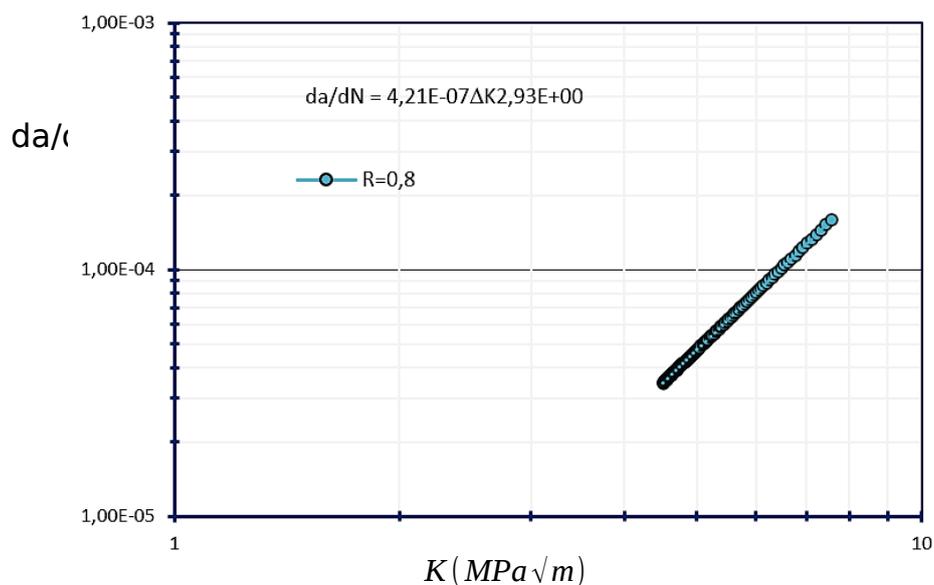


Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 92: Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,8 – LT – Grupo I)

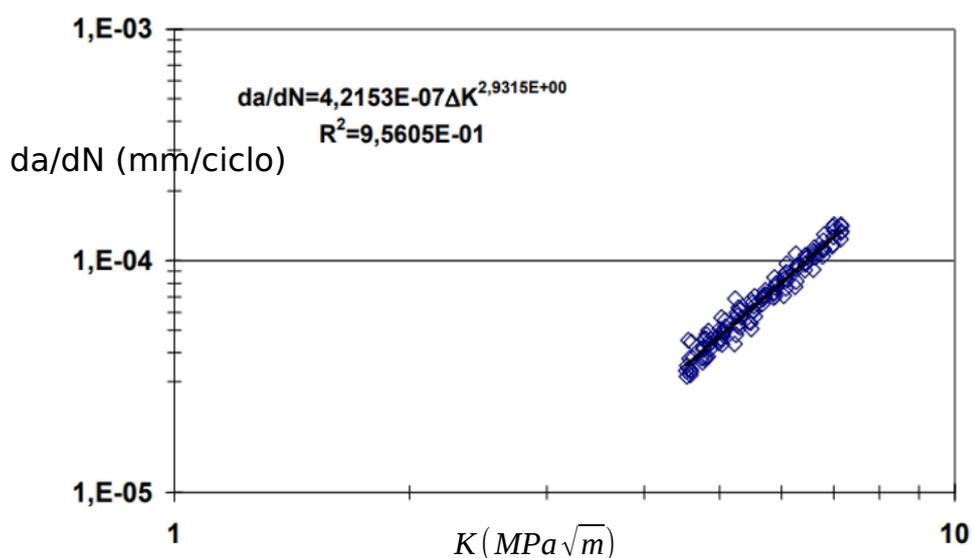
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 93: Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,8 – LT – Grupo I)



Fonte: elaborada pelo autor.

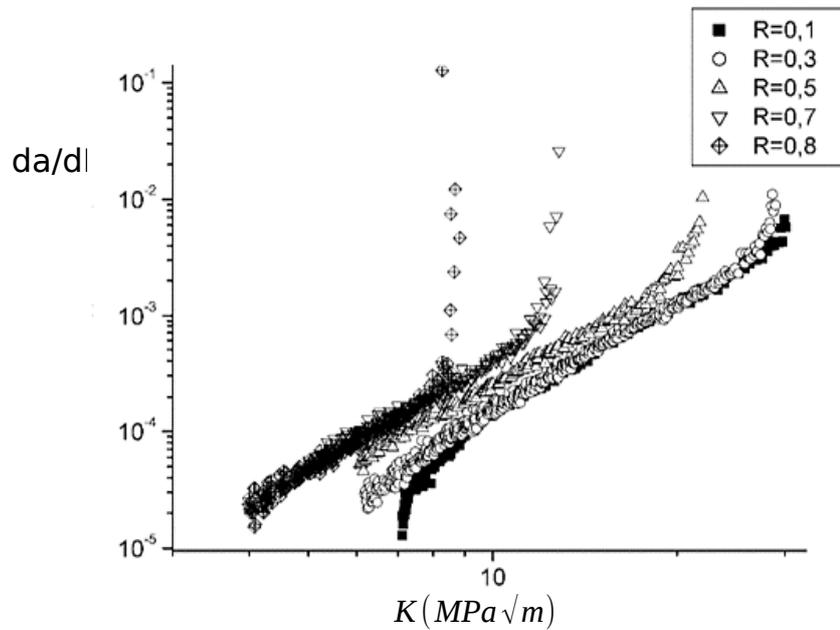
Figura 94: Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga AL 7475 T7351, (R=0,8 – LT – Grupo I)



Fonte: Rüchert, (2007).

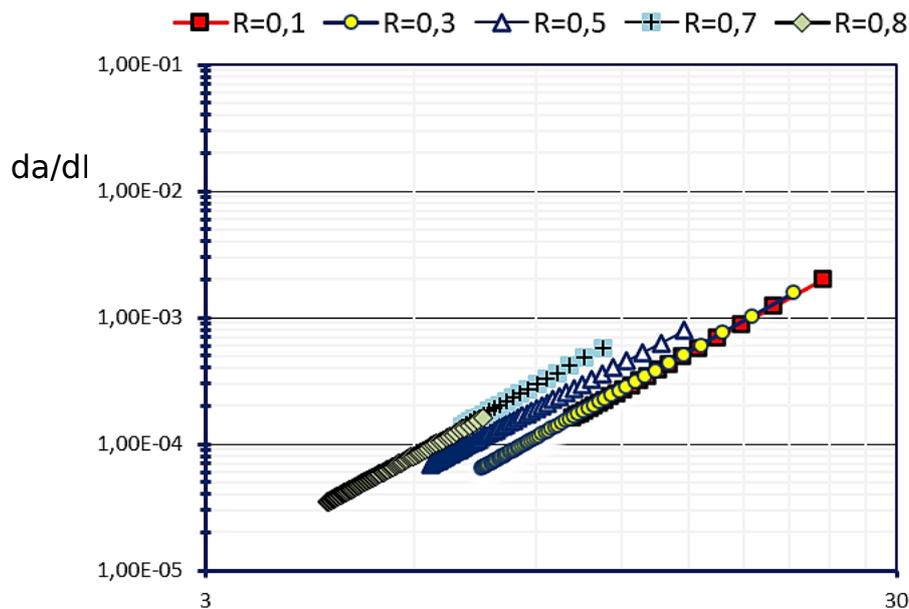
As Figuras 95 a 98 apresentam, respectivamente, para os valores crescentes de R do Grupo I, a sobreposição de curvas experimentais ($da/dN \times \Delta K$); a sobreposição de curvas de simulação numérica ($da/dN \times \Delta K$); a sobreposição das curvas de simulação numérica com as curvas experimentais; e as curvas de simulação do crescimento da trinca vs. o número de ciclos.

Figura 95: Curvas experimentais da taxa 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)



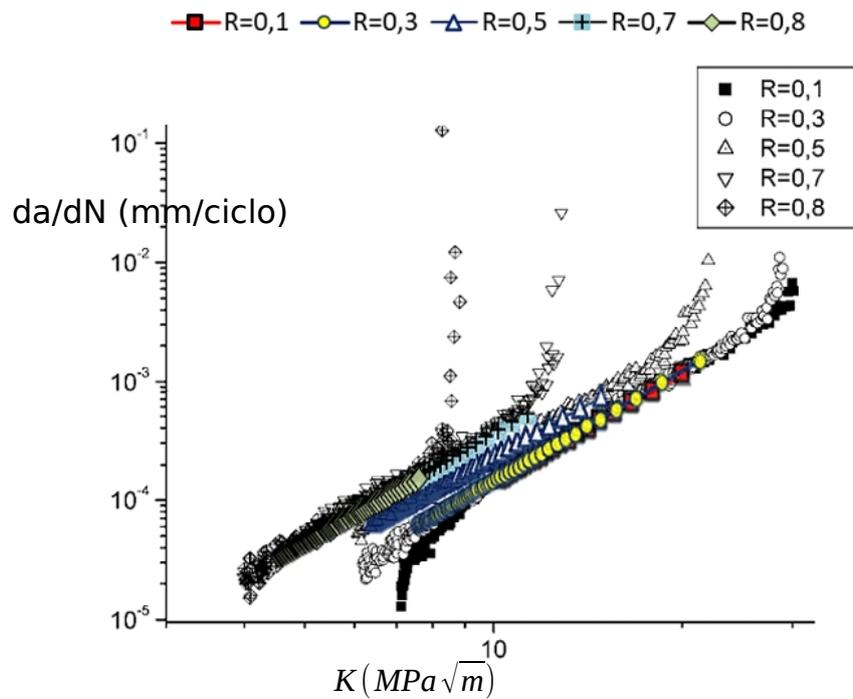
Fonte: Rüchert, (2007).

Figura 96: Curvas de simulação da taxa 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)



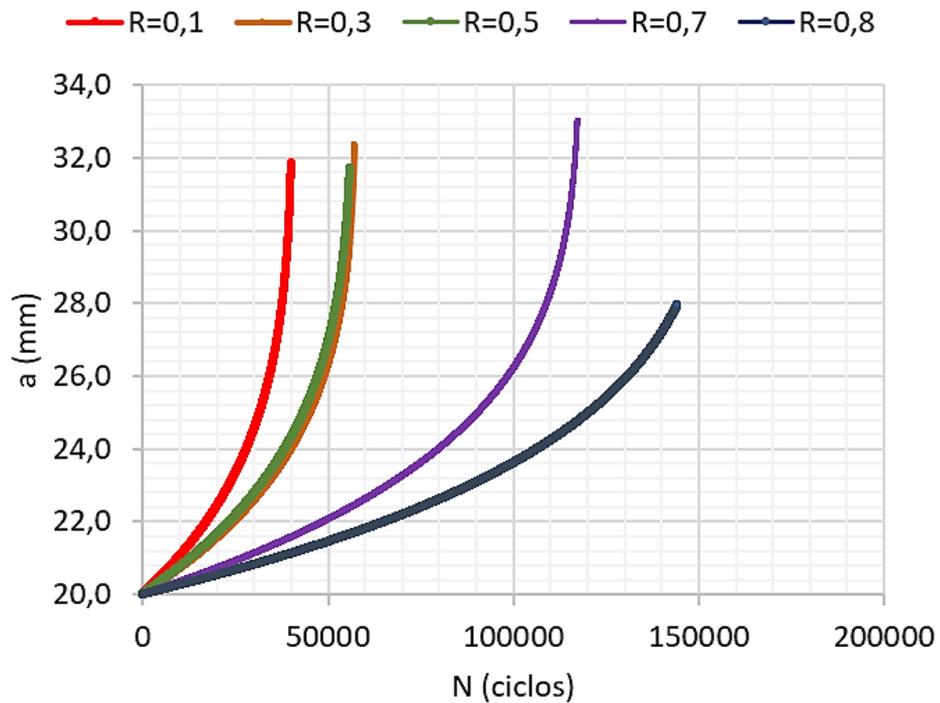
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 97: 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



Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 98: Curvas de simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga 7475 T7351, (R crescente – LT – Grupo I)



Fonte: elaborada pelo autor.

Comparando os resultados das simulações realizadas com os resultados experimentais, constatou-se que o código computacional Propag_Lameff

representou fielmente o comportamento do crescimento das trincas para o Grupo I. O efeito da razão de carga R foi evidenciado, conforme previsto por RÜCHERT (2007). Observou-se que valores de R afetam a taxa de propagação de trinca. Quando ocorre o aumento da razão de carregamento, R, há uma aceleração do valor da taxa de propagação da trinca, para um mesmo valor de ΔK .

A Tabela 18 apresenta a comparação dos resultados de vida do Grupo I obtidos no programa Propag_Lameff com a equação de Walker modificada ($\gamma_R = 0,5$) com o cálculo de previsão de vida via integração direta da equação de Paris, considerando $a_0 = 20$ mm e $a = 32$ mm, ou finalizando com $K_{max} = K_c$.

$$\int_{N_0}^N dN = \int_{a_0}^a \frac{da}{C(K)^m} = \frac{1}{C(Y\sqrt{\pi})^m} \int_{a_0}^a \frac{da}{a^{m/2}} \quad (14)$$

Tabela 18: Comparação de resultados de vida – Walker modificada e Paris – Grupo I

Carregamentos (kN)			Vida (ciclos)		Relação (Paris/Walker)
R	Pmin	Pmax	Propag_Lameff (Walker $\gamma_R = 0,5$)	Integração por Paris	
0,1	0,5	5,0	40139	105305	2,6x
0,3	1,5	5,0	57301	221898	3,9x
0,5	2,5	5,0	55972	331817	5,9x
0,7	3,5	5,0	116835	1138170	9,7x
0,8	4,0	5,0	144385	2645582	18,3x

Fonte: elaborada pelo autor.

Os resultados mostraram que a estimativa de vida por meio da integração da equação de Paris, sem considerar o efeito da razão de carga R, se torna muito conservadora e não indicada para previsão de vida. Esta diferença é mais evidenciada quanto maior é o valor da razão de carga R.

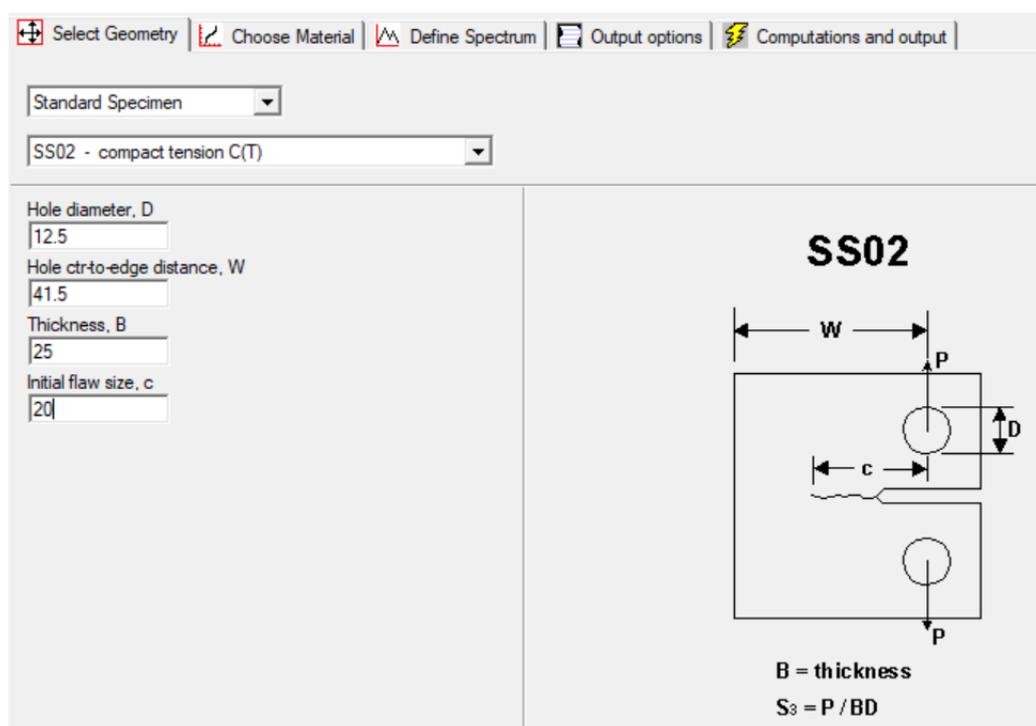
Para fins de validação dos resultados obtidos no programa Propag_Lameff com outros programas já consolidados em FCG, foi realizada uma comparação da curva $da/dN \times \Delta K$ obtida por meio do programa Nasgro 4.0. A Figura 99 apresenta a tela de entrada do Nasgro com as definições geométricas e tipo de corpo de prova C(T). A Figura 100 mostra a tela do Nasgro com as propriedades da liga de

alumínio 7475 T7351. A Figura 101 apresenta a comparação das curvas gerada pelos 2 programas, mostrando uma excelente correlação para $R=0,1 / 0,3 / 0,5 / 0,7$ e $0,8$. Os parâmetros da equação Nasgro de crescimento de trinca foram:

$$C = 6,028 \text{ E-}11 / n = 2,65 / p = 0,5 / q = 1.$$

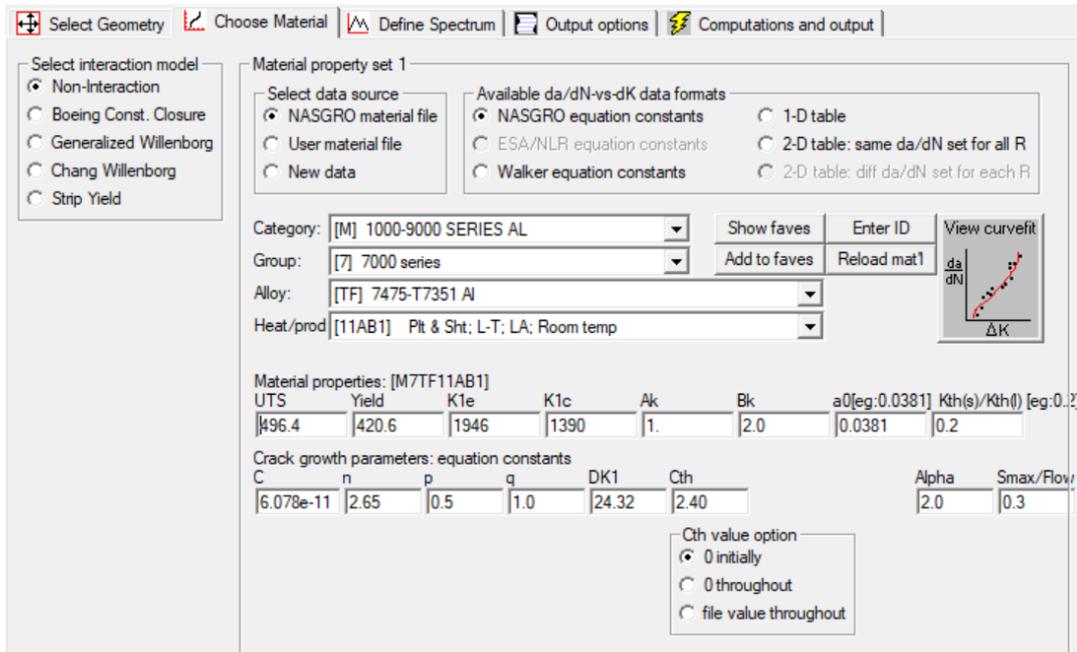
Um cuidado especial na comparação das curvas foi transformar os dados de ΔK para as unidades trabalhadas pelo Nasgro, da/dN (mm/ciclo) $\times \Delta K$ ($MPa\sqrt{mm}$). Portanto, os resultados de ΔK encontrados no Propag_Lameff foram multiplicados pela $\sqrt{1000}$ para ficarem compatíveis com os resultados apresentados no Nasgro.

Figura 99: Tela de entrada do Nasgro com as definições geométricas e tipo de corpo de prova C(T)



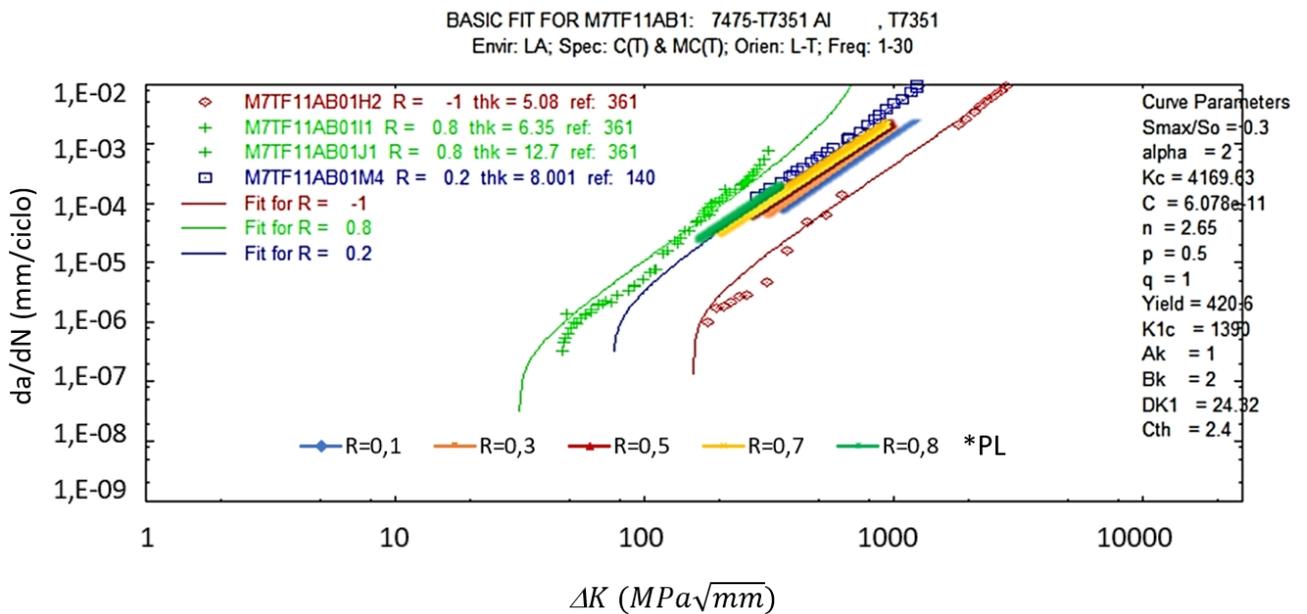
Fonte: Nasgro 4.0.

Figura 100: Tela do Nasgro com as propriedades da liga de alumínio 7475 T7351 e parâmetros da equação de crescimento da trinca



Fonte: Nasgro 4.0.

Figura 101: Comparação entre resultados de Simulação Nasgro x Propag_Lameff -Grupo I

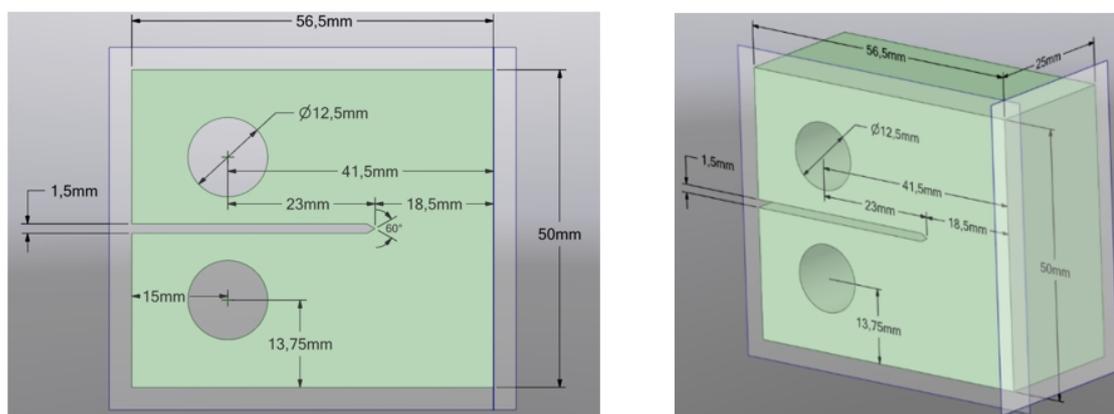


Fonte: elaborada pelo autor.

4.1.2 Grupo II de simulações – Lig a 7475 T7351 - R crescente – TL - EPD

Grupo II: As simulações tiveram como base os ensaios do tipo da/dN x ΔK conforme ASTM-E647 (1993) com R crescente para obtenção dos estágios II e III da curva de propagação de trinca. Nos ensaios foram utilizados os valores de R crescente iguais a 0,1 / 0,5 / 0,7 / 0,8. A Figura 102 mostra as dimensões dos corpos de prova utilizados, denominado CP2.

Figura 102: Definições geométricas CP2



Fonte: elaborada pelo 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 19. Os ensaios e simulações foram realizados na orientação T-L com predominância de estado plano de deformação (EPD). Nas simulações a equação de Walker modificada ($\gamma_R=0,5$) descreve bem a região II ou região de Paris da curva.

Tabela 19: Parâmetros de simulações do GRUPO II

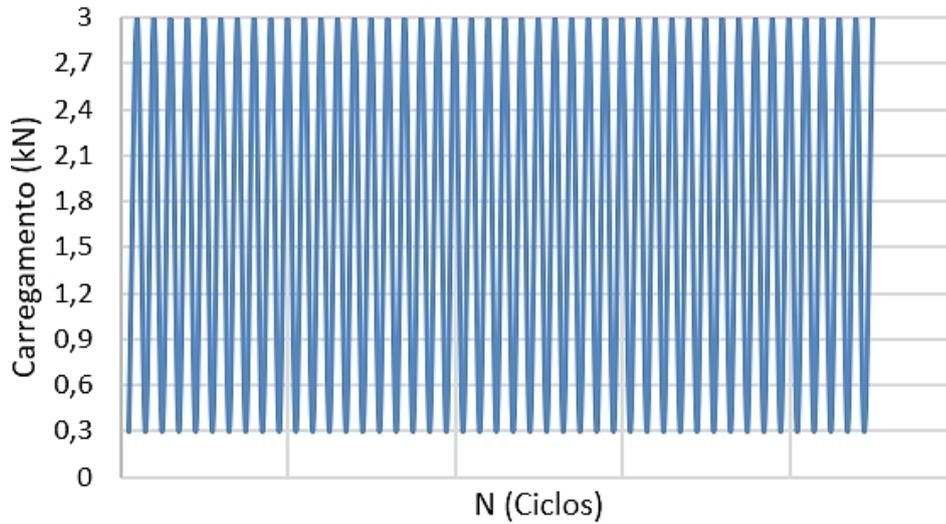
MATERIAL	DIM.	(mm)	FORMA ORIGINAL	Carregamento	Razão de Carga		Constantes da Eq. Paris			ΔK_c MPa.m ^{1/2}	TIPO DE CP	CONDIÇÃO	DIREÇÃO	
					R		C	m						
Liga Al 7475- T7351	B	25	BLOCO	Amplitude constante	R	0,1	5,10E-08	m	3,470	ΔK_c	29,90	C(T)	EPD	TL
	W	41,5				0,5	2,14E-08		4,330		14,50			
	a	23,00				0,7	1,02E-08		5,008		9,10			
	8 Hz < f < 30 Hz					0,8	2,56E-09		6,343		6,00			

Fonte: elaborada pelo autor.

Para este grupo II de simulações, as Figuras 103 a 118 apresentam, na sequência, os resultados das simulações das curvas de carregamentos aplicados,

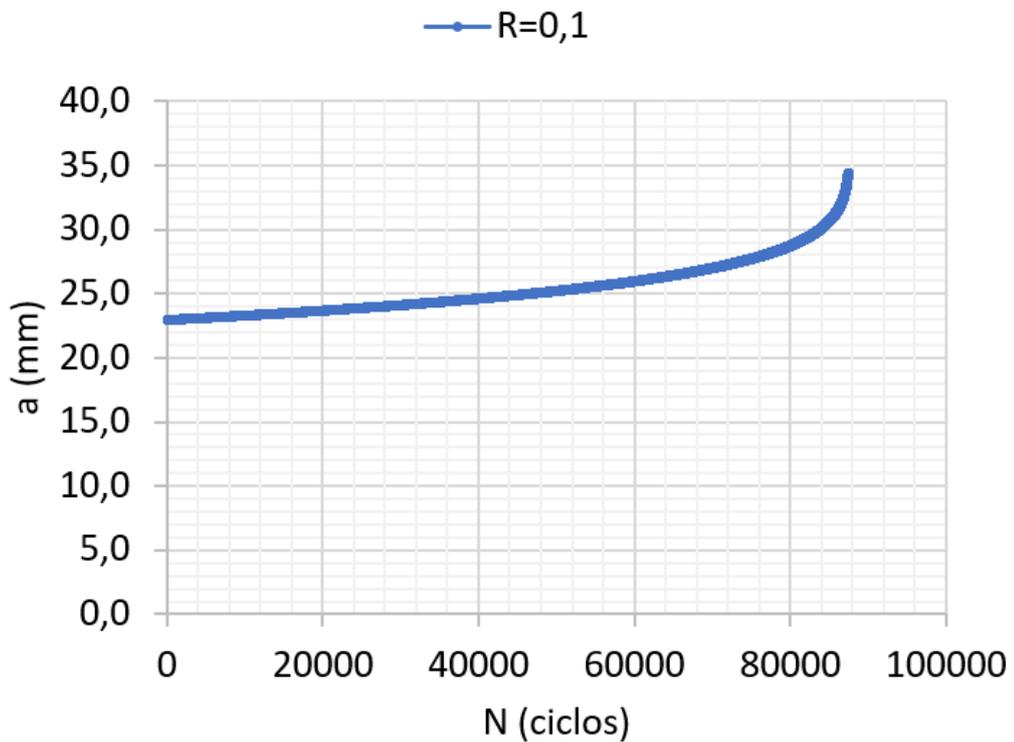
crescimento da trinca ($a \times N$), simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$) e, por último, a curva experimental ($da/dN \times \Delta K$).

Figura 103: Carregamentos aplicados na simulação, Liga Al 7475 T7351, (R=0,1 – Grupo II)



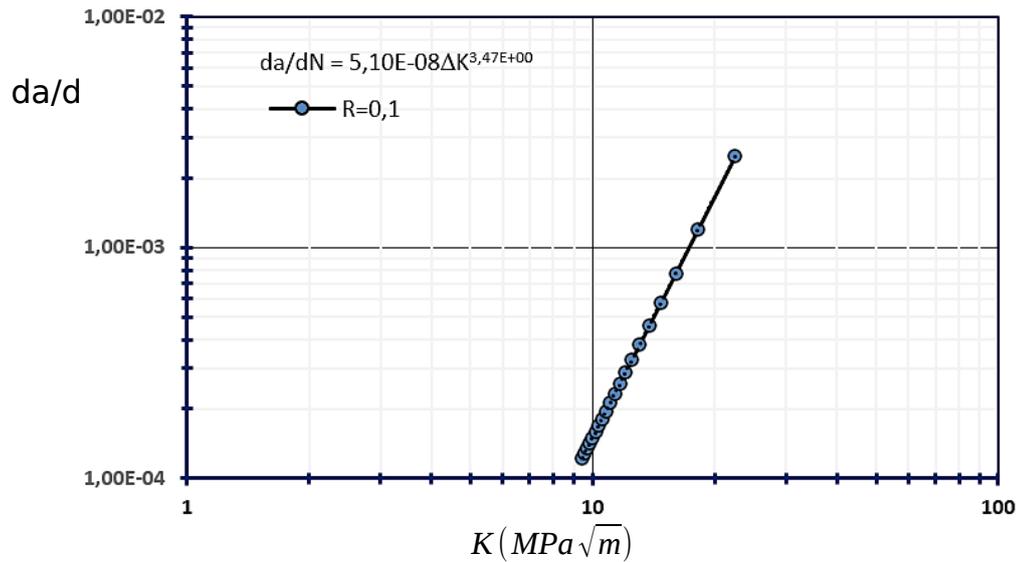
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 104: Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,1 – TL – Grupo II)



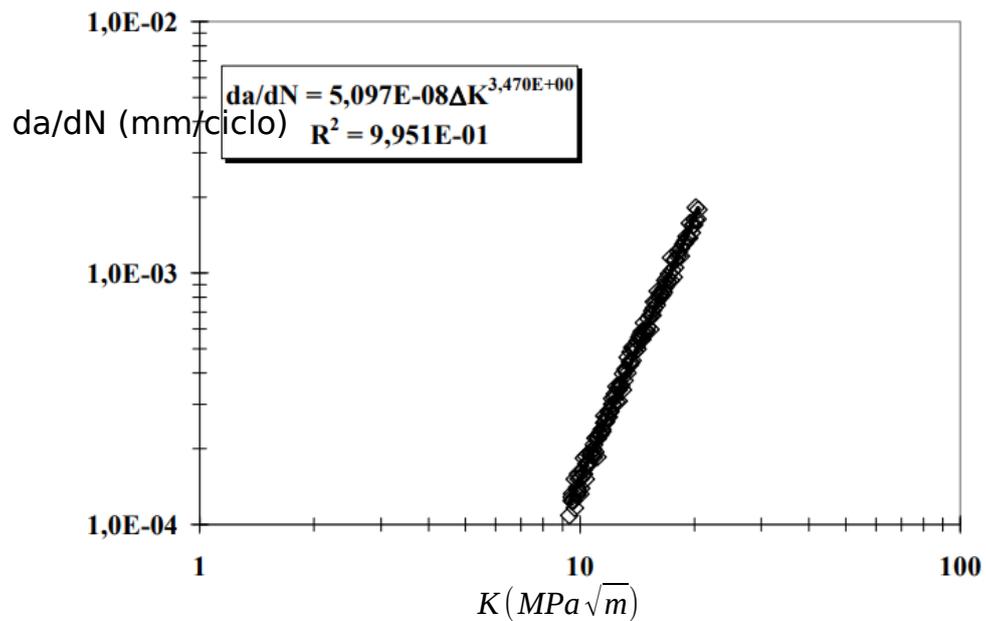
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 105: Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,1 – TL – Grupo II)



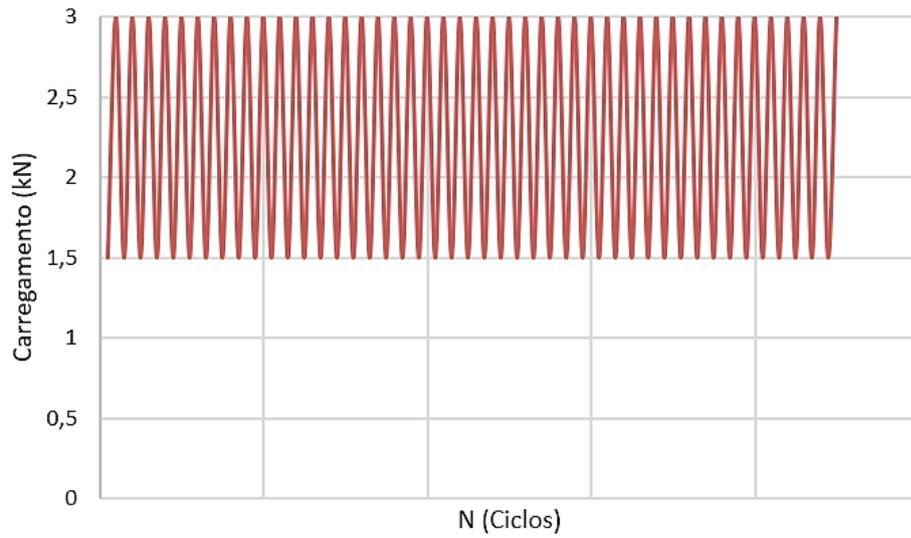
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 106: Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga AL 7475 T7351, (R=0,1 – TL – Grupo II)

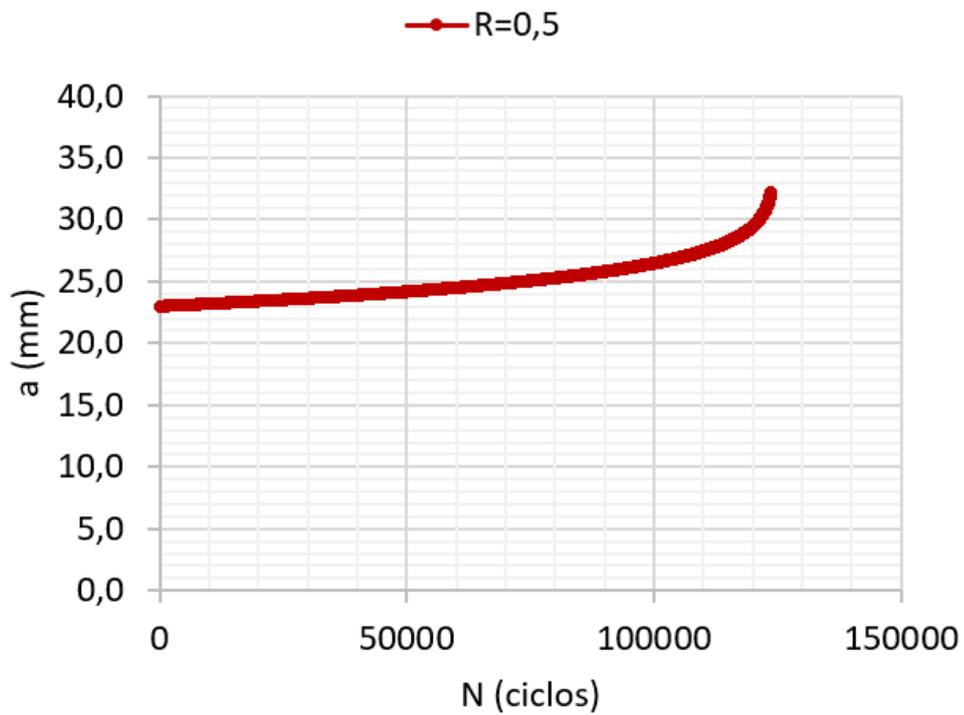


Fonte: Rüchert, (2007).

Figura 107: Carregamentos aplicados na simulação, Liga Al 7475 T7351, (R=0,5 – Grupo II)

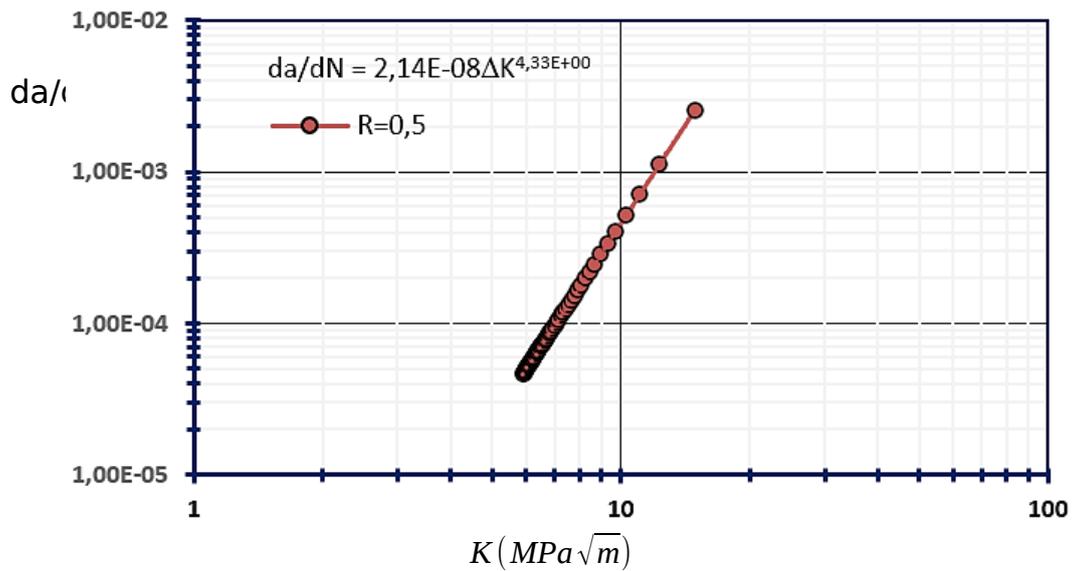


Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 108: Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,5 – TL – Grupo II)

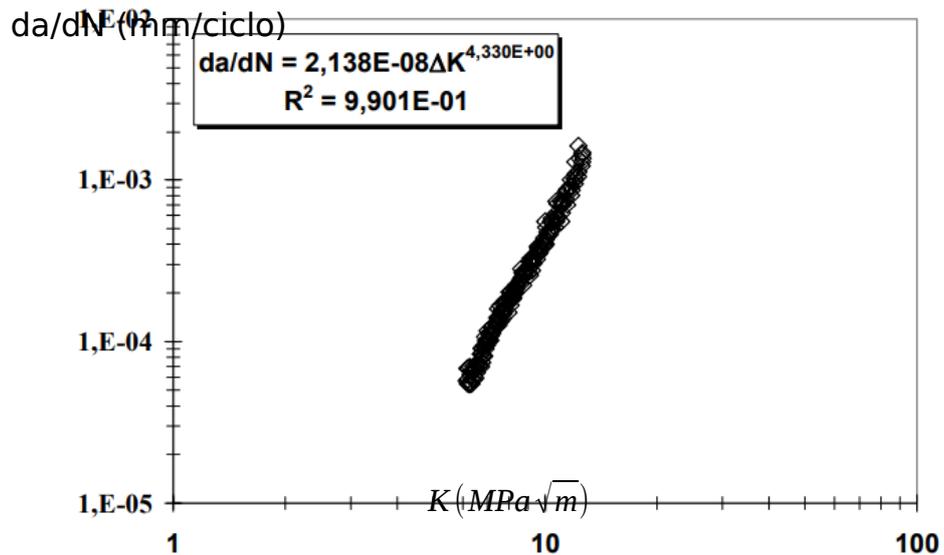
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 109: Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,5 – TL – Grupo II)



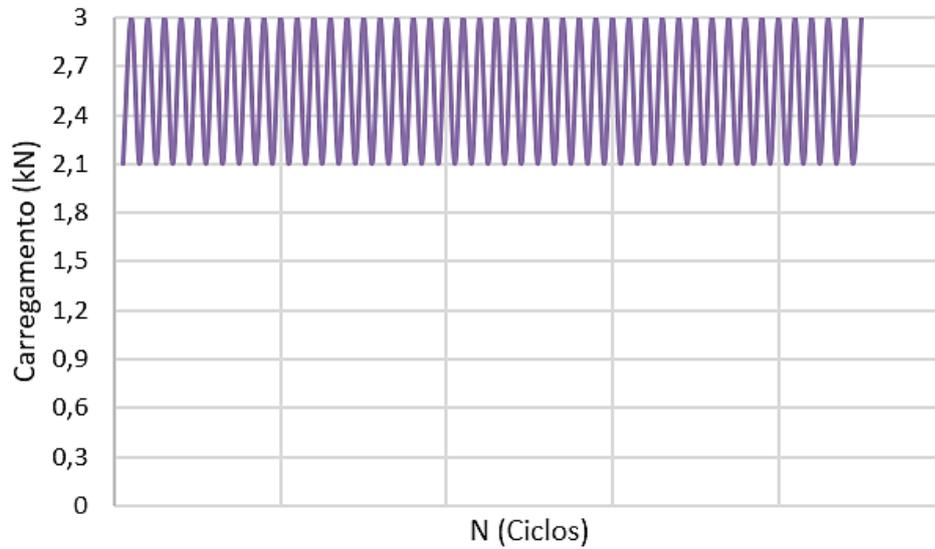
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 110: Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga AL 7475 T7351, (R=0,5 – TL – Grupo II)

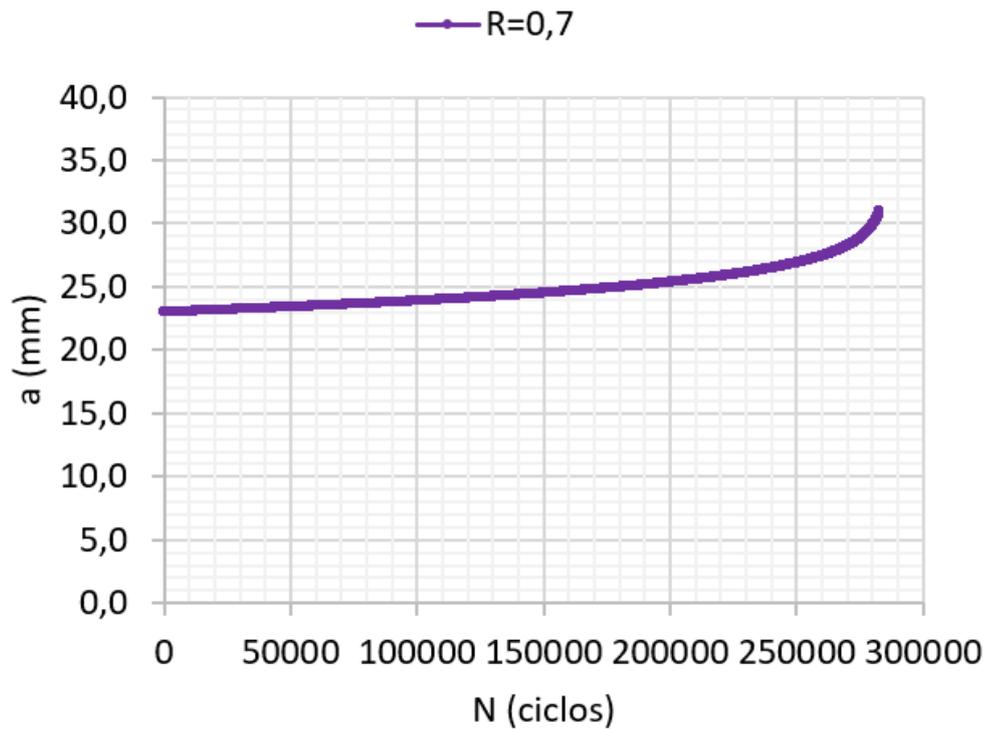


Fonte: Rüdert, (2007).

Figura 111: Carregamentos aplicados na simulação, Liga Al 7475 T7351, (R=0,7 – Grupo II)

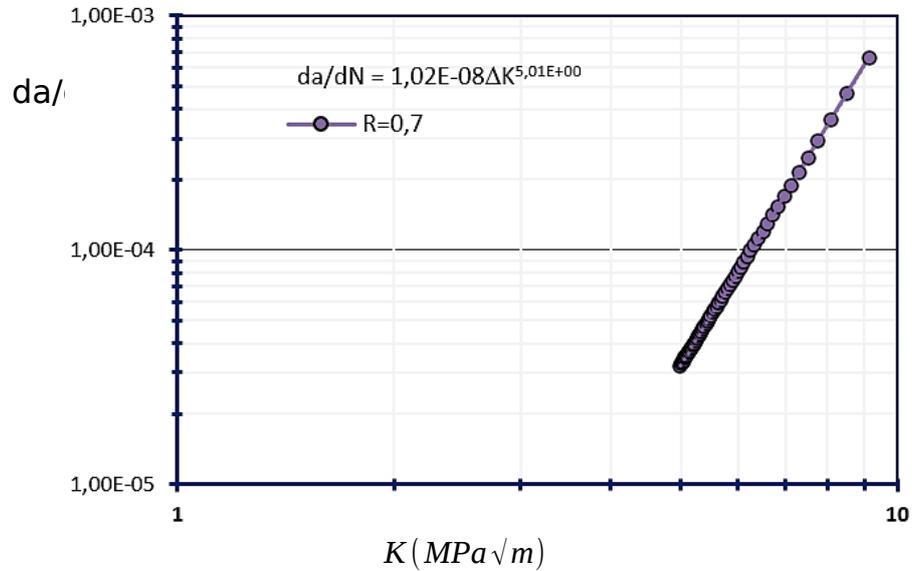


Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 112: Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,7 – TL – Grupo II)

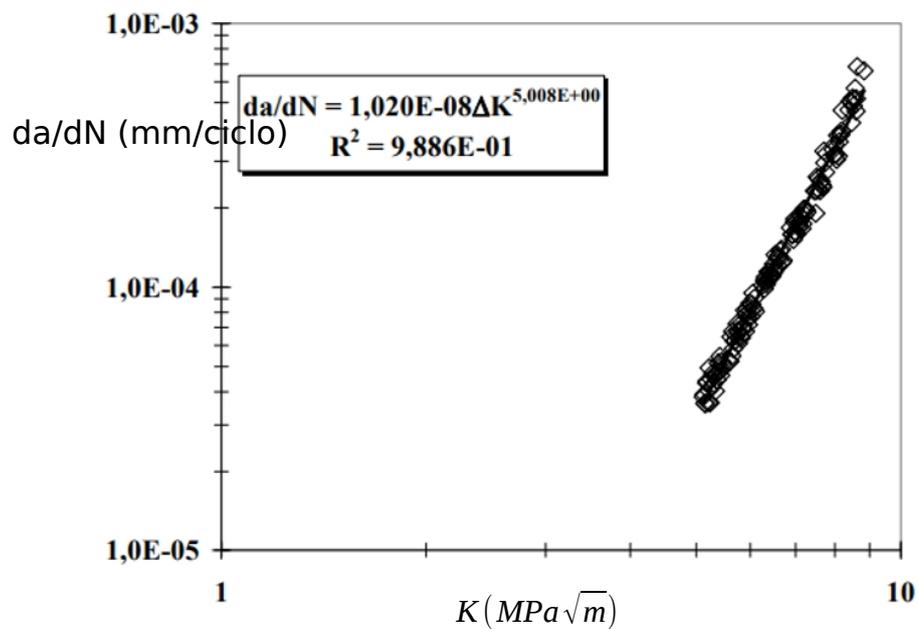
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 113: Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, ($R=0,7$ – TL – Grupo II)



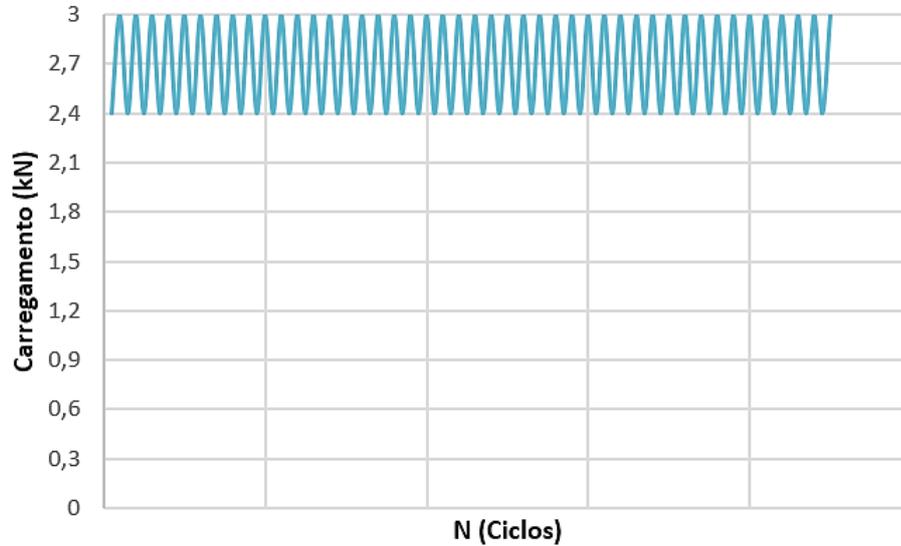
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 114: Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga AL 7475 T7351, ($R=0,7$ – TL – Grupo II)



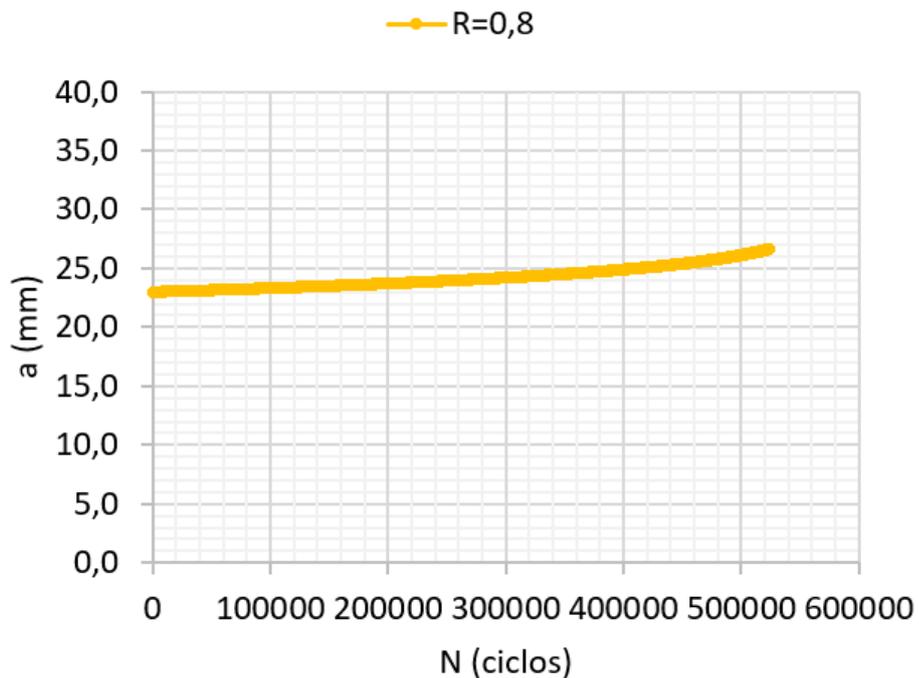
Fonte: Röchert, (2007).

Figura 115: Carregamentos aplicados na simulação, Liga Al 7475 T7351, (R=0,8 – TL – Grupo II)



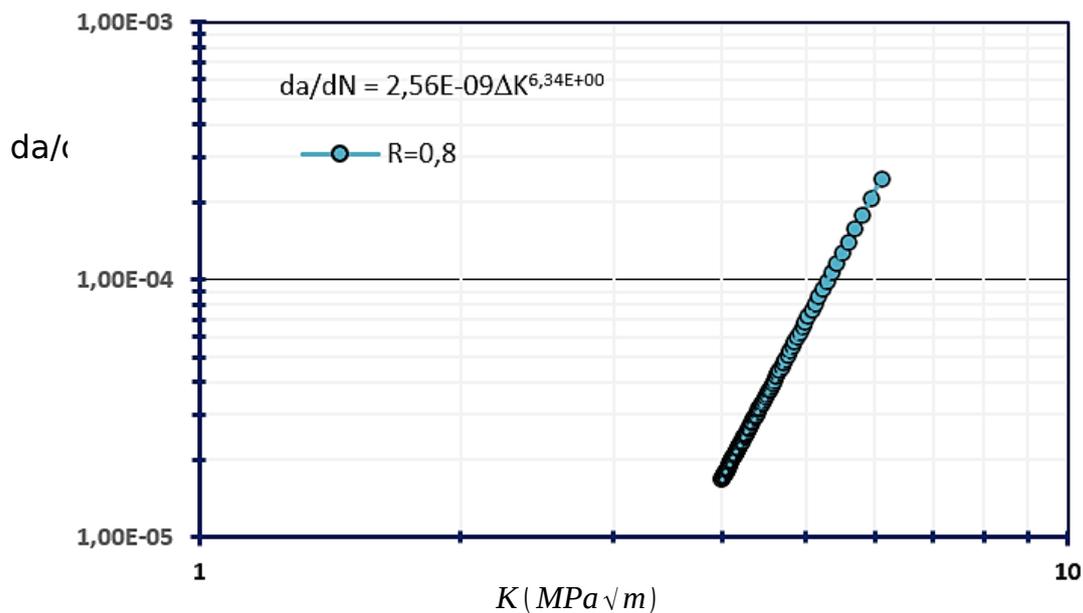
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 116: Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,8 – TL – Grupo II)



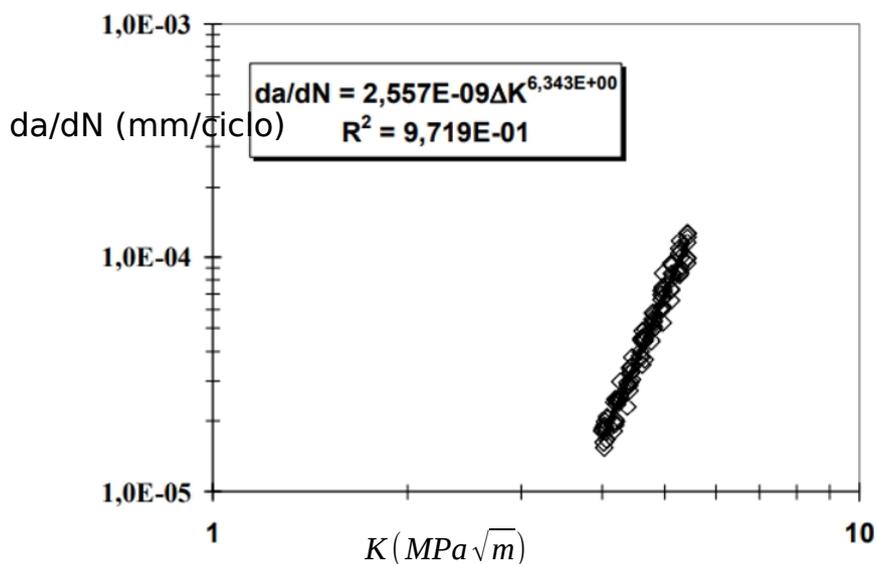
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 117: Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,8 – TL – Grupo II)



Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 118: Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga AL 7475 T7351, (R=0,8 – TL – Grupo II)



Fonte: Rüdert, (2007).

As Figuras 119 a 122 apresentam, respectivamente, para os valores crescentes de R do Grupo II, a sobreposição de curvas experimentais ($da/dN \times \Delta K$); a sobreposição de curvas de simulação numérica ($da/dN \times \Delta K$); a sobreposição das

curvas de simulação numérica com as curvas experimentais; e as curvas sobrepostas de simulação do crescimento da trinca vs. o número de ciclos.

Figura 119: Curvas experimentais 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 – TL – Grupo II) – Região de Paris

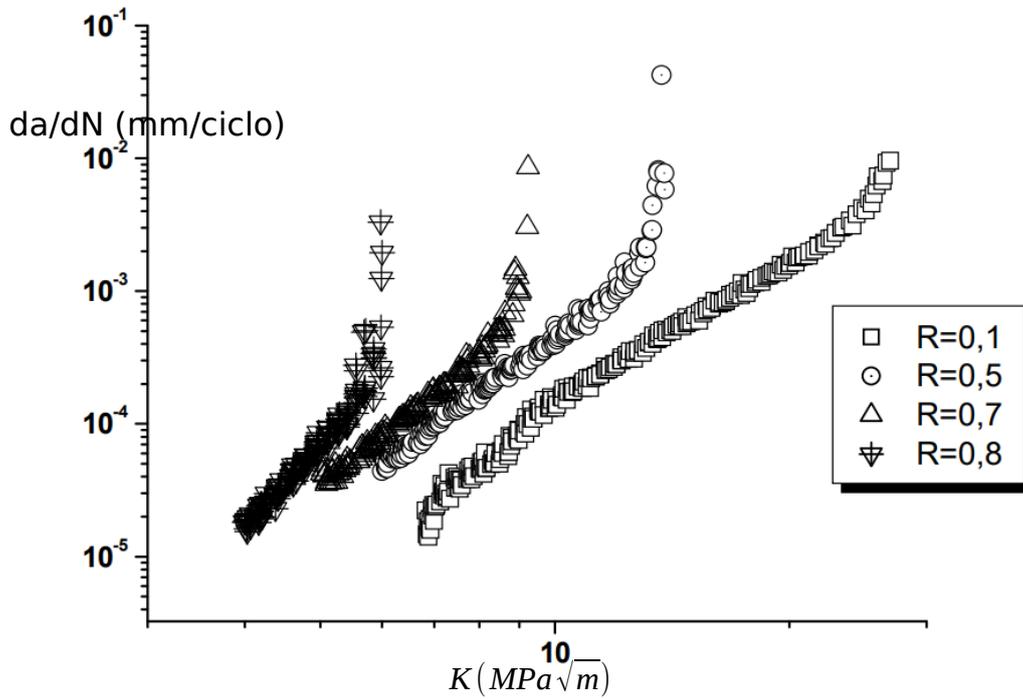
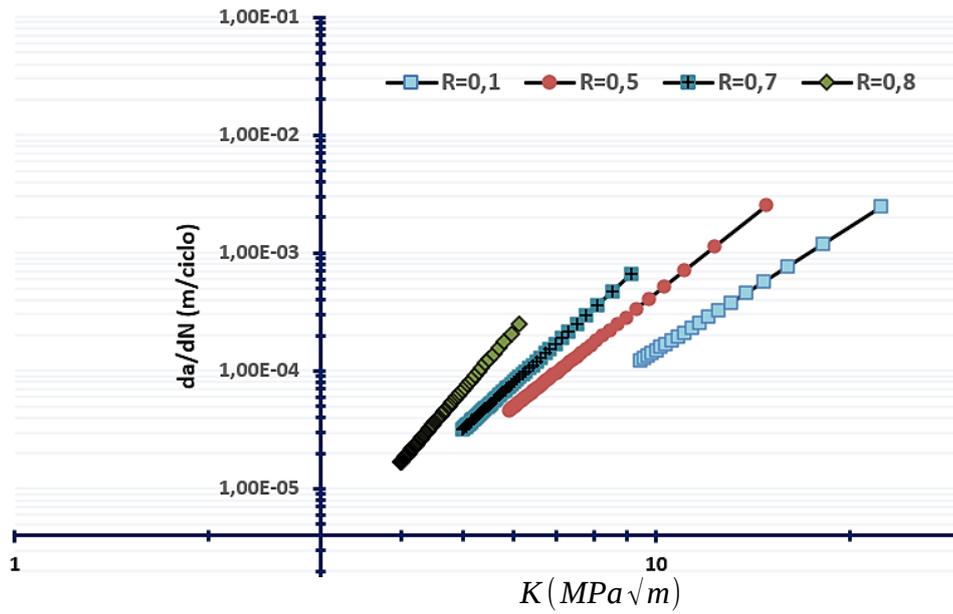
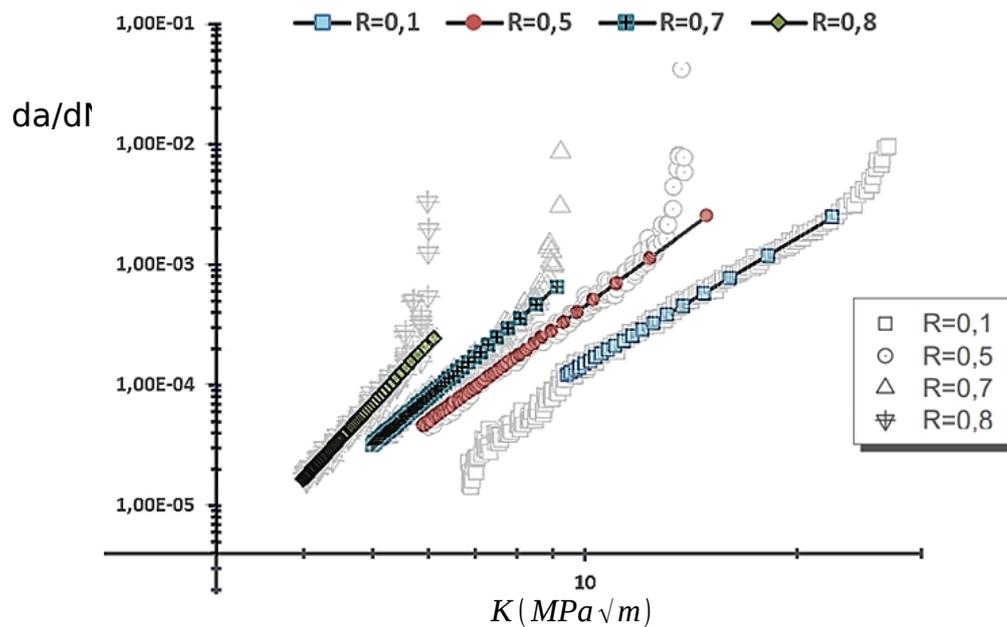


Figura 120: Curvas de simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga 7475 T7351, (R crescente – TL – Grupo II)



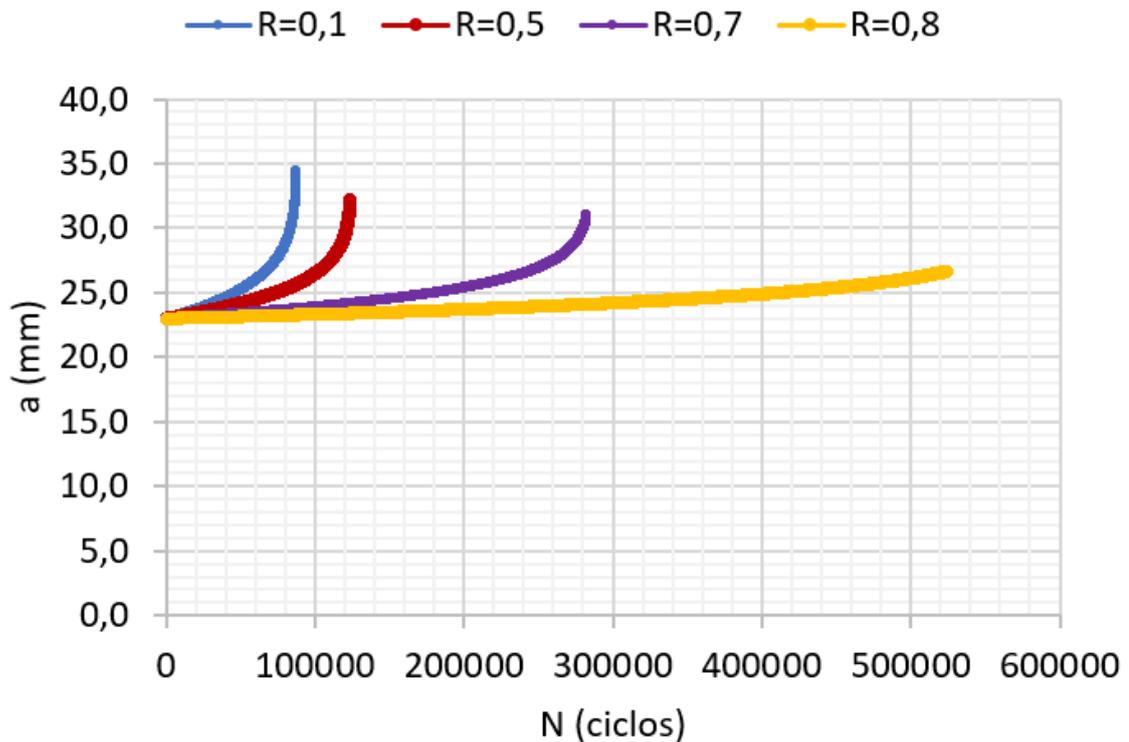
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 121: 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 – TL – Grupo II) – Região de Paris



Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 122: Curvas de simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga 7475 T7351, (R crescente – TL – Grupo II)



Fonte: elaborada pelo autor.

Comparando os resultados das simulações realizadas com os resultados experimentais, constatou-se que o código computacional Propag_Lameff representou fielmente o comportamento do crescimento das trinças para o Grupo II. O efeito da razão de carga R foi evidenciado, da mesma forma que no Grupo I. Quando ocorre o aumento da razão de carregamento, R , há uma aceleração do valor da taxa de propagação da trinca, para um mesmo valor de ΔK .

A Tabela 20 apresenta a comparação dos resultados de vida do Grupo II obtidos no programa Propag_Lameff com a equação de Walker modificada ($\gamma_R = 0,5$) com o cálculo de previsão de vida via integração direta da equação de Paris, considerando $a_0 = 23$ mm e $a = 35$ mm.

$$\int_{N_0}^N dN = \int_{a_0}^a \frac{da}{C(K)^m} = \frac{1}{C(Y\sqrt{\pi})^m} \int_{a_0}^a \frac{da}{a^{m/2}} \quad \text{Eq. (14)}$$

Tabela 20: Comparação de resultados de vida – Walker modificada e Paris – Grupo II

Carregamentos (kN)	Vida (ciclos)	Relação
--------------------	---------------	---------

R	Pmin	Pmax	Propag_Lameff (Walker $\gamma_R =$ 0,5)	Integração por Paris	(Paris/Walker)
0,1	0,3	3,0	87365	304494	3,4x
0,5	1,5	3,0	123686	1590179	12,8x
0,7	2,1	3,0	282776	15344561	54,2x
0,8	2,4	3,0	524287	160433091	306x

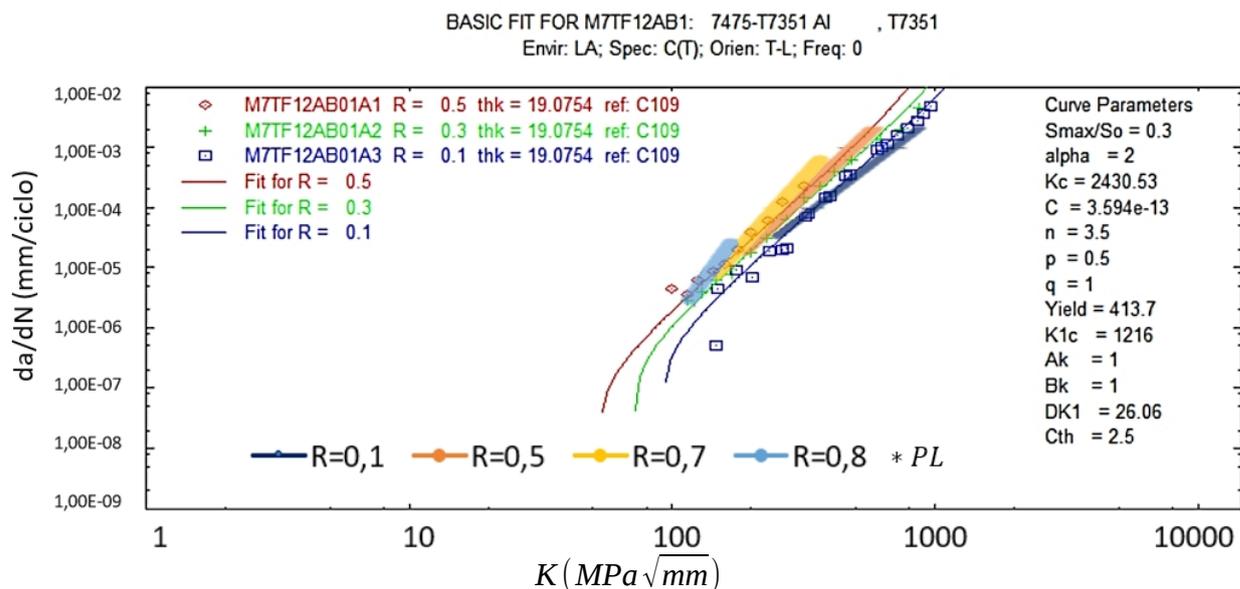
Fonte: elaborada pelo autor.

Assim como no Grupo I, os resultados mostraram que a estimativa de vida por meio da integração da equação de Paris, sem considerar o efeito da razão de carga R, se torna muito conservadora e não indicada para previsão de vida. Esta diferença é mais evidenciada quanto maior é o valor da razão de carga R. Importante ressaltar as diferenças maiores para R=0,7 e R=0,8 do Grupo I quando comparadas com o Grupo II.

Para fins de validação dos resultados obtidos no programa Propag_Lameff com, foi realizada uma comparação da curva $da/dN \times \Delta K$ obtida por meio do programa Nasgro 4.0. A Figura 123 apresenta a comparação das curvas gerada pelos 2 programas, mostrando uma excelente correlação para R=0,1 / 0,5 / 0,7 e 0,8. Os parâmetros da equação Nasgro de crescimento de trinca são:

$$C = 3,594e-13 / n = 3,50 / p = 0,5 / q = 1.$$

Figura 123: Comparação entre resultados de Simulação Nasgro x Propag_Lameff -Grupo II

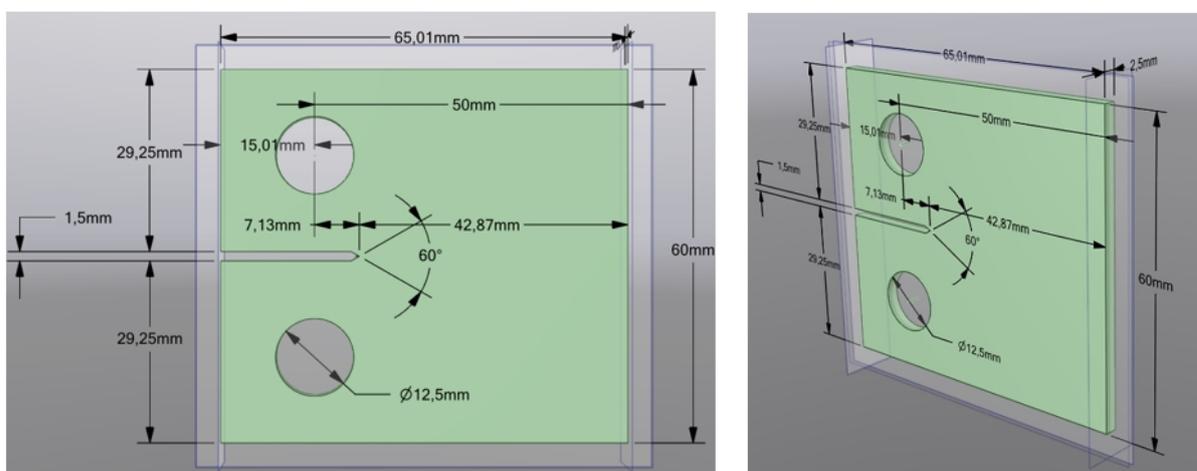


Fonte: elaborada pelo autor.

4.1.3 Grupo III de simulações – Liga 7475 T7351 - R crescente – LT – EPT

Grupo III: As simulações tiveram como base os ensaios do tipo $da/dN \times \Delta K$, conforme ASTM-E647 (1993) com R crescente para obtenção dos estágios II e III da curva de propagação de trinca. Nos ensaios foram utilizados os valores de R crescente iguais a 0,1 / 0,3 / 0,5 / 0,7 / 0,8. A Figura 124 mostra as dimensões dos corpos de prova utilizados, denominado CP3.

Figura 124: Definições geométricas CP3



Fonte: elaborada pelo 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 21. Os ensaios e simulações foram realizados na orientação L-T com predominância de estado plano de tensão (EPT).

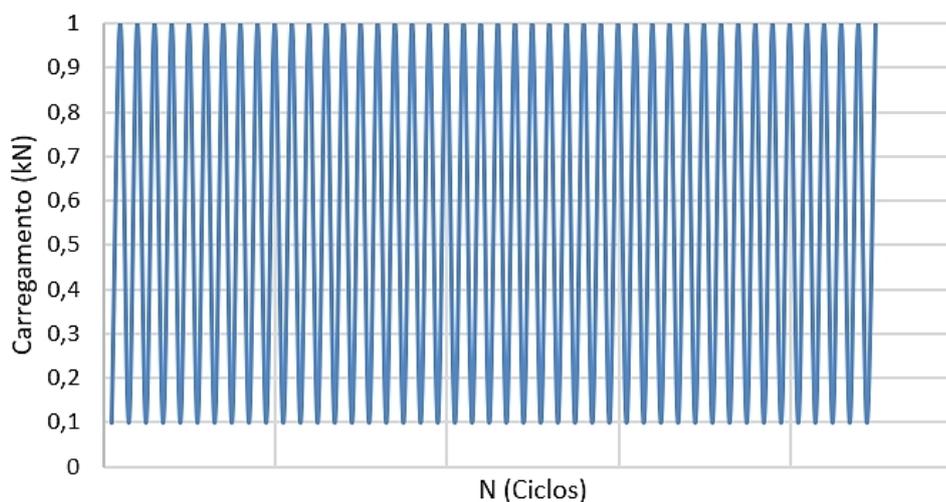
Tabela 21: Parâmetros de simulações do GRUPO III

MATERIAL	DIM.	(mm)	FORMA ORIGINAL	Carregamento	Razão de Carga		Constantes da Eq. Paris			ΔK_c MPa.m ^{1/2}	TIPO DE CP	CONDIÇÃO	DIREÇÃO
					R	C	m						
Liga Al 7475- T7351	B	2,5	CHAPA	Amplitude constante	R	0,1	9,23E-08	m	3,261	28,6	C(T)	EPT	LT
	W	50				0,3	1,33E-07		2,985	26,5			
	a	7,1				0,5	5,76E-07		2,542	19,6			
	a/W	0,14				0,7	1,55E-07		3,380	11,5			
	8 Hz < f < 30 Hz	0,8				1,37E-07	3,766		8,7				

Fonte: elaborada pelo autor.

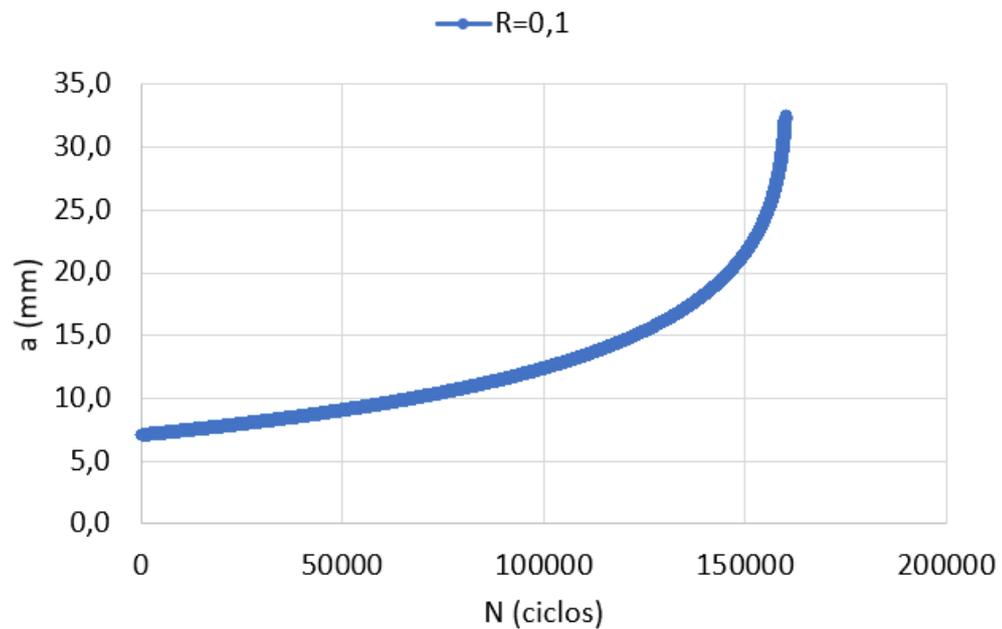
Para este grupo III de simulações, as Figuras 125 a 144 apresentam, na sequência, os resultados das simulações das curvas de carregamentos aplicados, crescimento da trinca ($a \times N$), simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$) e, por último, a curva experimental ($da/dN \times \Delta K$). Nas simulações a equação de Walker modificada ($\gamma_R=0,5$) descreve bem a região II ou região de Paris da curva.

Figura 125: Carregamentos aplicados na simulação, Liga Al 7475 T7351, (R=0,1 – LT – Grupo III)



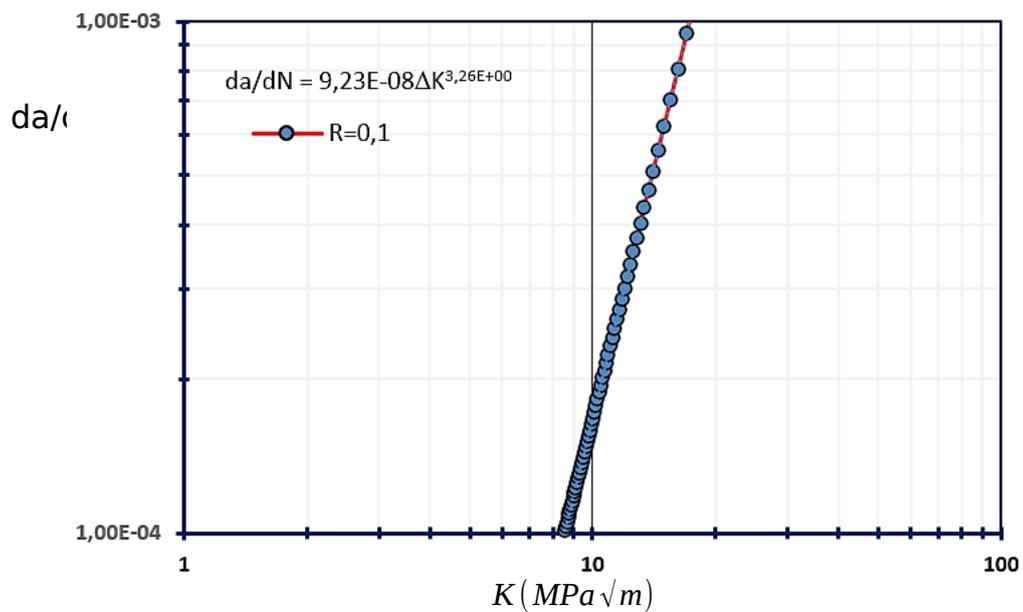
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 126: Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, ($R=0,1$ – LT – Grupo III)



Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 127: Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, ($R=0,1$ – LT – Grupo III)



Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 128: Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga AL 7475 T7351, (R=0,1 – LT – Grupo III)

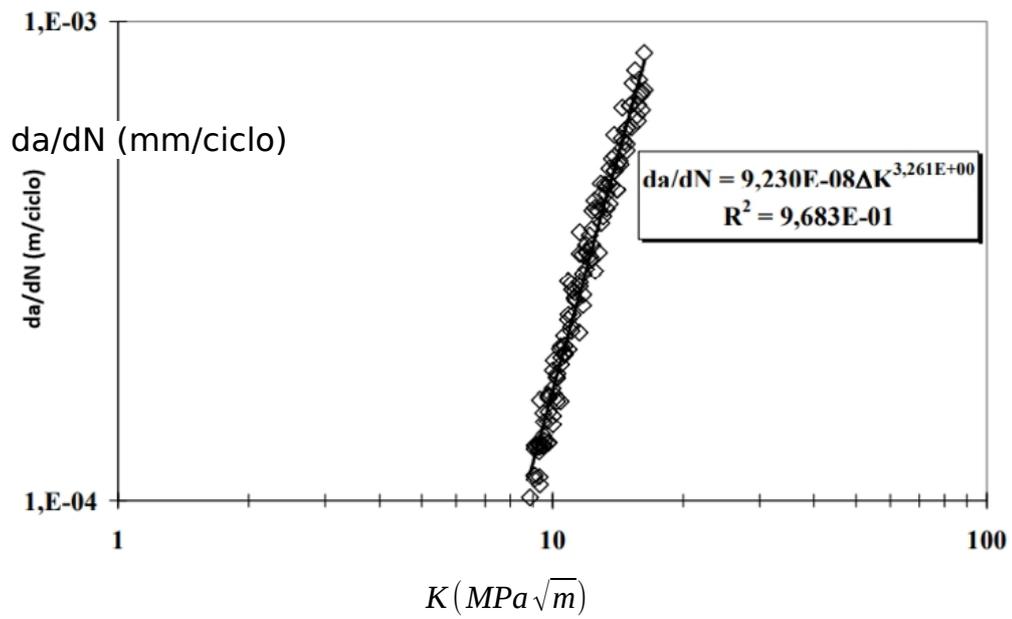


Figura 129: Carregamentos aplicados na simulação, Liga Al 7475 T7351, (R=0,3 – LT – Grupo III)

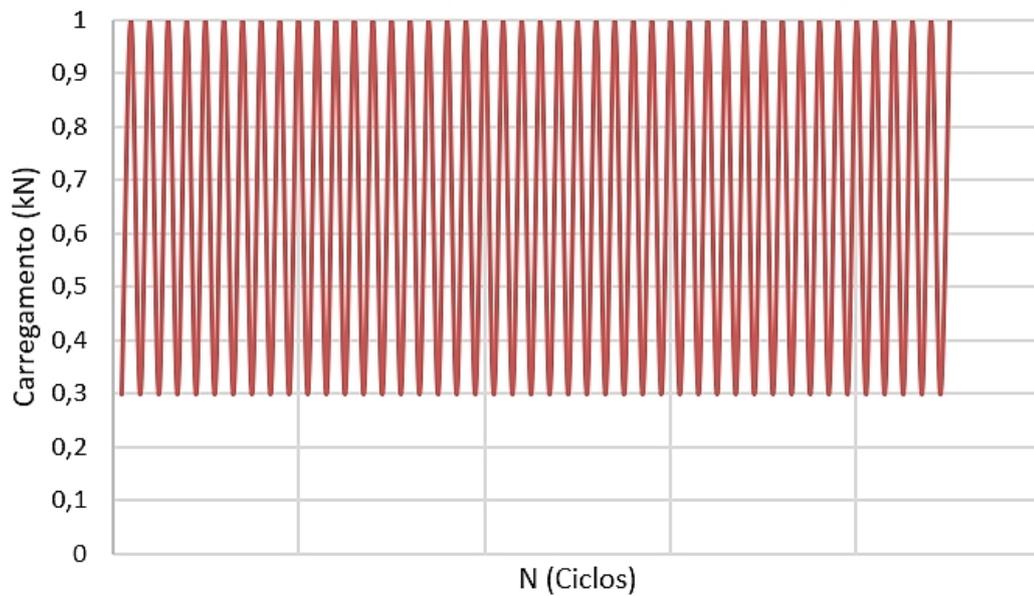
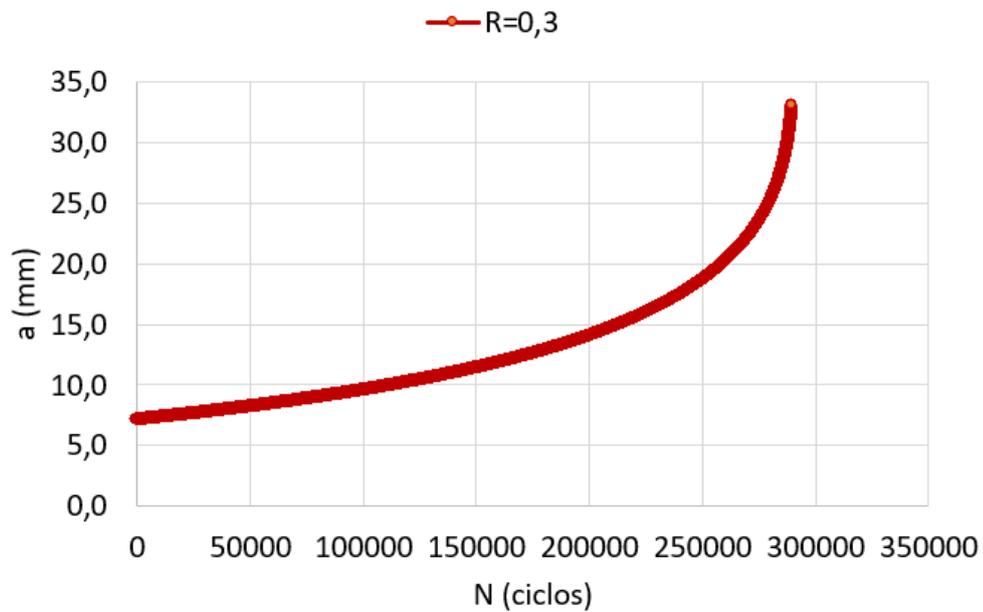
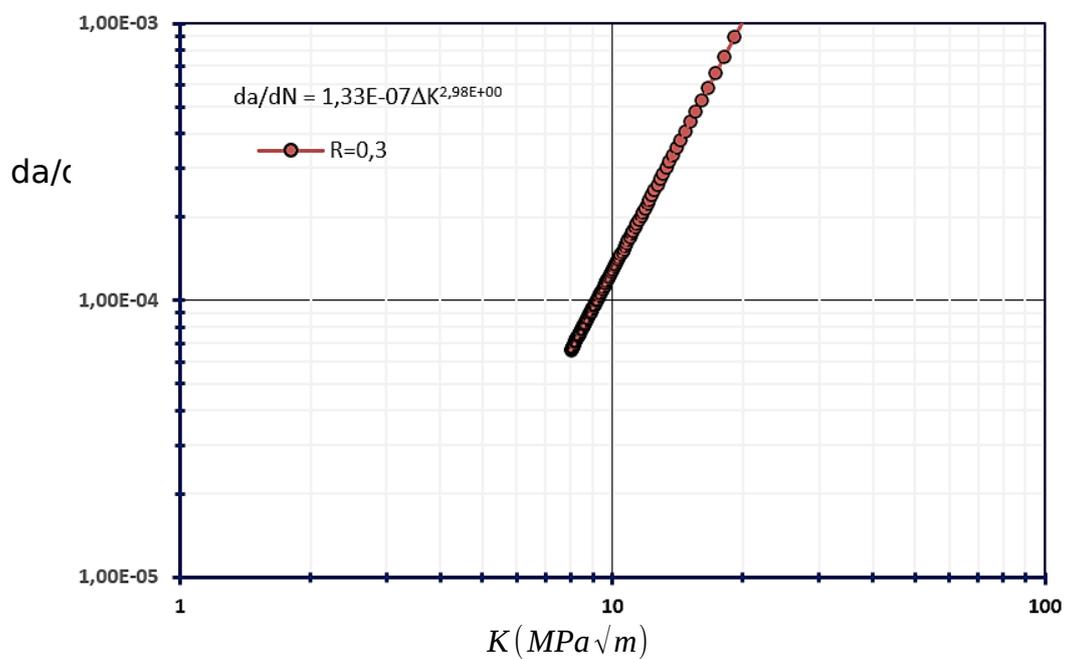


Figura 130: Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, ($R=0,3$ – LT – Grupo III)



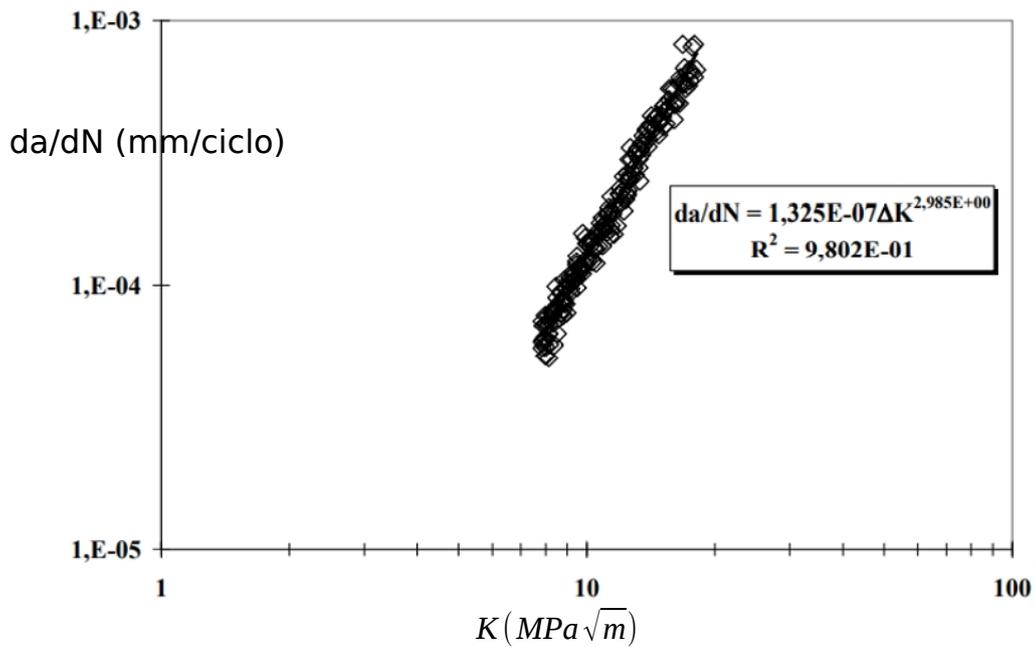
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 131: Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, ($R=0,3$ – LT – Grupo III)



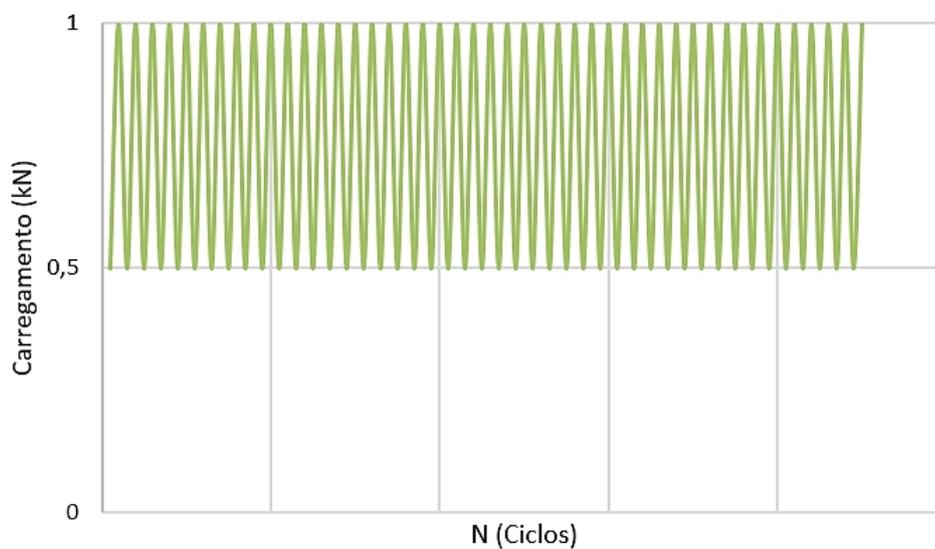
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 132: Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga AL 7475 T7351, ($R=0,3$ – LT – Grupo III)



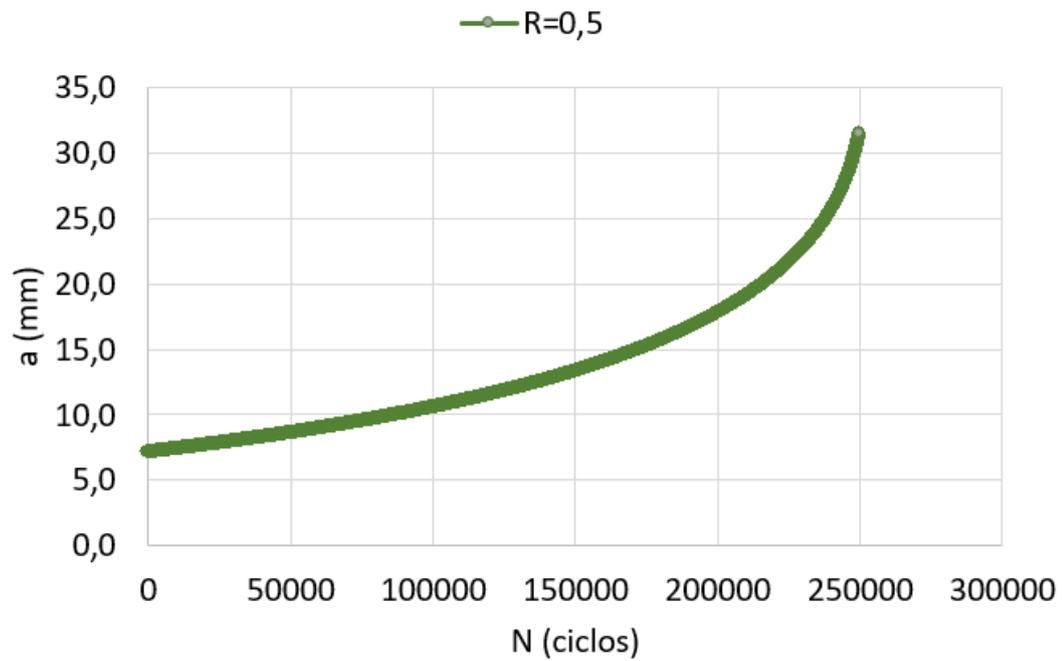
Fonte: Röchert, (2007).

Figura 133: Simulação dos carregamentos aplicados, Liga Al 7475 T7351, ($R=0,5$ – LT – Grupo III)



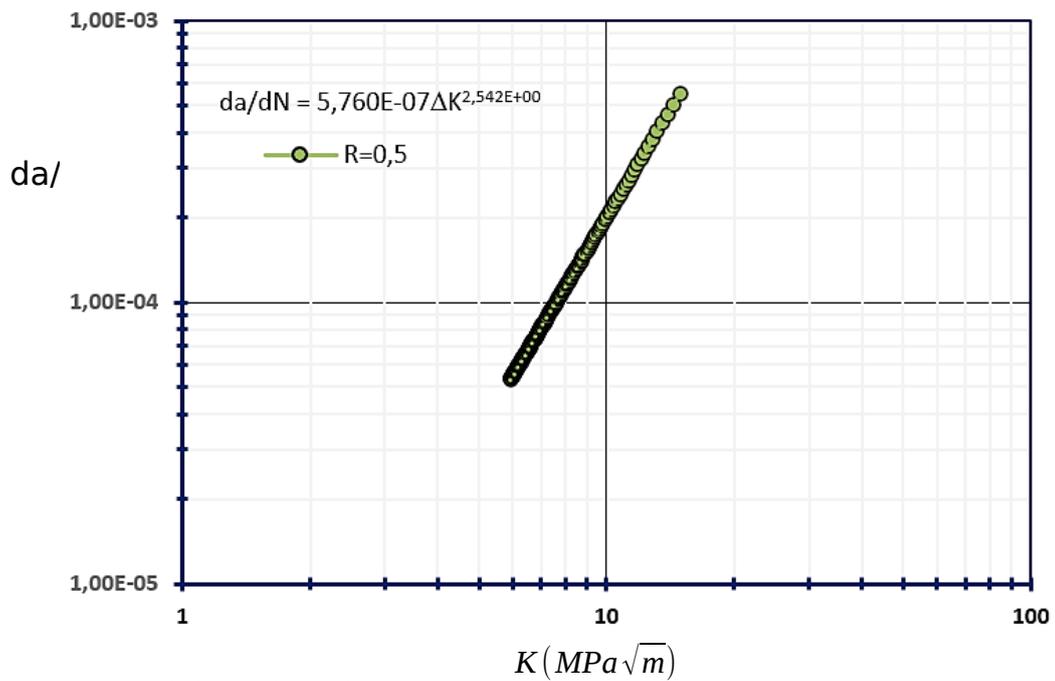
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 134: Simulação de crescimento da trinca (a x N), Liga Al 7475 T7351, (R=0,5 – LT – Grupo III)



Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 135: Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, (R=0,5 – LT – Grupo III)



Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 136: Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga AL 7475 T7351, (R=0,5 – LT – Grupo III)

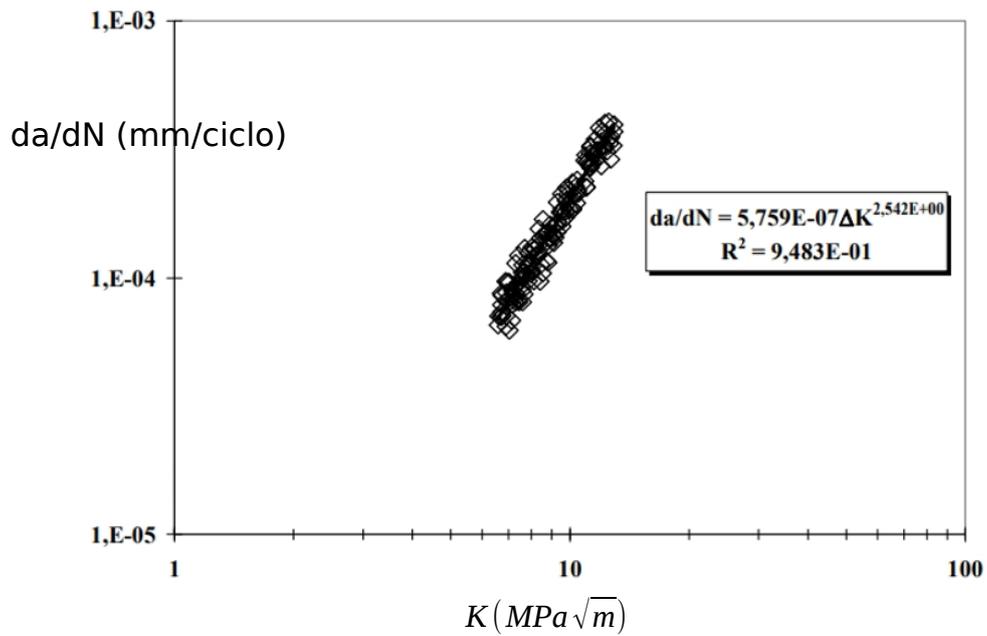


Figura 137: Carregamentos aplicados na simulação, Liga Al 7475 T7351, (R=0,7 – LT – Grupo III)

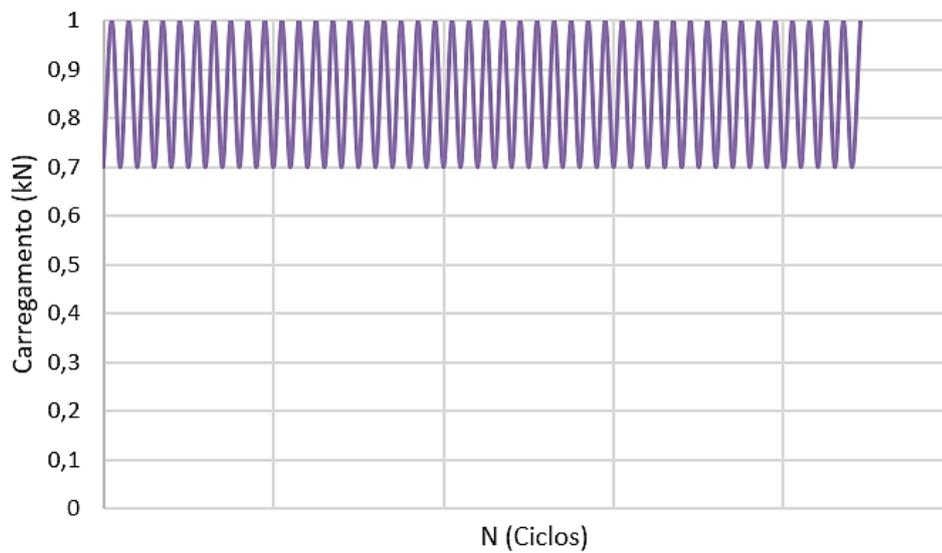
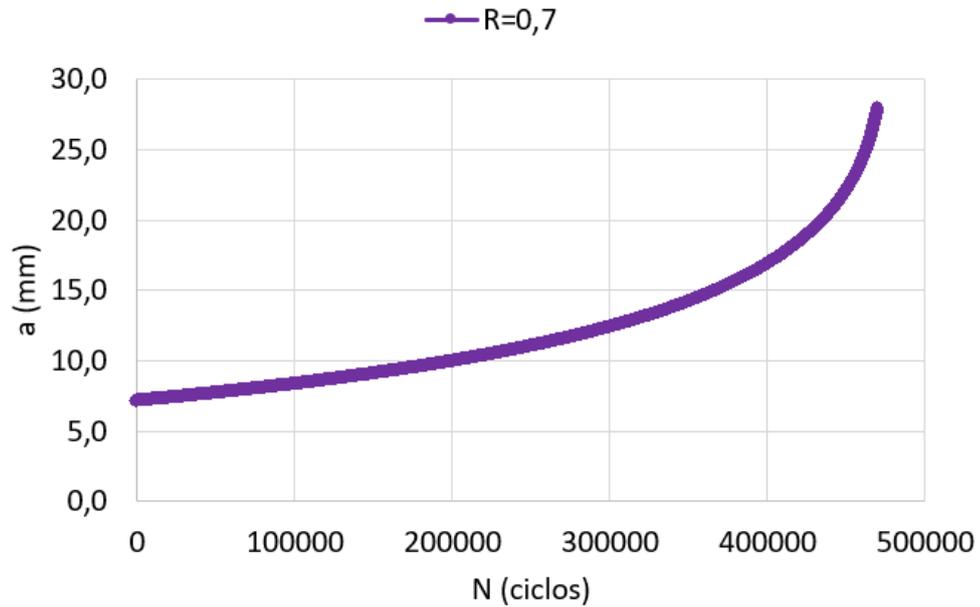
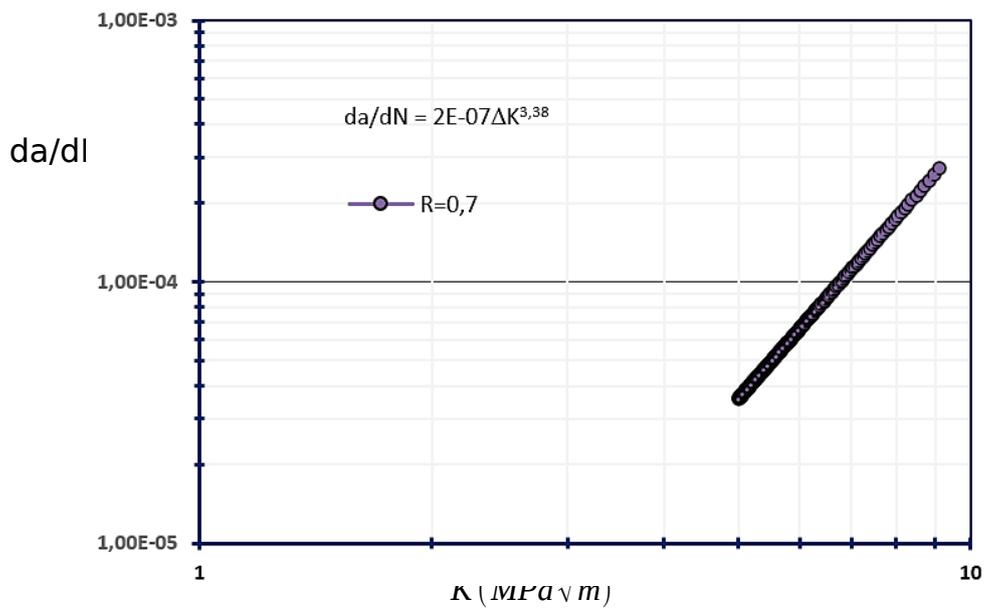


Figura 138: Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, ($R=0,7$ – LT – Grupo III)



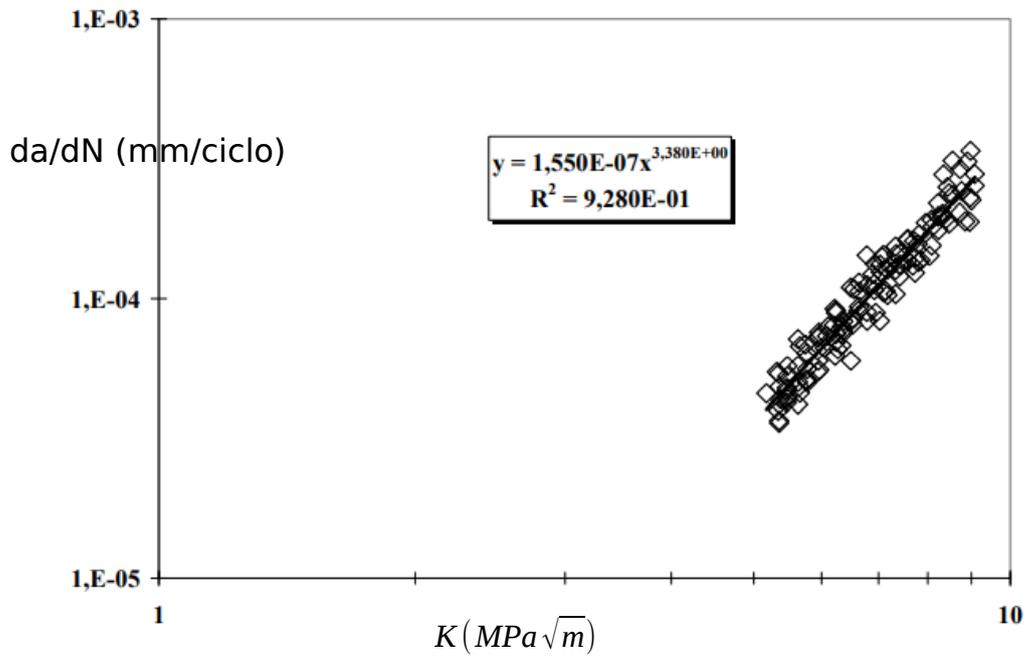
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 139: Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, ($R=0,7$ – LT – Grupo III)



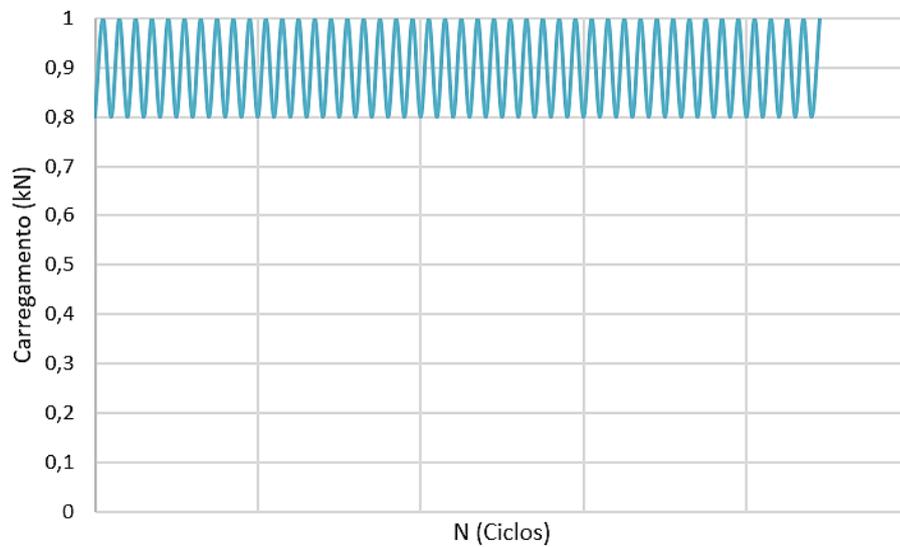
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 140: Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga AL 7475 T7351, (R=0,7 – LT – Grupo III)



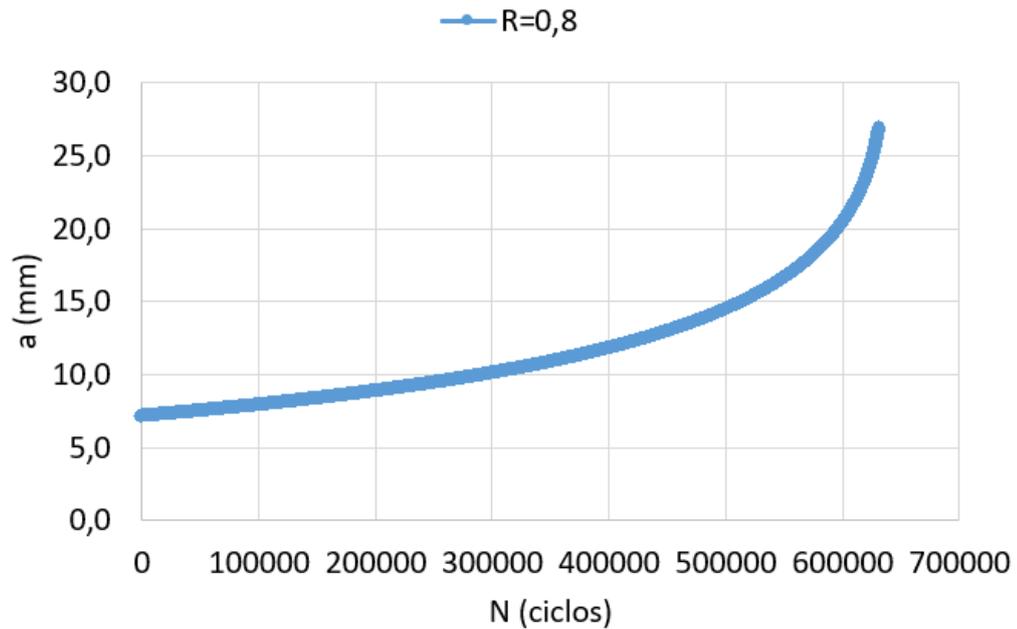
Fonte: RÜCHERT, (2007).

Figura 141: Carregamentos aplicados na simulação, Liga Al 7475 T7351, (R=0,8 – LT – Grupo III)



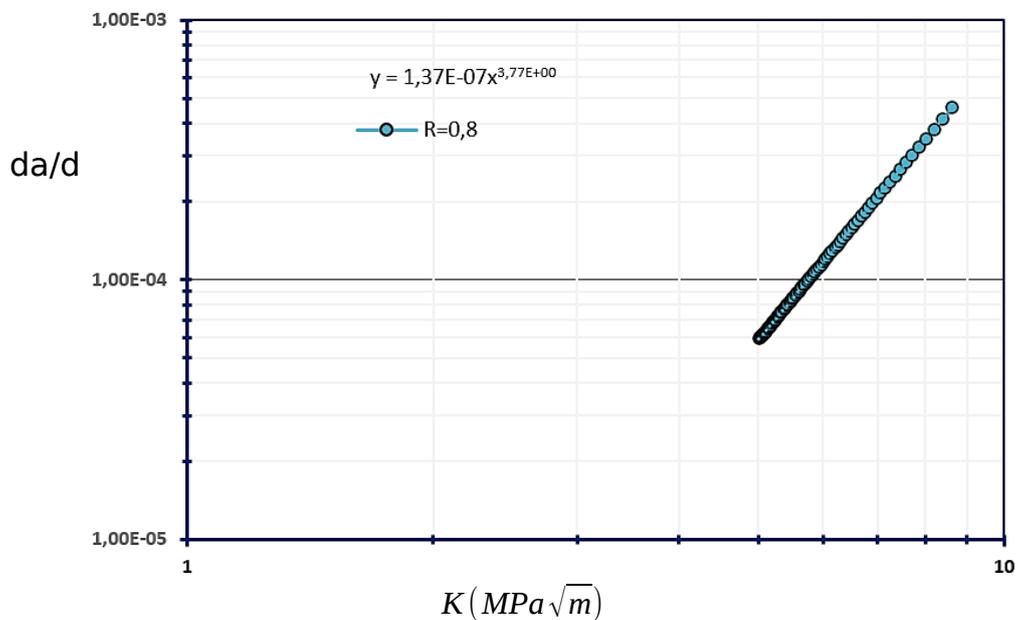
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 142: Simulação de crescimento da trinca ($a \times N$), Liga Al 7475 T7351, ($R=0,8$ – LT – Grupo III)



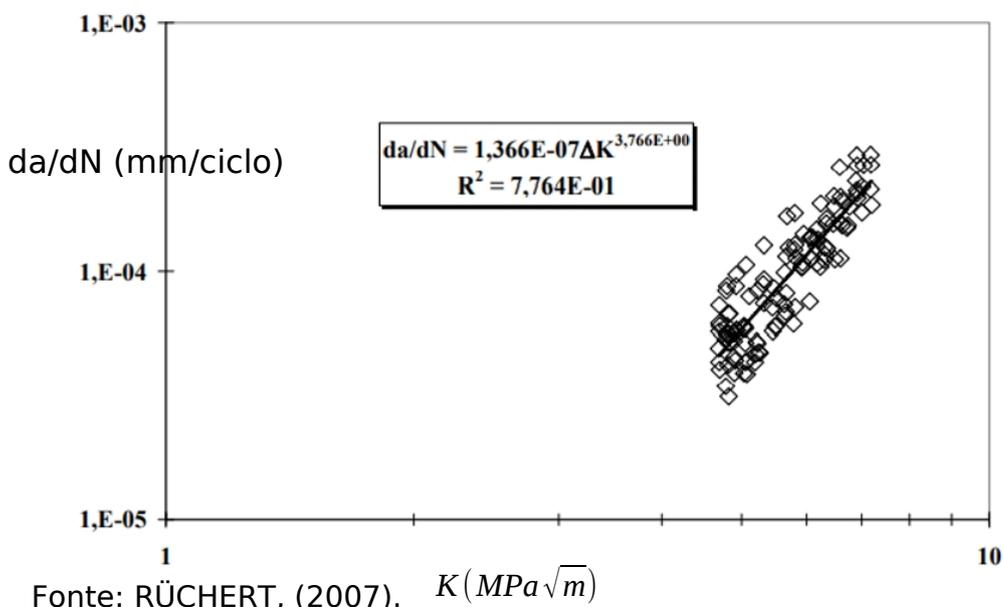
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 143: Simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 7475 T7351, ($R=0,8$ – LT – Grupo III)



Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 144: Resultados experimentais da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga AL 7475 T7351, ($R=0,8$ – LT – Grupo III)



As Figuras 145 a 148 apresentam, respectivamente, para os valores crescentes de R do Grupo III, a sobreposição de curvas experimentais ($da/dN \times \Delta K$); a sobreposição de curvas de simulação numérica ($da/dN \times \Delta K$); a sobreposição das curvas de simulação numérica com as curvas experimentais; e as curvas sobrepostas de simulação do crescimento da trinca vs. o número de ciclos.

Figura 145: Curvas experimentais 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 III) – Região de Paris

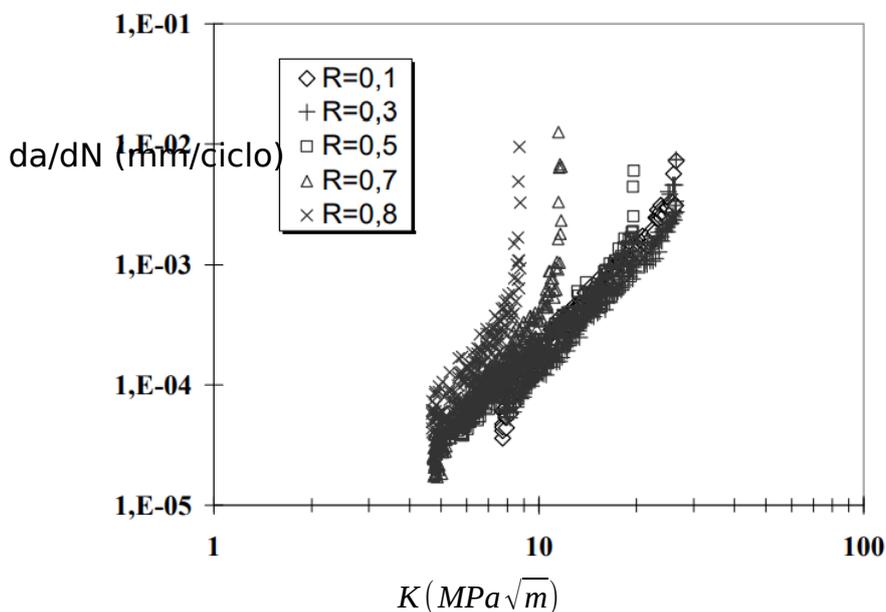


Figura 146: Curvas de simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga 7475 T7351, (R crescente – LT – Grupo III)

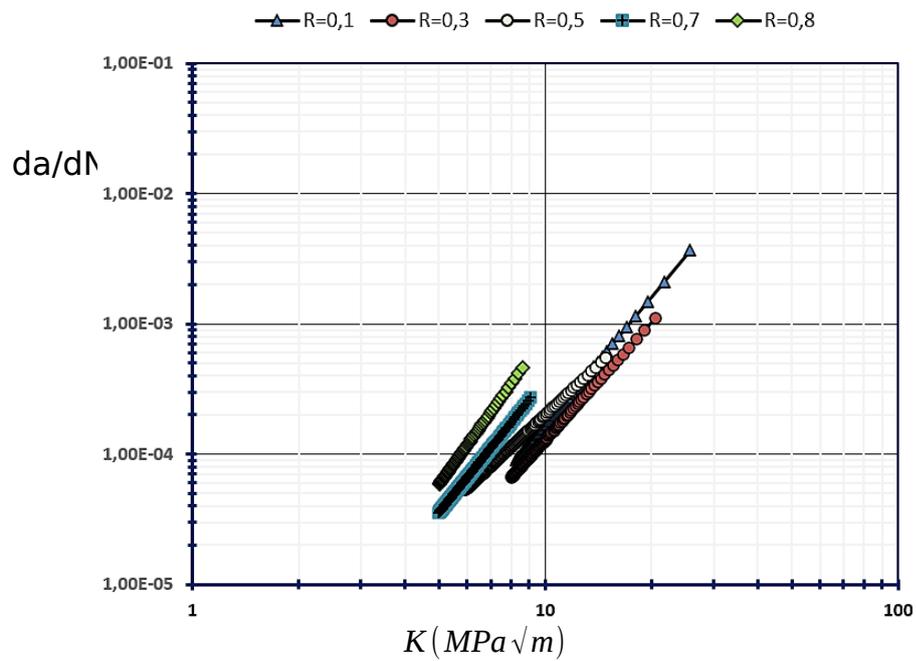


Figura 147: Curvas experimentais e de simulação das taxas de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga 7475 T7351, (R crescente – LT – Grupo III) – Região de Paris

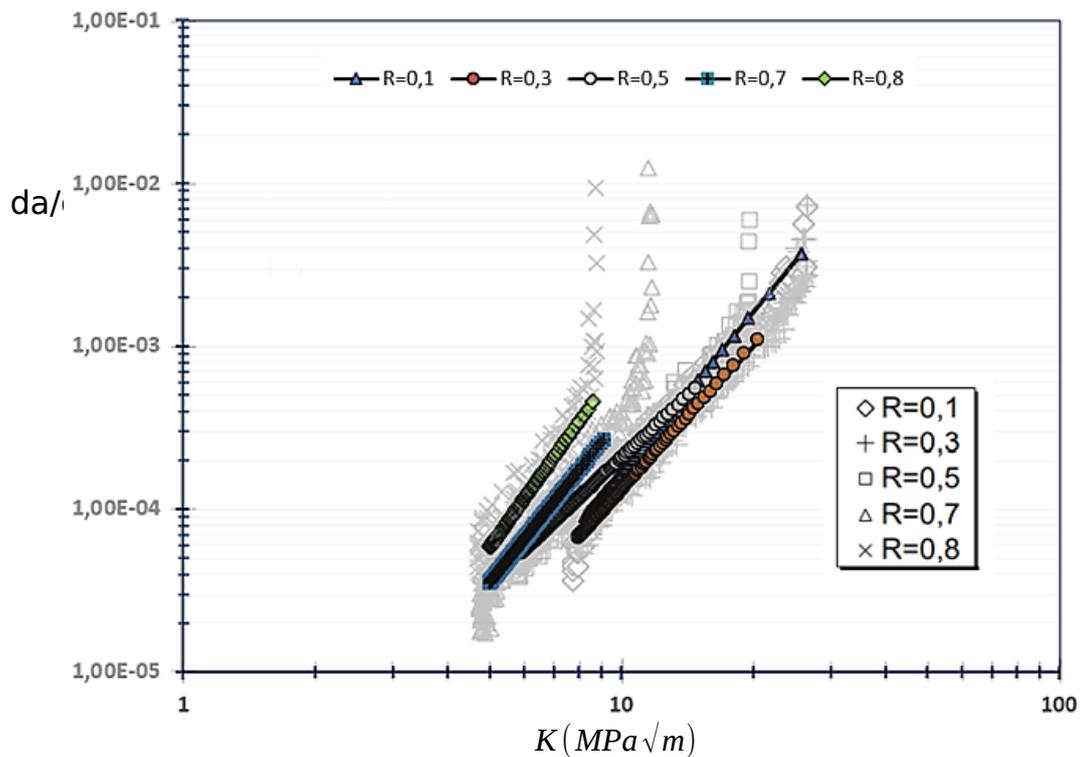
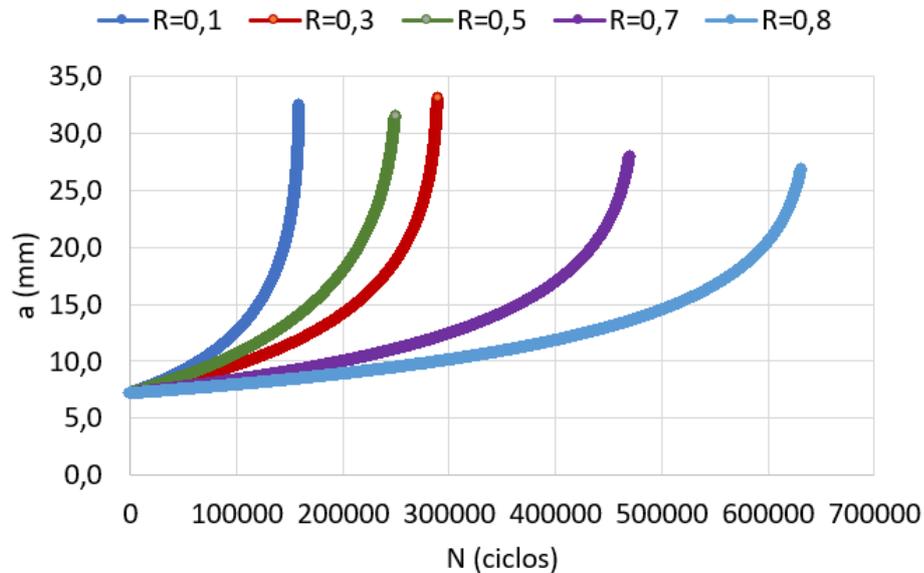


Figura 148: Curvas de simulação de crescimento da trinca (a x N), Liga 7475 T7351, (R crescente – LT – Grupo III)



Fonte: elaborada pelo autor.

Comparando os resultados das simulações realizadas com os resultados experimentais, constatou-se que o código computacional Propag_Lameff representou fielmente o comportamento do crescimento das trincas para o Grupo III. O efeito da razão de carga R foi evidenciado, da mesma forma que nos Grupos I e II. Quando ocorre o aumento da razão de carregamento, R, há uma aceleração do valor da taxa de propagação da trinca, para um mesmo valor de ΔK .

A Tabela 22 apresenta a comparação dos resultados de vida do Grupo III obtidos no programa Propag_Lameff com a equação de Walker modificada ($\gamma_R = 0,5$) com o cálculo de previsão de vida via integração direta da equação de Paris, considerando $a_0 = 23$ mm e $a = 35$ mm.

$$\int_{N_0}^N dN = \int_{a_0}^a \frac{da}{C(K)^m} = \frac{1}{C(Y\sqrt{\pi})^m} \int_{a_0}^a \frac{da}{a^{m/2}} \quad \text{Eq. (14)}$$

Tabela 22: Comparação de resultados de vida – Walker modificada e Paris – Grupo III

Carregamentos (kN)			Vida (ciclos)		Relação (Paris/Walker)
R	Pmin	Pmax	Propag_Lameff (Walker $\gamma_R =$ 0,5)	Integração por Paris	
0,1	0,1	1,0	160030	251532	1,57x
0,3	0,3	1,0	289949	652735	2,25x
0,5	0,5	1,0	250184	795755	3,18x
0,7	0,7	1,0	470692	4611027	9,79x
0,8	0,8	1,0	632154	16317431	25,81x

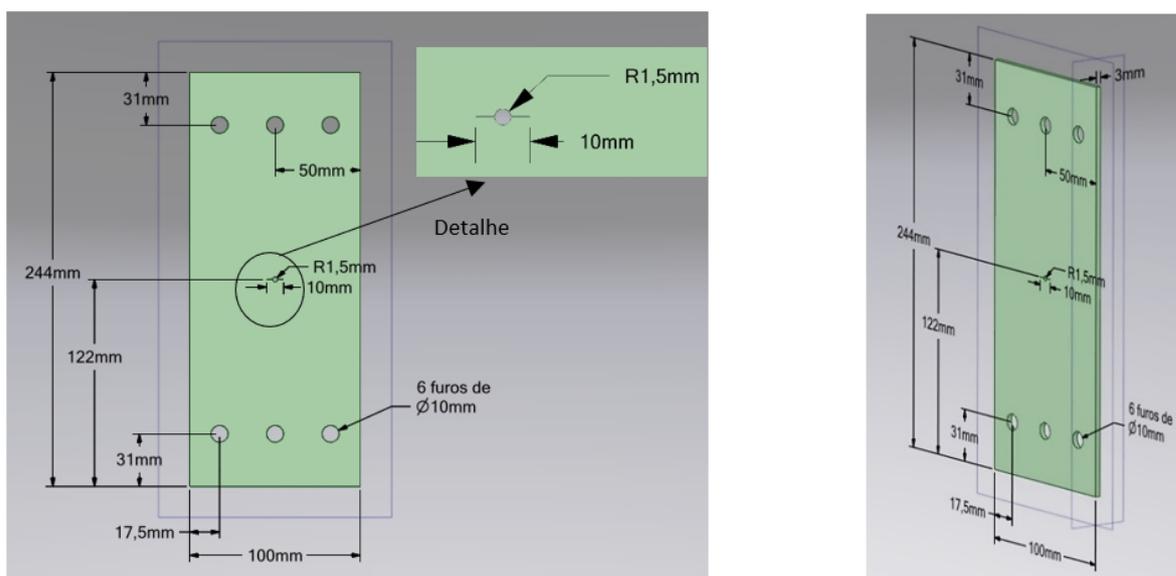
Fonte: elaborada pelo autor.

Assim como no Grupo I, os resultados mostraram que a estimativa de vida por meio da integração da equação de Paris, sem considerar o efeito da razão de carga R, se torna muito conservadora e não indicada para previsão de vida.

4.1.4 Grupo IV de simulações – Liga 2050 T84 – R = 0,64 – EPT

O grupo de IV de simulações teve como base os ensaios experimentais de propagação de trinca por fadiga em amplitude constante realizados por Chemin (2017) com razão de carga R=0,64, direção L-T para a liga 2050-T84. O corpo de prova utilizado foi do tipo M (T), com as dimensões apresentadas na Figura 149. Os ensaios e simulações foram realizados com predominância de estado plano de tensão (EPT). A variação de tensão aplicada ao corpo de prova é mostrada na Figura 150, com tensão mínima igual a 42,79 MPa e máxima igual a 67,21 MPa. Os carregamentos equivalentes foram $P_{\min} = 12,8$ kN e $P_{\max} = 20,2$ kN.

Figura 149: Definições geométricas CP4



Fonte: elaborada pelo autor.

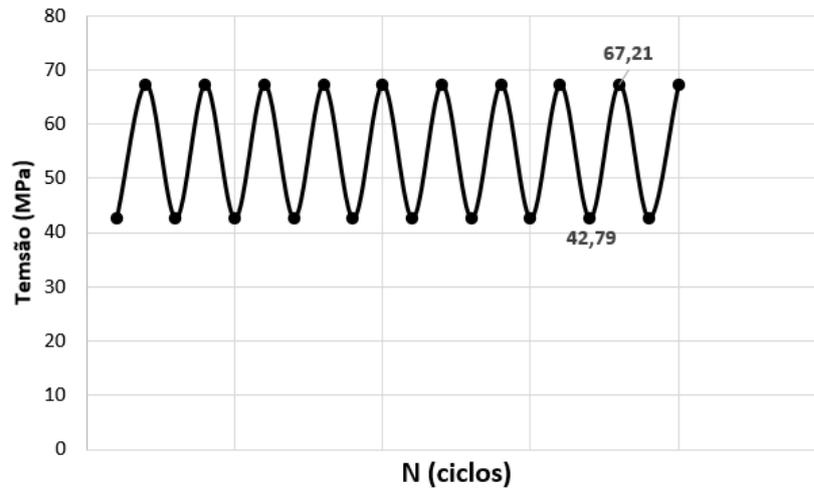
Os parâmetros dimensionais, razão de carga R e respectivas constantes C e m do ensaio realizado por Chemin, bem como a amplitude de tensão utilizada, estão organizados na Tabela 23. Os ensaios e simulações foram realizados na orientação L-T com predominância de estado plano de tensão (EPT).

Tabela 23: Parâmetros de simulações do GRUPO IV

MATERIAL	DIM.	(mm)	FORMA ORIGINAL	Carregamento	Razão de Carga		Constantes da Eq. Paris			Amplitude de Tensão (MPa)		TIPO DE CP	
					R	0,64	C	8,00E-07	m	2,0615	Mín		42,79
Liga Al 2050 T84	B	3	CHAPA	Amplitude constante	R	0,64	C	8,00E-07	m	2,0615	Mín	42,79	M(T)
	2W	100									Máx	67,21	
	2a	10											
	a/W	0,10											
	8 Hz < f < 30 Hz												

Fonte: elaborada pelo autor.

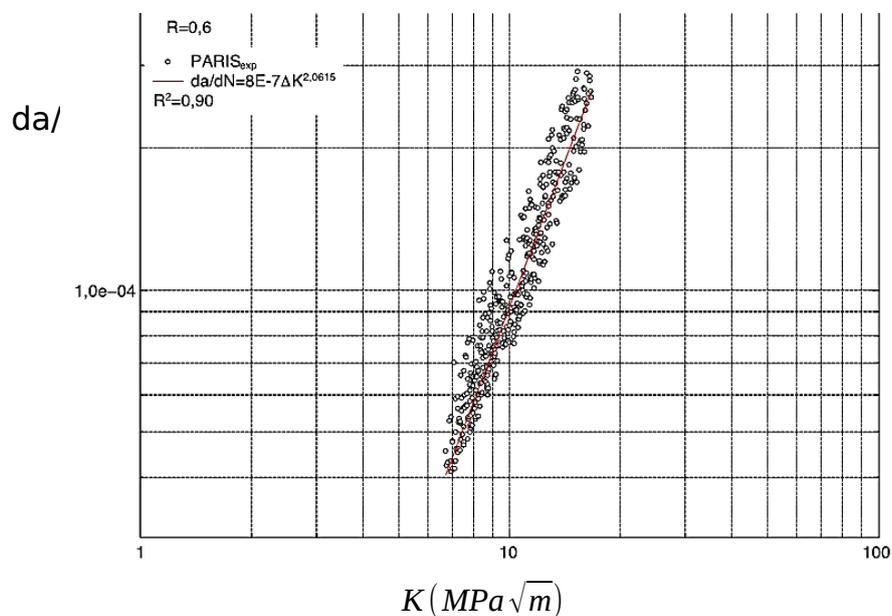
Figura 150: Variação de tensão aplicada ao corpo de prova CP4



Fonte: elaborada pelo autor.

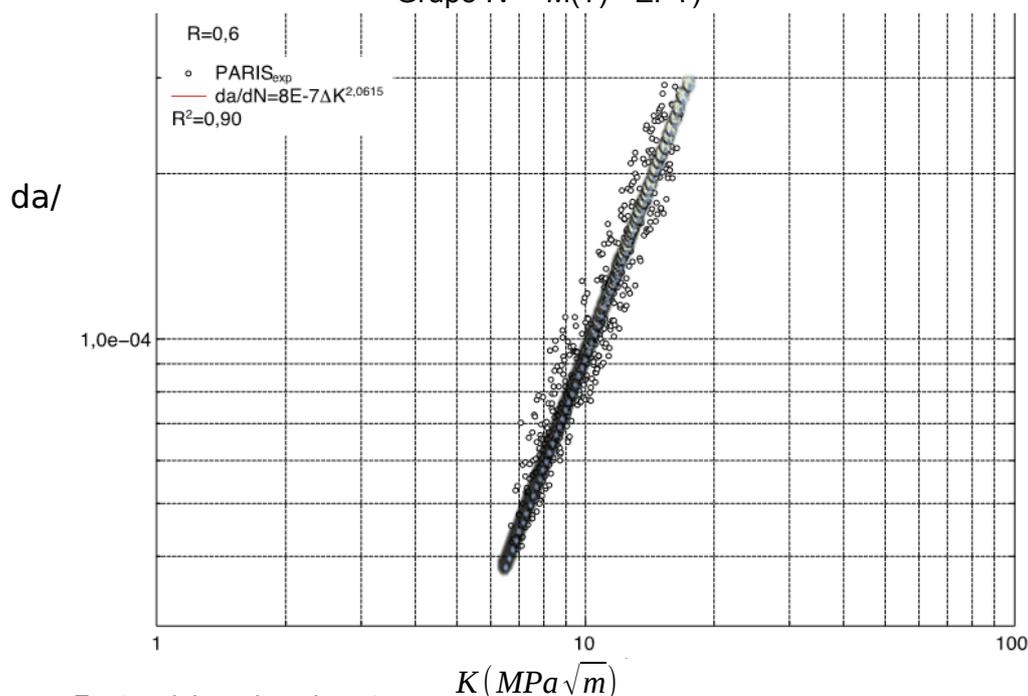
Para o grupo IV de simulações, as Figuras 151 e 152 apresentam, respectivamente, a curva experimental ($da/dN \times \Delta K$) obtida em laboratório e a sobreposição das duas curvas, numérica e experimental.

Figura 151: Curva experimental da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 2050-T84, ($R=0,64$ – LT – Grupo IV – M(T) - EPT)



Fonte: Chemin, (2017)

Figura 152: Curvas experimental e simulação da taxa de crescimento da trinca vs. a variação do fator de intensidade de tensão ($da/dN \times \Delta K$), Liga Al 2050-T84, ($R=0,64$ – LT – Grupo IV – M(T) - EPT)

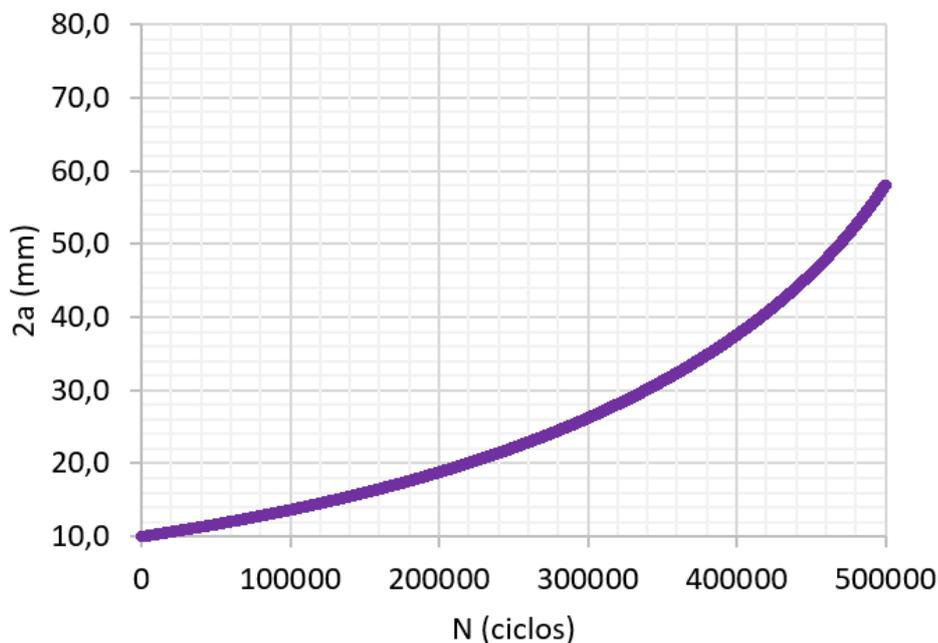


A Figura 153 apresenta a curva de simulação ($2a \times N$), utilizando o programa Propag_Lameff, que descreve o crescimento da trinca sob fadiga com carregamento de amplitude constante. Os parâmetros C e m utilizados na simulação foram os mesmos encontrados por Chemin, descritos na Tabela 23. A expressão utilizada para análise do crescimento da trinca foi a equação de Walker modificada que leva em consideração o efeito da razão de carga $R = 0,64$. O ajuste da curva simulada à curva experimental foi realizado por meio do expoente $\gamma_R = 0,7$ da equação de Walker modificada. A Figura 154 apresenta a curva experimental do crescimento da trinca ($2a$) vs. número de ciclos obtida por Chemin.

A equação de Walker modificada utilizada na simulação, ajustada à curva, ficou com a seguinte forma:

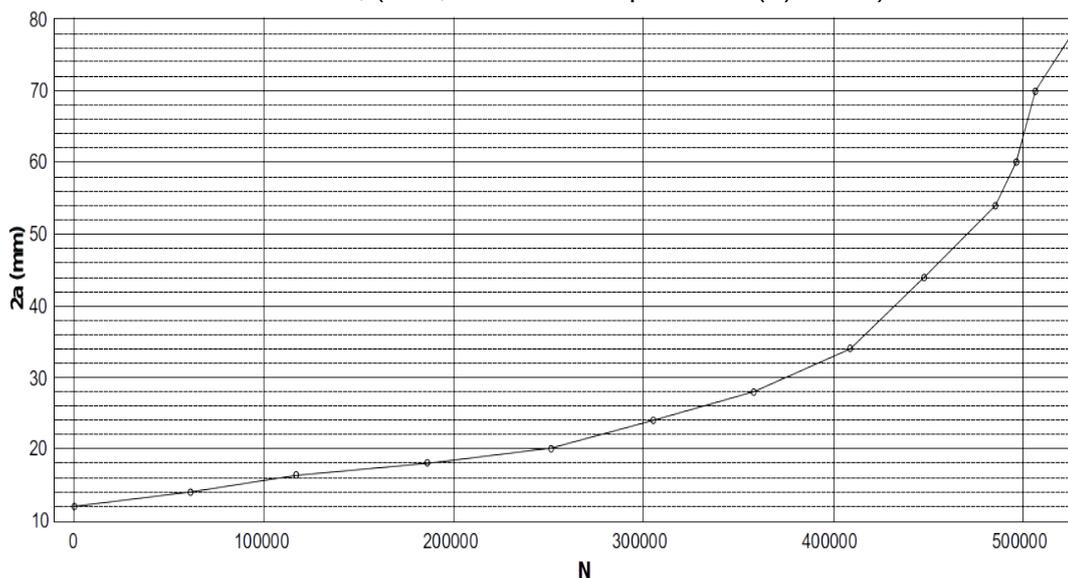
$$\frac{da}{dN} = 8,0 \times 10^{-7} \Delta K^{2,0615} \quad (91)$$

Figura 153: Curva de simulação do crescimento da trinca (2a) vs. número de ciclos, Liga Al 2050-T84, (R=0,64 – LT – Grupo IV – M(T) - EPT) – Eq. Walker modificada ($\gamma_R=0,7$) – Propag_Lameff



Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 154: Curva experimental do crescimento da trinca (2a) vs. número de ciclos, Liga Al 2050-T84, (R=0,64 – LT – Grupo IV – M(T) - EPT)

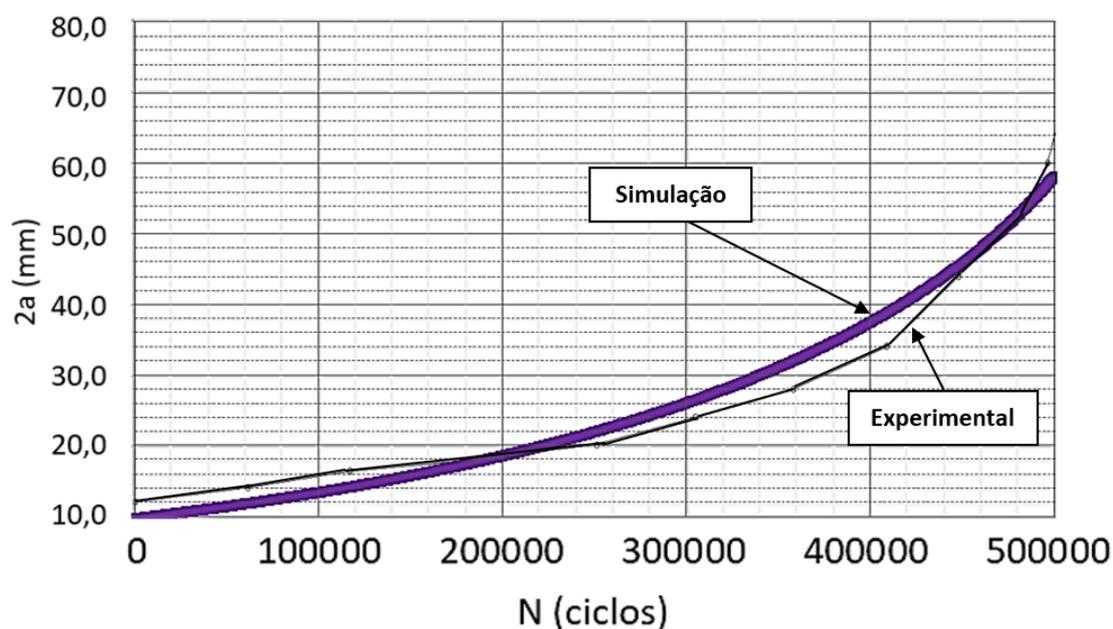


Fonte: Chemin, (2017).

Observou-se que a curva de propagação não apresentou eventos de aceleração ou retardo de trinca, visto não ter a ocorrência de picos de sobrecargas tratativas ou compressivas. A Figura 155 apresenta a comparação das curvas experimental e de simulação para o crescimento da trinca. A curva de simulação

mostrou uma boa correlação entre os pontos de crescimento de trinca obtidos experimentalmente. Para 500 mil ciclos o tamanho da trinca estimada foi de 58 mm, enquanto a trinca experimental atingiu 62 mm, uma diferença pequena de 6%. Outros dois pontos das curvas foram coincidentes, em 200 mil ciclos e 460 mil ciclos.

Figura 155: Comparação entre a curva experimental e simulação do crescimento da trinca (2a), Liga Al 2050-T84, (R=0,64 – LT – Grupo IV – M(T) - EPT)

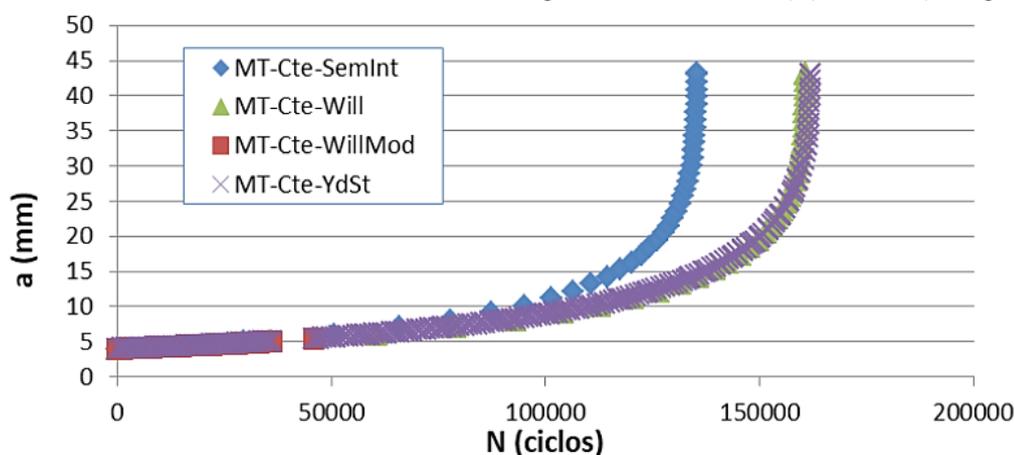


Fonte: elaborada pelo autor.

A Figura 156 apresenta os resultados de simulação de crescimento de trinca nas mesmas condições das simulações realizadas neste trabalho no Grupo III, com amplitude constante de carregamentos e geometria do corpo de prova iguais. Estas simulações foram realizadas por Amorim Neto (2019), utilizando o programa Nasgro 4.0. As legendas das curvas foram definidas da seguinte forma:

- SemInt – desconsideração do efeito de interação de cargas;
- Will – Modelo Willenborg Generalizado;
- WillMod – Modelo Willenborg Generalizado Modificado;
- YdSt – Modelo de faixa de escoamento - Strip Yield.

Figura 156: Curva de crescimento de trinca, Liga Al 2050-T84, M(T) – EPT (Nasgro 4.0)



Fonte: Amorim Neto, (2019).

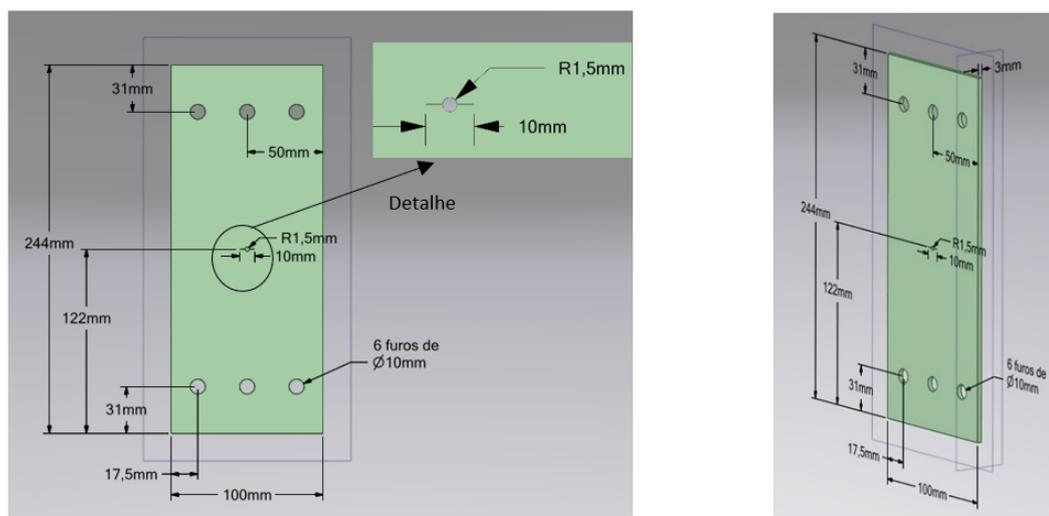
Amorim observou que, mesmo sem a presença de carregamentos variáveis com picos de sobrecarga ou subcarga, os modelos do Nasgro que utilizam interação no carregamento apresentaram diferentes respostas no crescimento da trinca. Por outro lado, constatou que as curvas $da/dN \times \Delta K$ se apresentaram de forma igual, independente do tipo de modelo, com ou sem consideração do efeito de interação.

Importante ressaltar que nenhum dos modelos utilizados no programa Nasgro obteve vida compatível com os dados experimentais. Para o modelo de faixa de escoamento Strip Yield, em comprimento de trinca de 60 mm o Nasgro estimou 160 mil ciclos, enquanto os dados experimentais apresentaram resultados de 500 mil ciclos. Este fato evidencia que os ajustes numéricos, por meio dos parâmetros das equações de crescimento de trinca, devem ser sempre realizados, independente do modelo utilizado, para que reproduzam fielmente os resultados reais. Por este motivo, foi realizado o ajuste do parâmetro $\gamma_R = 0,7$ no programa Propag_Lameff.

4.1.5 Grupo V de simulações – Liga 2050 T84 – mini-TWIST – LT – EPT

O Grupo V de simulações teve como base os ensaios do tipo $d2a/dN \times \Delta K$ conforme ASTM-E647 (1993) em corpo de prova tipo M(T) com carregamentos variáveis de padrões de voos padronizados pela NRL do tipo mini-TWIST. Na simulação utilizou-se a equação de Walker modificada com variação do parâmetro γ_R para o crescimento de trinca e foram considerados os efeitos de retardo devido a sobrecargas. A Figura 157 apresenta as dimensões do corpo de prova utilizado.

Figura 157: Definições geométricas CP5



Fonte: elaborada pelo autor.

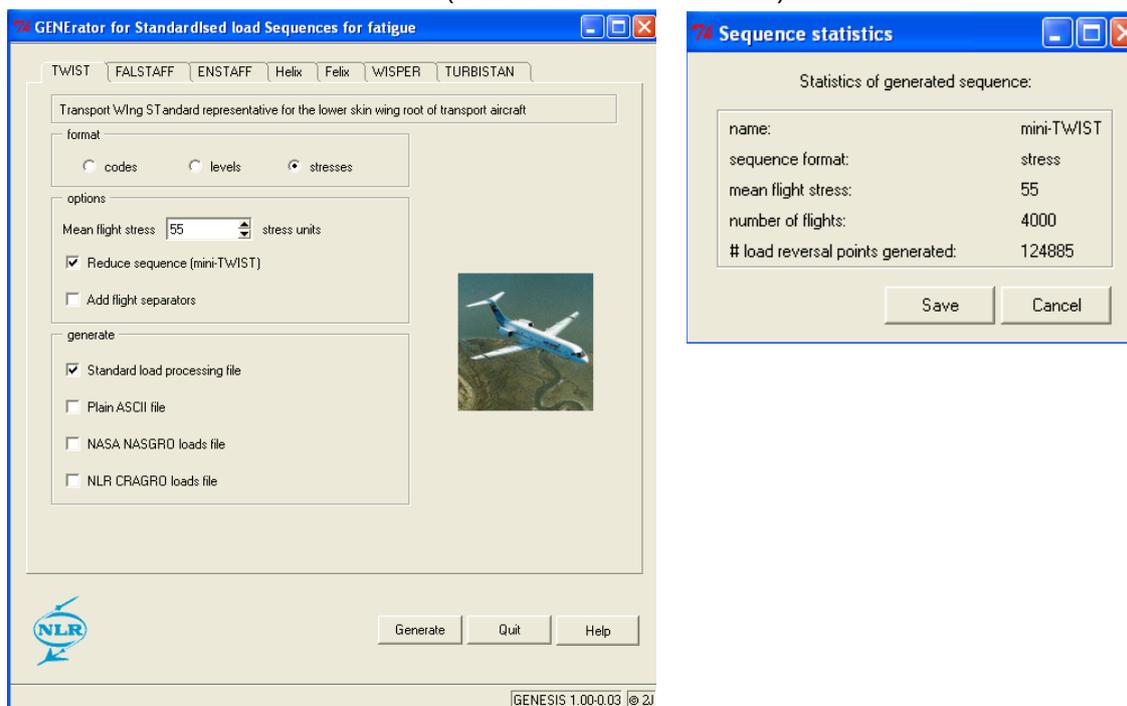
Os parâmetros utilizados na simulação estão descritos na Tabela 24. A Figura 158 mostra a tela de geração de carregamentos mini-TWIST no Genesis, a partir de uma tensão média de 55 MPa e a Figura 159 apresenta o espectro de voo mini-TWIST gerado.

Tabela 24: Parâmetros de simulações do GRUPO V

MATERIAL	DIM.	(mm)	FORMA ORIGINAL	Carregamento	Tipo	Constantes da Eq. Paris				TIPO DE CP
Liga Al 2050 T84	B	3	CHAPA	Amplitude variável (NLR) - voos simulados	mini-Twist	C	8,00E-07	m	2,0615	M(T)
	2W	100								
	2a	10								
	a/W	0,10								
	d furo	3								
	8 hz < f < 30 hz									

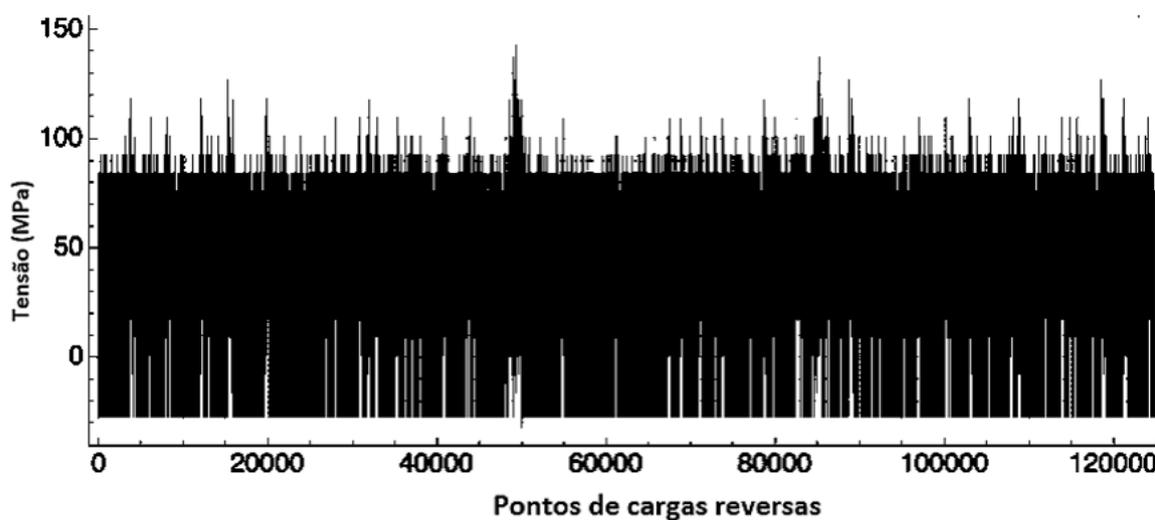
Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 158: Geração de padrão de carregamentos mini-TWIST no programa Genesis (Tensão média = 55 MPa)



Fonte: Genesis (2001).

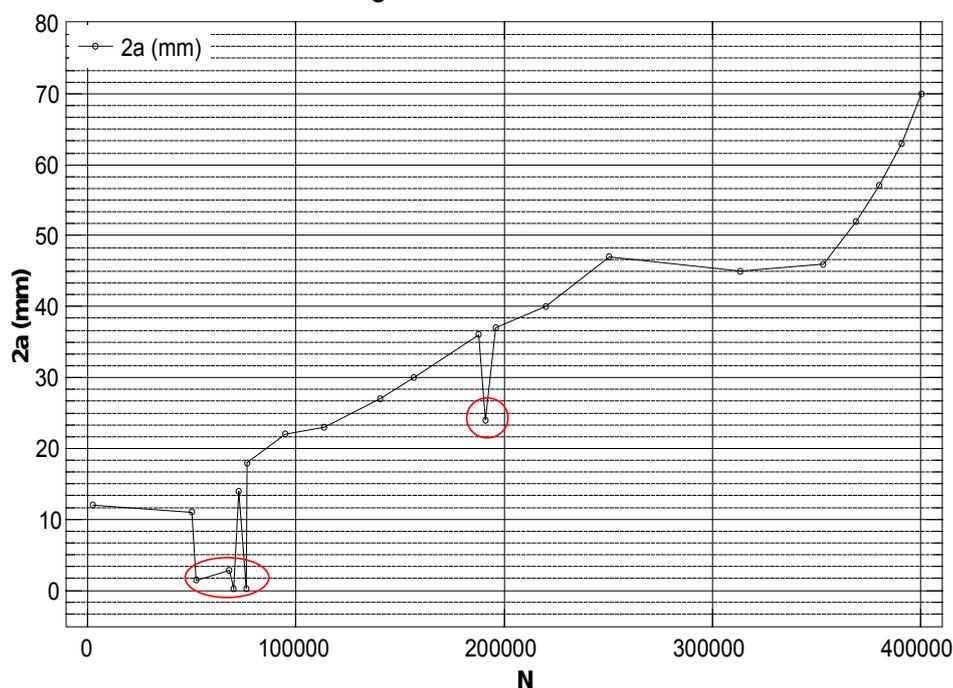
Figura 159: Espectro de voos tipo mini-TWIST gerados a partir de tensão média (55 MPa)



Fonte: elaborada pelo autor com Genesis (2001).

A Figura 160 apresenta a curva experimental obtida por Chemin para o crescimento de trinca 2a em função do número de ciclos N sob carregamento do voo mini-TWIST.

Figura 160: Curva experimental de crescimento de trinca 2a em função do número de ciclos N sob carregamento do voo mini-TWIST



Fonte: Chemin, (2017).

Conforme Chemin (2017) a Figura 160 mostrou que houve cinco eventos de desaceleração durante o crescimento de trinca por fadiga sob carregamento do voo mini-TWIST. Observou ainda que a fratura ocorreu quando o tamanho de trinca mediu 70mm após 400000 ciclos. Chemin constatou que as curvas para análise do fechamento de trinca para o carregamento do voo mini-Twist não apresentaram uniformidade ou padrão que permitissem avaliar o retardo pelos picos ou vales. Após avaliação dos eventos de retardo individualmente, Chemin verificou que houve apenas dois eventos onde o fechamento de trinca foi atuante, dos cinco observados, ou seja, constatou que nem todo evento de desaceleração observado na curva 2a x N ocorreu devido ao fechamento de trinca.

Na simulação do voo mini-TWIST, para consideração dos efeitos de sobrecarga o fator de sobrecarga f_{sc} foi definido com base no padrão do voo mini-TWIST e nos resultados experimentais. Foram consideradas apenas as sobrecargas mais significativas, $OLR > 1,5$, portanto, o primeiro pico de tensão trativa (TABELA

5) da carga do padrão TWIST foi (101,2 MPa) em relação ao carregamento máximo da parte constante do voo (67,21 MPa), com $fsc = 1,5$.

Importante ressaltar que no voo mini-TWIST, apesar de existirem subcargas negativas de compressão, não ocorreram eventos de sobrecarga com subcarga subsequente, portanto, os eventos de desaceleração de crescimento da trinca foram desconsiderados na simulação, concordando com Taheri *et al.* (2003) e Zitounis (2006), que constataram que uma subcarga aplicada sozinha causa apenas uma ligeira aceleração da propagação da trinca de fadiga e um ciclo de subcarga aplicado antes da sobrecarga tem pouca alteração na quantidade de retardo. O parâmetro de retardo ϕ_R da eq. (29) de Wheeler foi ajustado com o expoente $\gamma = 2,1$. Este valor foi estimado com base em valores propostos por Lu (2019) e foi o valor que mais aproximou a curva de simulação da curva experimental. Os parâmetros utilizados na simulação são mostrados na Tabela 25:

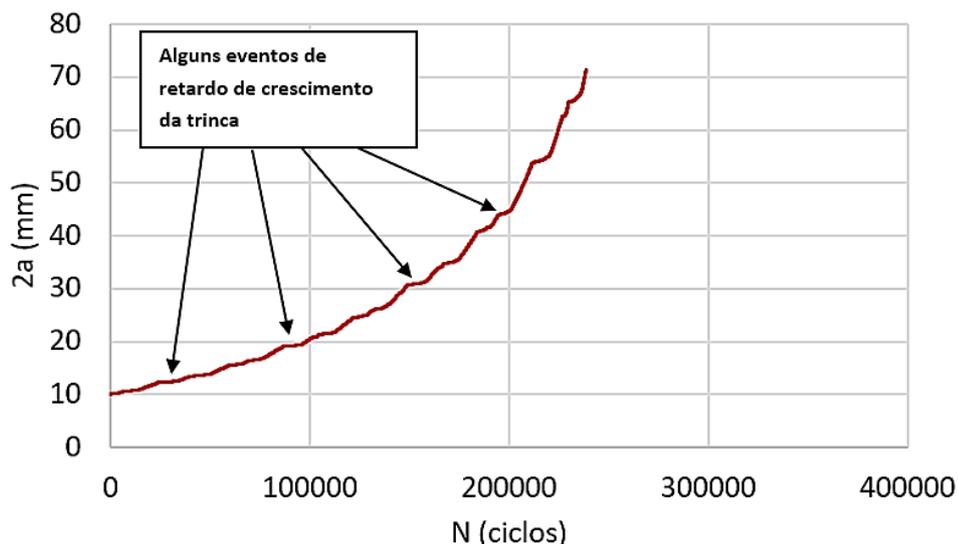
Tabela 25: Parâmetros de entrada de simulação do espectro de voos tipo mini-TWIST

Fator de sobrecarga	fsc	1,5
Fator de subcarga	fscSubload	- 9999
Constante β da eq. (31) para cálculo do tamanho da zona plástica	beta	2,0
Parâmetro de ajuste do fator de retardo na equação de Wheeler	gamma	2,1
Constante γ_R da equação de Walker modificada	gama r	0,5

Fonte: elaborada pelo autor.

A Figura 161 apresenta os resultados das simulações realizadas no programa Propag_Lameff, com o espectro de voo mini-TWIST. Foram simulados crescimentos de trinca com a equação de Walker modificada com o parâmetro $\gamma_R = 0,50$ onde foram considerados os efeitos de retardo de propagação da trinca.

Figura 161: Simulação de propagação de trinca sob carregamento padronizado tipo mini-TWIST – M(T), (a x N)

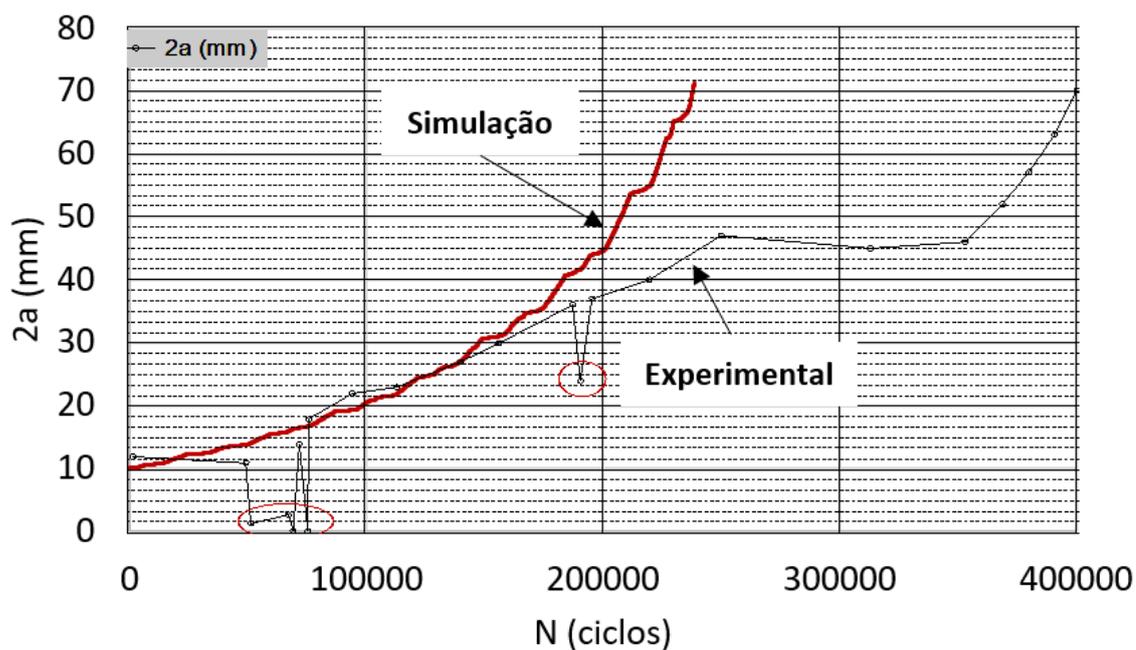


Fonte: elaborada pelo autor.

Na Figura 161 é possível observar os eventos de retardo de propagação da trinca devido aos picos de sobrecarga do voo mini-TWIST. O tamanho máximo da trinca na simulação foi igual a 70 mm em 238 mil ciclos.

Na Figura 162 é mostrada a sobreposição das curvas de simulação de crescimento da trinca vs. a curva experimental. Observa-se que a curva de simulação tem boa concordância com a curva experimental até aproximadamente 150 mil ciclos, e a partir deste ponto tende a ter uma taxa de crescimento maior que a experimental. Conforme constatado anteriormente por Chemin, nem todo evento de desaceleração observado na curva $2a \times N$ ocorreu devido ao fenômeno de fechamento de trinca por sobrecarga, portanto, como o programa não considera outros mecanismos de retardo, uma vida menor já era esperada na simulação. A diferença entre o número de ciclos para a falha foi de 162 mil ciclos.

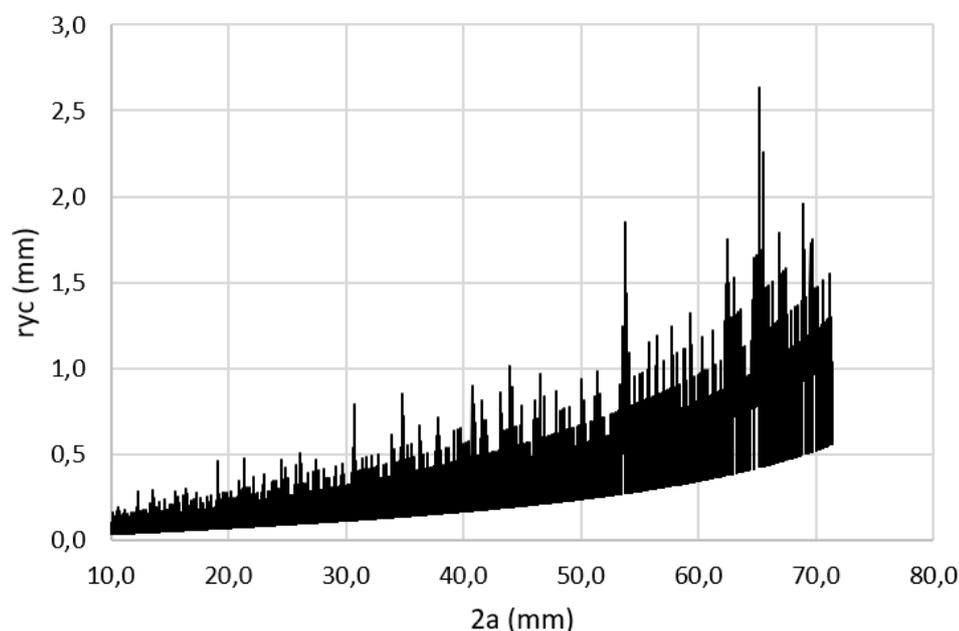
Figura 162: Comparação das curvas de simulação e experimental ($2a \times N$) sob carregamento do voo mini-TWIST com efeitos de retardo de trinca



Fonte: elaborada pelo autor.

A Figura 163 apresenta a curva do tamanho da zona plástica r_{yc} na frente da trinca com avanço da trinca. É possível observar que a zona plástica aumenta com o crescimento da trinca e após as sobrecargas, concordando com DATTA *et al* (2018) que constatou que os micromecanismos associados ao retardo da trinca foram governados pela magnitude da sobrecarga e pelo comprimento da trinca em que a sobrecarga ocorreu.

Figura 163: Variação do tamanho da zona plástica (r_{yc}) x tamanho da trinca ($2a$), espectro de carregamentos mini-TWIST, M(T)

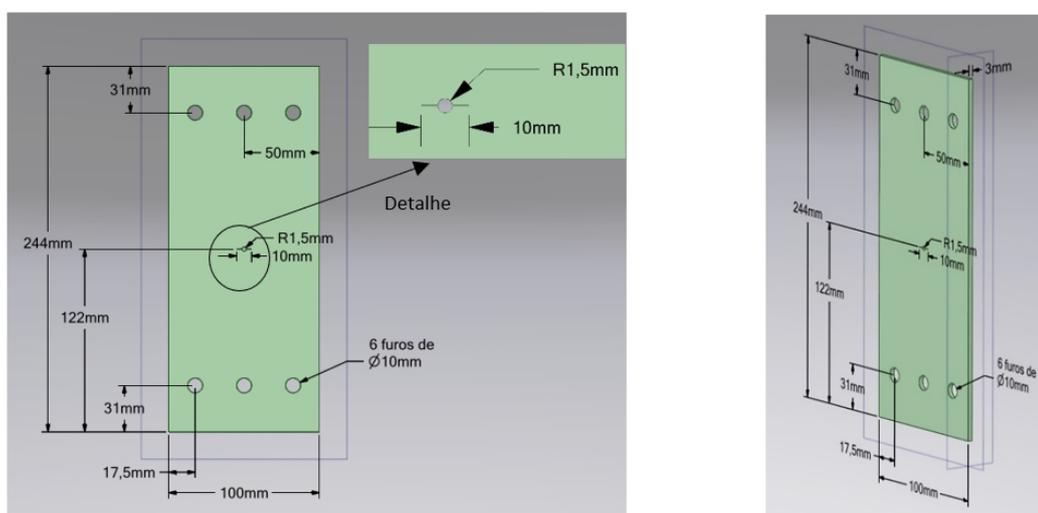


Fonte: elaborada pelo autor.

4.1.6 Grupo VI de simulações – Liga 2050 T84 – mini-FALSTAFF – LT – EPT

Grupo VI de simulações teve como base os ensaios do tipo $d2a/dN \times \Delta K$ conforme ASTM-E647 (1993) em corpo de prova tipo M(T) com carregamentos variáveis de padrões de voos padronizados pela NRL do tipo mini-FALSTAFF. Nas simulações utilizou-se a equação de Paris para o crescimento de trinca; foram considerados os efeitos de retardo devido a possíveis sobrecargas, bem como a consideração dos efeitos de aceleração de trinca após subcargas. A Figura 164 apresenta as dimensões do corpo de prova utilizado (CP6).

Figura 164: Definições geométricas CP6



Fonte: elaborada pelo autor.

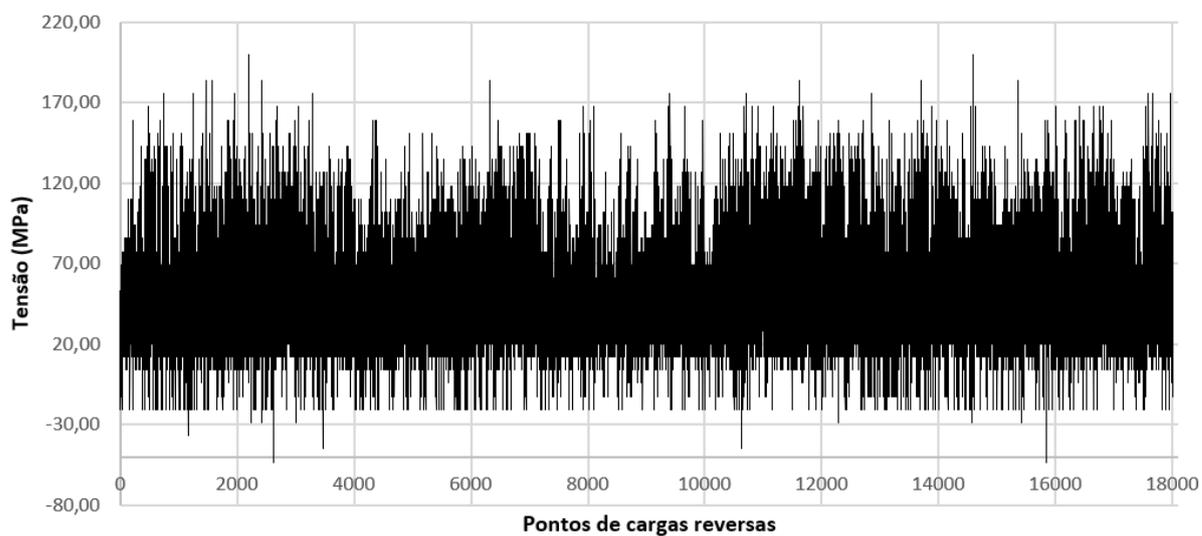
Os parâmetros dimensionais, tipo de voo padronizado, além das vidas encontradas nos ensaios estão organizados na Tabela 26. A Figura 165 apresenta o espectro de voo mini-FALSTAFF gerado a partir de uma tensão máxima 200 MPa.

Tabela 26: Parâmetros de simulações do GRUPO VI

MATERIAL	DIM.	(mm)	FORMA ORIGINAL	Carregamento	Tipo	Constantes da Eq. Paris				TIPO DE CP
Liga Al 2050 T84	B	3	CHAPA	Amplitude variável (NLR) - voos simulados	mini-FALSTAFF	C	8,00E-07	m	2,0615	M(T)
	2W	100								
	2a	10								
	a/W	0,10								
	d furo	3								
	8 Hz < f < 30 Hz									

Fonte: elaborada pelo autor.

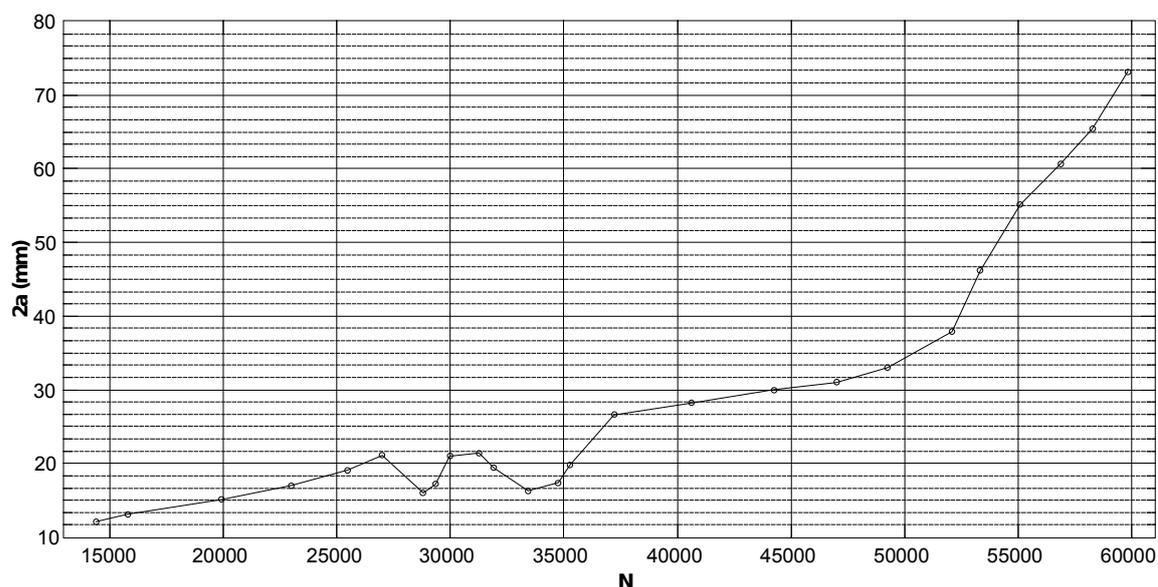
Figura 165: Espectro de voos tipo mini-FALSTAFF gerados a partir de tensão máxima (200 MPa)



Fonte: elaborada pelo autor.

A Figura 166 apresenta a curva experimental obtida por Chemin para o crescimento de trinca $2a$ em função do número de ciclos N sob carregamento do voo mini-FALSTAFF.

Figura 166: Curva de crescimento de trinca em função do número de ciclos sob carregamento do voo mini-FALSTAFF



Fonte: Rüchert, (2007).

Conforme Rüchert (2007) a Figura 166 mostrou que ocorreram dois fenômenos de desaceleração do crescimento de trinca. Neste ensaio o corpo de prova para este voo fraturou com 73mm de trinca após 60000 ciclos. O voo mini-Falstaff é um voo com picos severos submetendo dessa forma, o corpo de prova a sucessivos eventos de sobrecargas e compressão. Estas sobrecargas por sua vez, podem deformar plasticamente a frente da trinca e promover fechamento ou, dependendo da qualidade microestrutural, como a presença de microtrincas ou partículas que nucleiem trincas, as sobrecargas podem provocar fraturas monotônicas.

Na simulação do voo mini-FALSTAFF, para consideração dos efeitos de sobrecarga o fator de sobrecarga f_{sc} foi definido com base no padrão do voo e nos resultados experimentais. Foram consideradas apenas as sobrecargas mais significativas, portanto, $f_{sc} = 2,0$. A equação de Paris foi utilizada e é compatível com

a equação de Walker modificada com $\gamma_R=1$. Os parâmetros utilizados na simulação são mostrados na Tabela 27 e a Figura 167 apresenta a curva de simulação ($a \times N$).

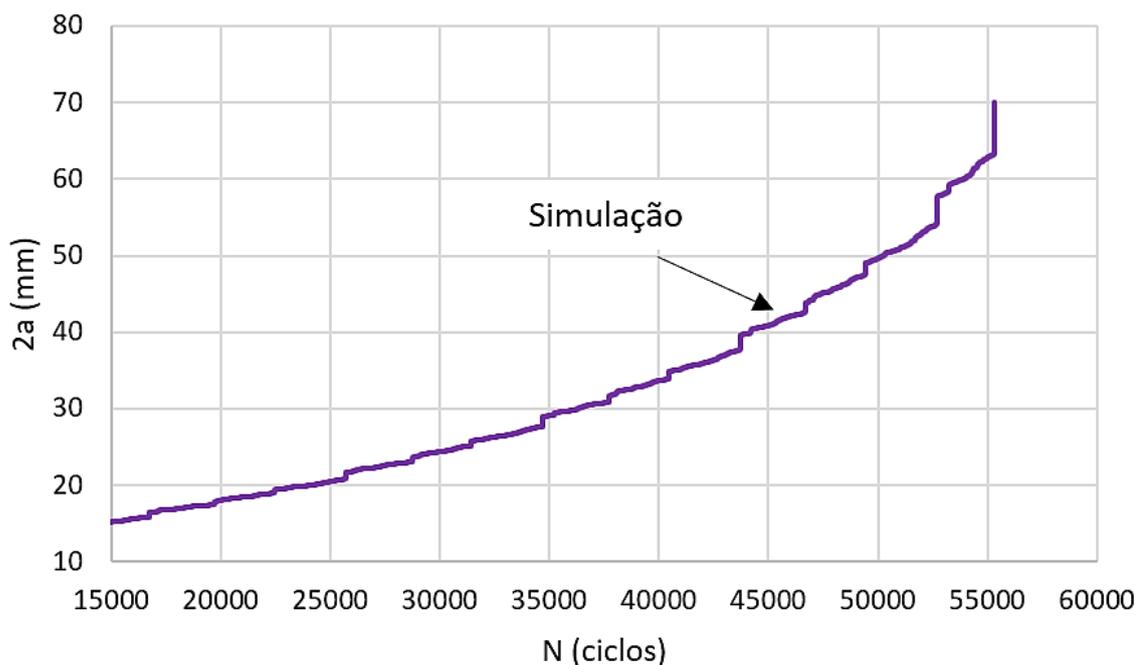
Importante ressaltar que o fator de sobrecarga utilizado para o voo mini-TWIST (1,5) é menor que o fator de sobrecarga do voo mini-FALSTAFF (2,0), pois neste último padrão de voo as cargas são mais severas por se tratar de um carregamento militar.

Tabela 27: Parâmetros de entrada na simulação do espectro de voos tipo mini-FALSTAFF

Fator de sobrecarga	fsc	2,0
Fator de subcarga	fscSubload	0
Constante β da eq. (31) para cálculo do tamanho da zona plástica	beta	2,0
Parâmetro de ajuste do fator de retardo na equação de Wheeler γ	gamma	0,35
Constante de ajuste do fator de aceleração da trinca \square_{acc}	beta acc	3000
Constante de ajuste do fator de aceleração da trinca \square_{acc}	Teta acc	30
Parâmetro de ajuste da equação de Walker modificada γ_R	gamaR	1,0

Fonte: elaborada pelo autor.

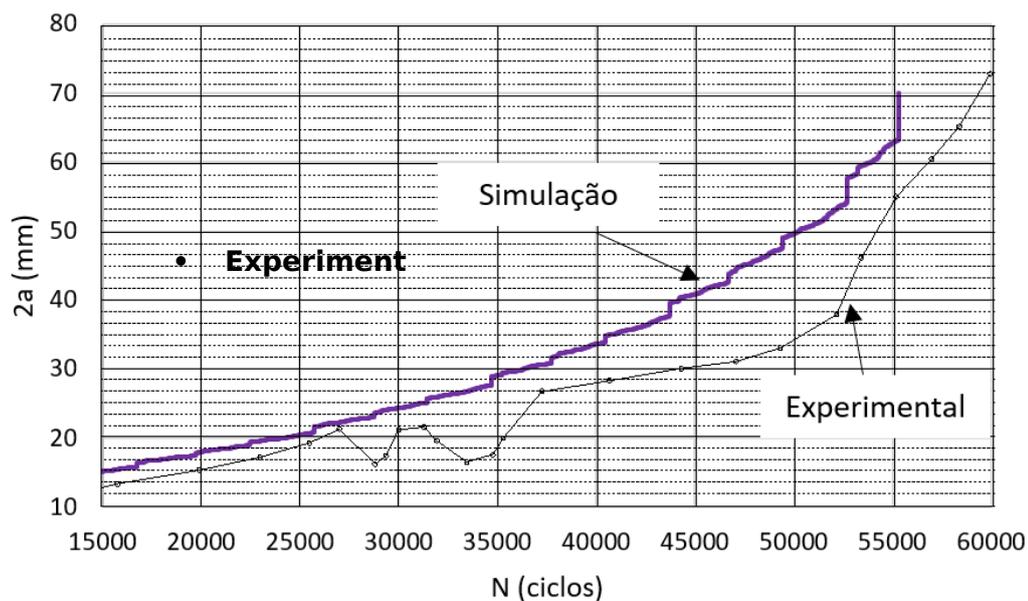
Figura 167: Simulação de propagação de trincas sob carregamento padronizado tipo mini-FALSTAFF – M(T) – Paris com efeito de interação de cargas



Fonte: elaborada pelo autor.

Na Figura 168 é mostrada a sobreposição das curvas de simulação de crescimento da trinca versus a curva experimental. Observa-se que a curva de simulação tem boa concordância com a curva experimental até aproximadamente 27 mil ciclos, e a partir deste ponto tende a ter uma taxa de crescimento maior que a experimental. Assim como observado nos experimentos com voo mini-TWIST, Chemin também constatou para o voo mini-FALSTAFF que nem todo evento de desaceleração observado na curva $2a \times N$ ocorreu devido ao fenômeno de fechamento de trinca por sobrecarga, portanto, como o programa não considera outros mecanismos de retardo, uma vida menor já era esperada na simulação. A diferença entre o número de ciclos para a falha foi de 5 mil ciclos.

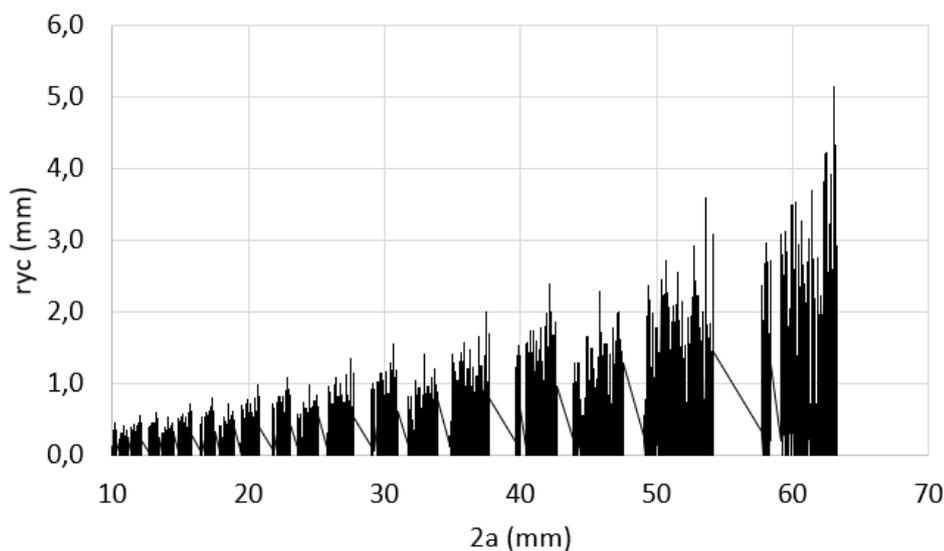
Figura 168: Curva de simulação x curva experimental, carregamento do voo mini-FALSTAFF



Fonte: elaborada pelo autor.

A Figura 169 apresenta a curva do tamanho da zona plástica r_{yc} na frente da trinca com avanço da trinca. É possível observar que a zona plástica atinge picos maiores do que no padrão de voo mini-TWIST devido à maior severidade dos picos do voo-MINI-FALSTAFF.

Figura 169: Variação do tamanho da zona plástica (r_{yc}) x tamanho da trinca ($2a$), espectro de carregamentos mini-FALSTAFF, M(T)



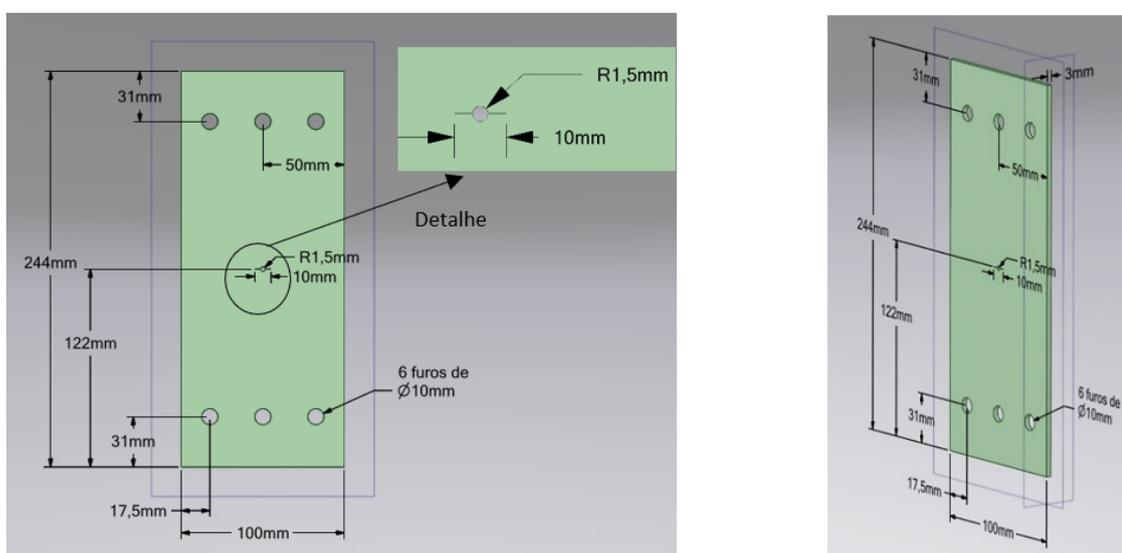
Fonte: elaborada pelo autor.

4.1.7 Grupo VII de simulações – Liga 2050 T84 – $R = 0,64$ – EPT – Carregamento constante + pico sobrecarga

O Grupo VII de simulações foi proposto para verificar o comportamento de propagação de uma trinca, quando sujeita às condições de carregamento de amplitude constante com pico simples de sobrecarga trativa (T). As simulações foram realizadas com razão de carga $R=0,64$ e $OLR=2,1$ (*overload ratio*), direção L-T, para a liga 2050-T84, com predominância de estado plano de tensão (EPT) e foram comparados com simulações realizadas nas mesmas condições por Amorim Neto (2019), que utilizou o Nasgro com outros modelos de crescimento de trinca.

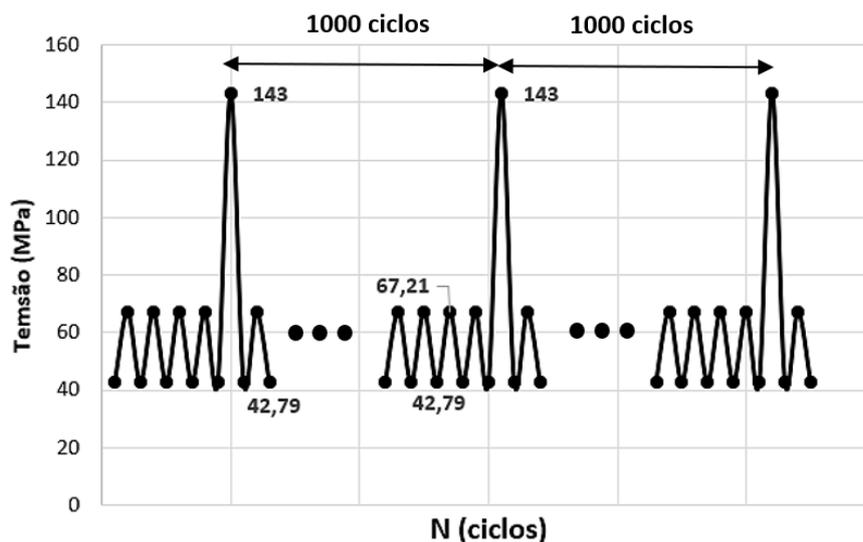
A Figura 170 apresenta as dimensões do corpo de prova utilizado nas simulações (CP7). A Figura 171 mostra a variação do carregamento aplicado com o respectivo pico de sobrecarga de 143 MPa ($P = 43 \text{ kN}$), aplicado a cada intervalo de 1000 ciclos.

Figura 170: Definições geométricas CP7



Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 171: Tensões aplicadas em carregamento de amplitude constante seguido de pico de sobrecarga ($OLR=2,1$) – Grupo VII de simulações



Fonte: elaborada pelo autor.

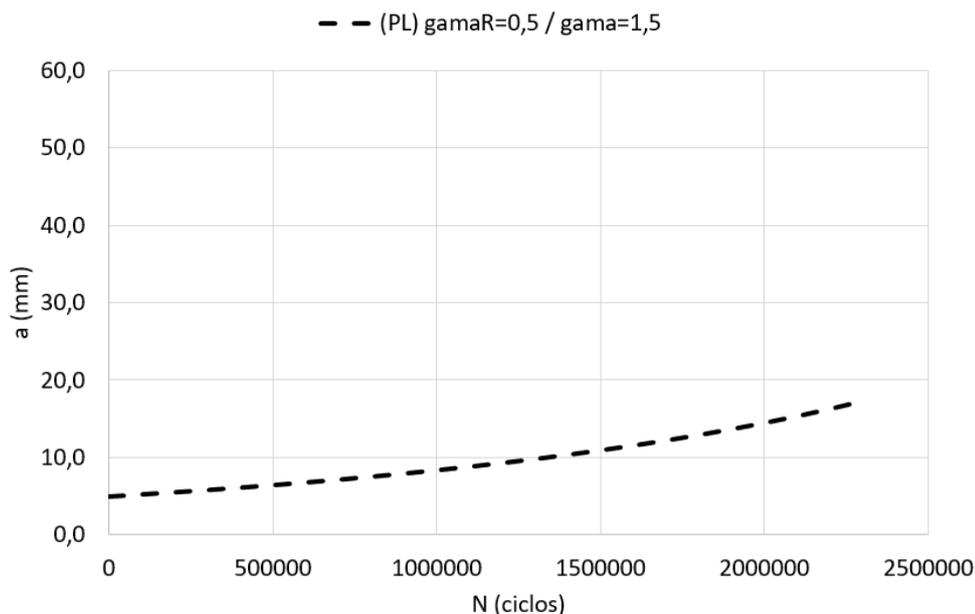
A curva ($a \times N$) com resultados de simulação por meio do programa Propag_Lameff é mostrada na Figura 172. Para esta simulação foi utilizado o parâmetro da equação de Walker modificada $\gamma_R = 0,5$. O parâmetro de retardo ϕ_R da eq. (29) de Wheeler foi ajustado com o expoente $\gamma = 1,5$. Este valor foi estimado com base em Lu (2019), que realizou pesquisa sobre efeitos de retardo devido picos de sobrecarga simples com a liga de alumínio 6082 T6.

$$\phi_R = \left(\frac{a + r_{y(c)}}{r_{y(o)}} \right)^\gamma \quad (29)$$

A Figura 173 mostra as curvas de crescimento de trinca $a \times N$ sob carregamento com amplitude constante + sobrecarga (Nasgro). A legenda utilizada por Amorim foi a mesma do Grupo IV sob condições de amplitude constante.

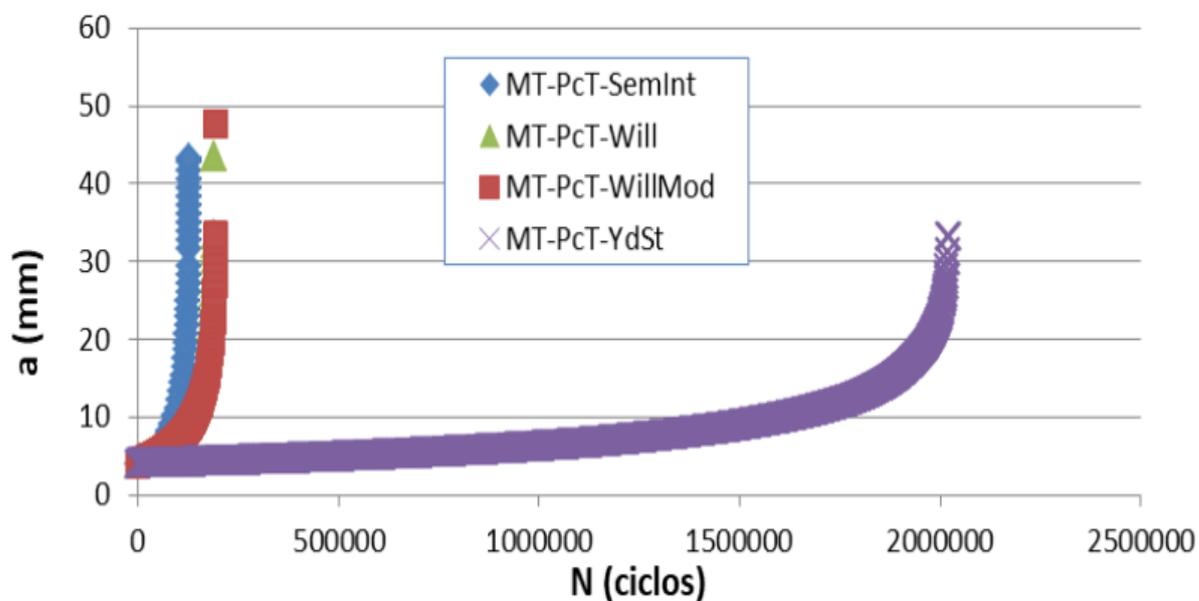
- SemInt – desconsideração do efeito de interação de cargas;
- Will – Modelo Willenborg Generalizado;
- WillMod – Modelo Willenborg Generalizado Modificado;
- YdSt – Modelo de faixa de escoamento - Strip Yield.

Figura 172: Simulação da curva de crescimento de trinca ($a \times N$) sob carregamento com amplitude constante + sobrecarga



Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 173: Simulação da curva de crescimento de trinca $a \times N$ sob carregamento com amplitude constante + sobrecarga (Nasgro)



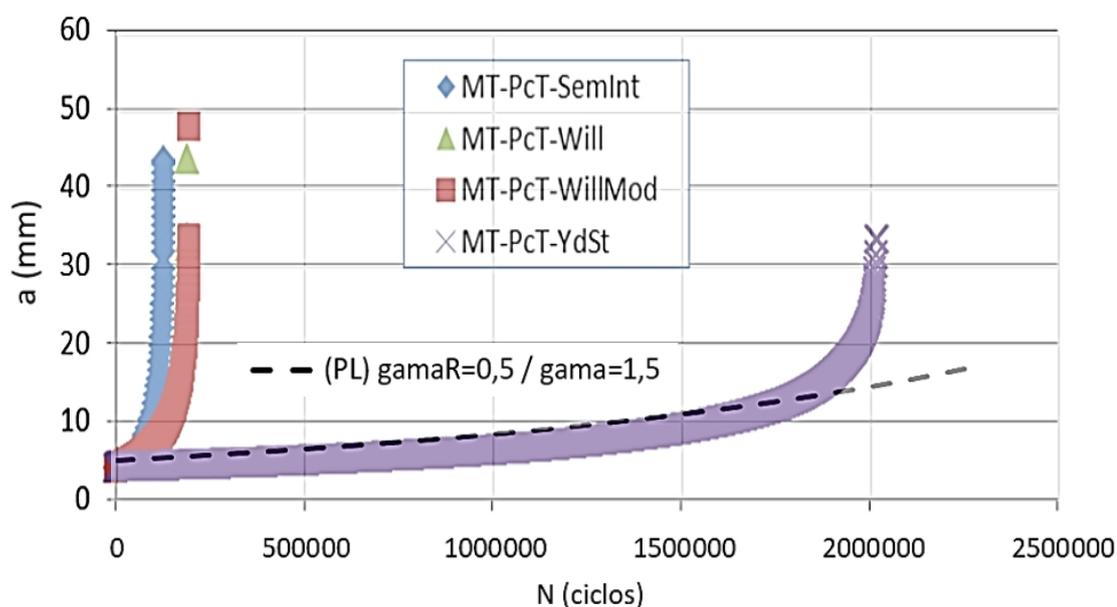
Fonte: Amorim Neto (2019).

A Figura 174 mostra comparação das curvas de crescimento de trinca ($a \times N$) sob carregamento com amplitude constante + sobrecarga, geradas por Propag_Lameff utilizando modelo de Wheeler e Nasgro com modelos

desconsiderando o efeito de interação de cargas; Willenborg Generalizado; Willenborg Generalizado Modificado e modelo de faixa de escoamento, Strip Yield.

Constatou-se que o modelo de propagação de Wheeler teve boa correlação com o modelo de faixa de escoamento, praticamente com a mesma taxa de crescimento até 1,8 milhão de ciclos.

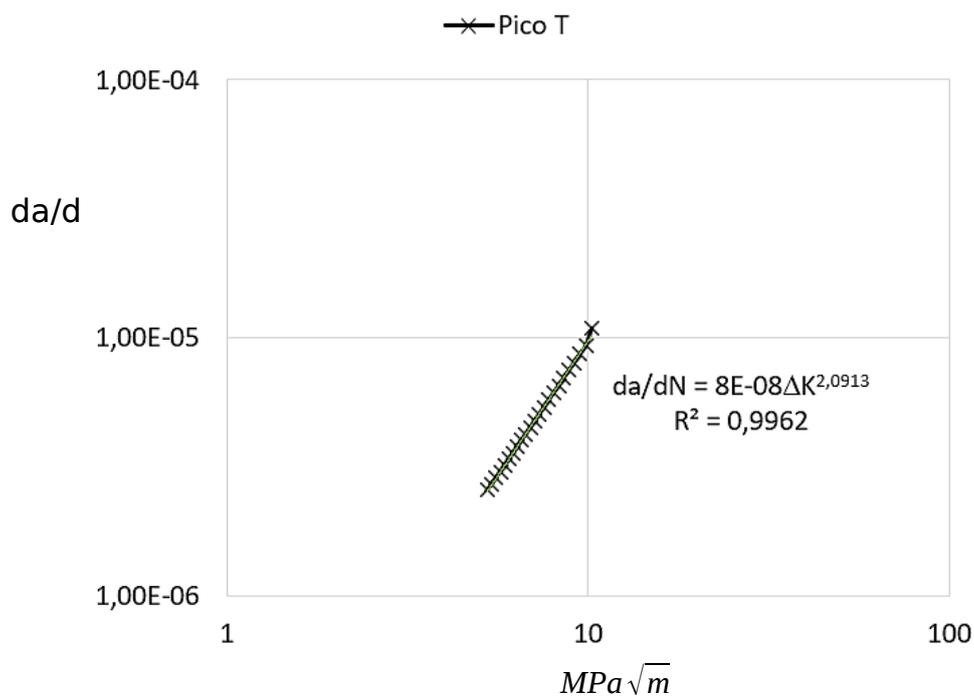
Figura 174: Comparação entre curvas ($a \times N$) - (PL – Wheeler) com curvas de crescimento de trinca sob carregamento com amplitude constante + sobrecarga (Nasgro)



Fonte: elaborada pelo autor.

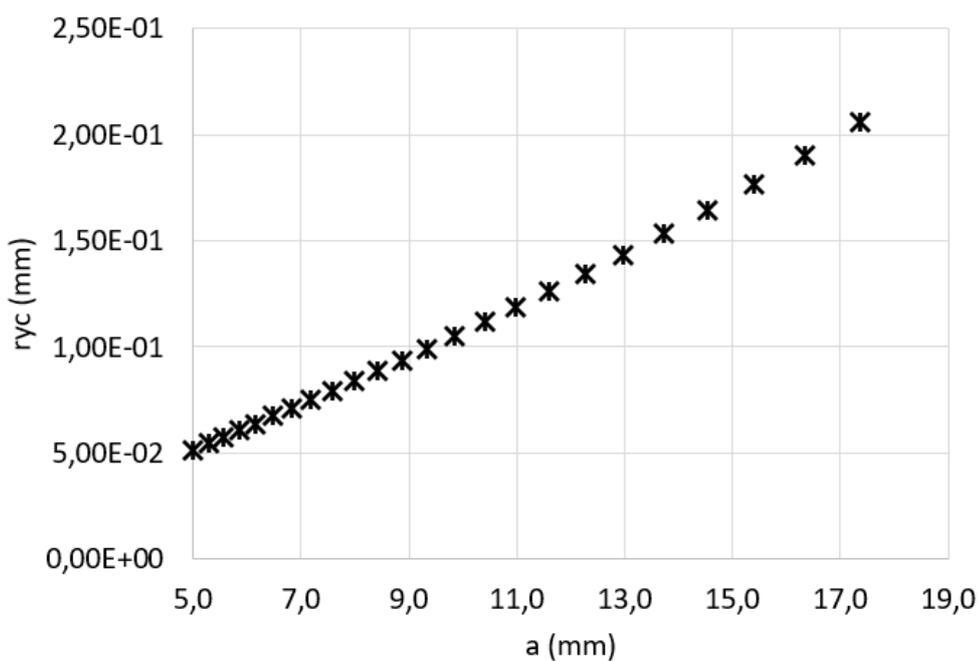
A Figura 175 mostra a curva ($da/dN \times \Delta K$) sob carregamento com amplitude constante + sobrecarga, geradas por Propag_Lameff utilizando modelo de Wheeler. As constantes $C = 8E-08$ e $m = 2,0913$ foram encontradas pela regressão de lei de potência. A Figura 176 apresenta a curva de evolução do tamanho da zona plástica na frente da trinca a cada intervalo de 100 mil ciclos, à medida que a trinca aumenta. Os resultados corroboram com estudos realizados por DATTA *et al.* (2018) em uma liga de alumínio Al 7075-T651 com sobrecargas simples e de diferentes magnitudes, onde se constatou que os micromecanismos associados ao retardo da trinca foram governados pela magnitude da sobrecarga e pelo comprimento da trinca em que a sobrecarga ocorreu.

Figura 175: Curva ($da/dN \times \Delta K$) sob carregamento de amplitude constante + sobrecarga, geradas por Propag_Lameff utilizando modelo de Wheeler



Fonte: elaborada pelo autor.

Figura 176: Curva tamanho da zona plástica na ponta da trinca vs. o tamanho da trinca a cada 100 mil ciclos, $r_{yc} \times a$



Fonte: elaborada pelo autor.

A partir das equações 31 e 32 descritas no capítulo anterior, podemos encontrar uma relação entre o tamanho da zona plástica gerada após a sobrecarga e o tamanho da zona plástica do ciclo corrente:

$$\frac{r_{y(o)}}{r_{y(c)}} = \frac{\frac{1}{\beta\pi} \left(\frac{K_o}{\sigma_{YS}} \right)^2}{\frac{1}{\beta\pi} \left(\frac{K_{max}}{\sigma_{YS}} \right)^2} \quad (93)$$

$$\frac{r_{y(o)}}{r_{y(c)}} = \left(\frac{K_o}{K_{max}} \right)^2 = (OLR)^2 \quad (94)$$

Para o caso estudado na simulação do grupo VII a relação $OLR = 2,1$, portanto, o tamanho da zona plástica gerada pelas sobrecargas são, aproximadamente, 4,5 vezes o tamanho da zona plástica do ciclo atual ($r_{y(o)} = 4,5 r_{y(c)}$). Importante ressaltar que o número de ciclos que a trinca permanecerá crescendo dentro de uma zona plástica gerada por uma sobrecarga será controlada pelo parâmetro γ da equação de ϕ . Quanto maior o valor de γ maior será o efeito do retardo e a permanência da trinca dentro da zona plasticamente afetada.

A Tabela 28 apresenta os parâmetros de entrada utilizados na simulação do Grupo VII.

Tabela 28: Parâmetros de entrada na simulação do Grupo VII

Fator de sobrecarga	fsc	2,0
Fator de subcarga	fscSubload	9999
Constante β da eq. (31) para cálculo do tamanho da zona plástica	beta	2,0
Parâmetro de ajuste do fator de retardo na equação de Wheeler γ	gamma	1,5
Parâmetro de ajuste da equação de Walker modificada γ_R	gamaR	0,5

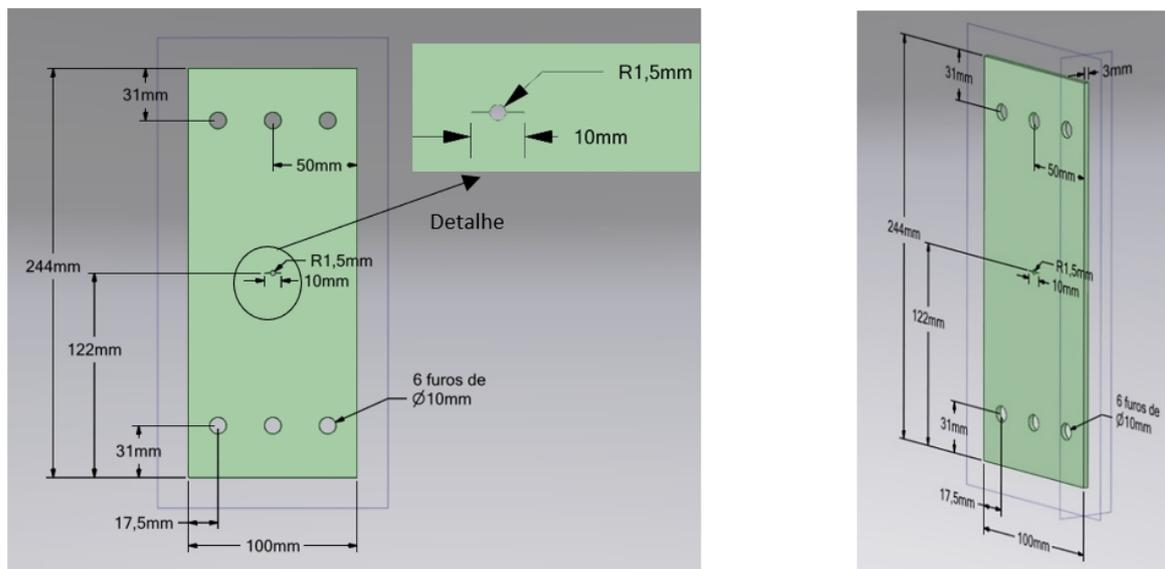
Fonte: elaborada pelo autor.

4.1.8 Grupo VIII de simulações – Liga 2050 T84 – R = 0,64 – EPT – Carregamento constante + pico sobrecarga + subcarga

O Grupo VIII de simulações foi proposto para verificar o comportamento de propagação de uma trinca, quando sujeita às condições de carregamento de amplitude constante com pico simples de sobrecarga trativa (T) seguido de sobrecarga compressiva (C) para se verificar o efeito de aceleração da trinca ou amenização do retardo da trinca. As simulações foram realizadas com razão de carga $R=0,64$ e $OLR=2,1$ (*overload ratio*), direção L-T, para a liga 2050-T84, com predominância de estado plano de tensão (EPT) e foram comparados com simulações realizadas nas mesmas condições por Amorim Neto (2019), que utilizou

o Nasgro com outros modelos de crescimento de trinca. A Figura 177 apresenta as dimensões do corpo de prova utilizado nas simulações (CP8).

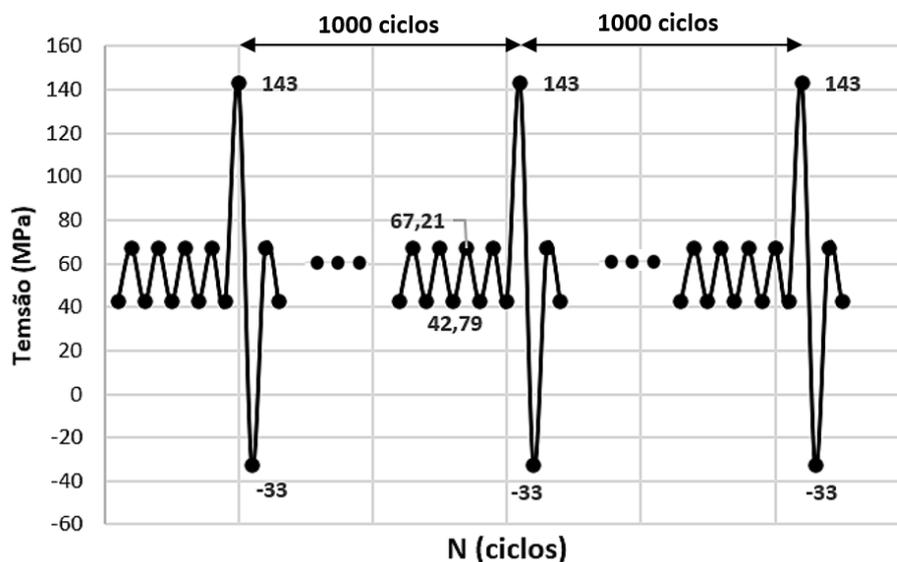
Figura 177: Definições geométricas CP8



Fonte: elaborada pelo autor.

A Figura 178 mostra as tensões utilizadas para o estudo de aceleração trinca após picos de sobrecarga iguais a 143 MPa (43,0 kN) seguidos de subcarga de -33,0 MPa (-10,0 kN), aplicados a cada 1000 ciclos.

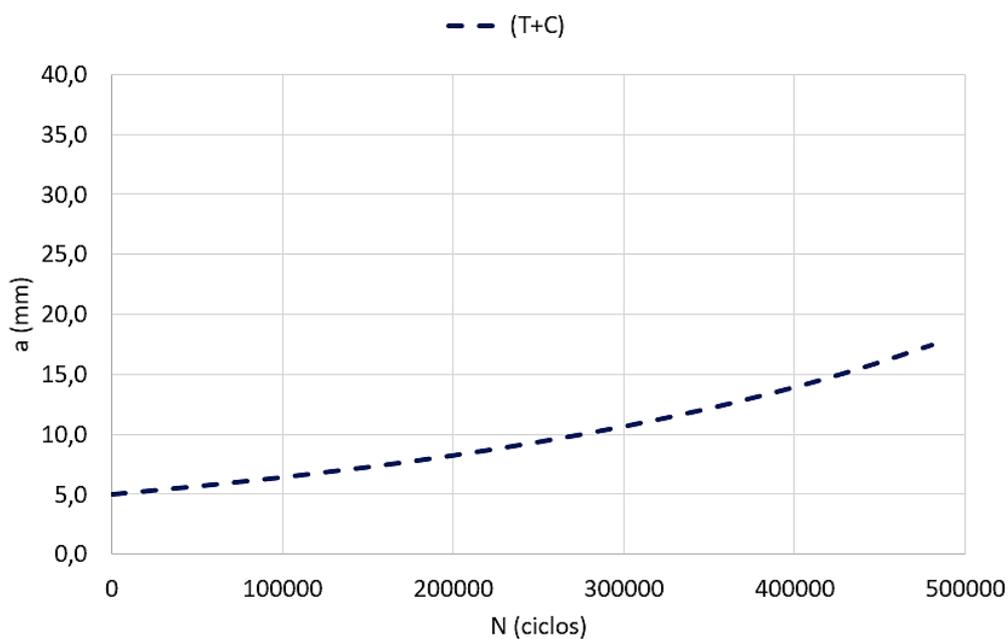
Figura 178: Tensões aplicadas em carregamento de amplitude constante seguido de pico de sobrecarga + subcarga



Fonte: elaborada pelo autor.

A curva ($a \times N$) com resultados de simulação por meio do programa Propag_Lameff é mostrada na Figura 179. Para esta simulação foi utilizado o parâmetro da equação de Walker modificada $\gamma_R = 0,5$. O parâmetro de retardo ϕ_R da eq. (29) de Wheeler foi ajustado com o expoente $\gamma = 1,5$. Estes parâmetros foram os mesmos utilizados no Grupo VII.

Figura 179: Curva simulação de crescimento de trinca em carregamento de amplitude constante seguido de pico de sobrecarga + subcarga



Fonte: elaborada pelo autor.

A Figura 180 mostra as curvas ($a \times N$), sob carregamento com amplitude constante com pico de sobrecarga seguido de subcarga (Nasgro). A legenda utilizada por Amorim Neto foi a mesma dos Grupos IV e VII.

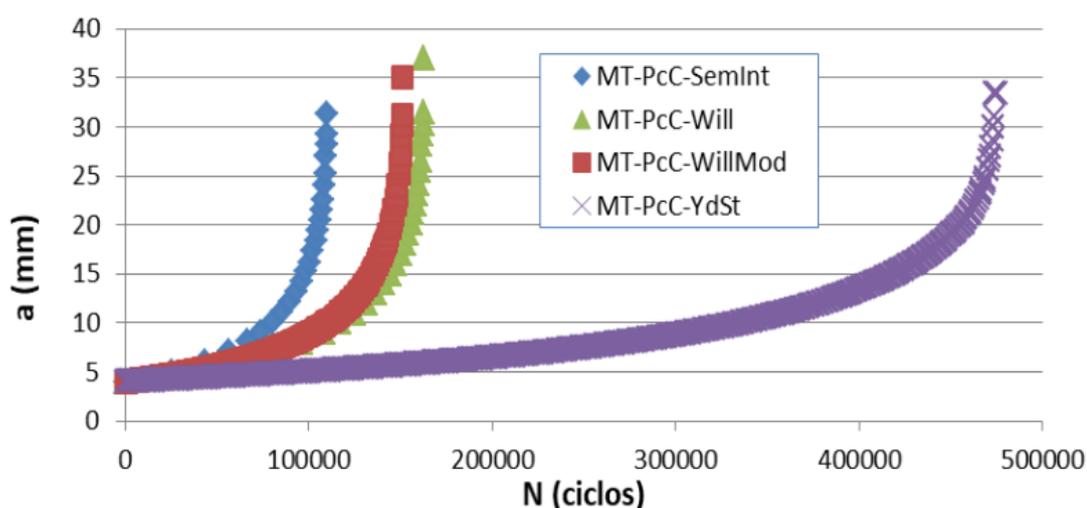
SemInt – desconsideração do efeito de interação de cargas;

Will – Willenborg Generalizado;

WillMod – Willenborg Generalizado Modificado;

YdSt – Modelo de faixa de escoamento - Strip Yield.

Figura 180: Curva simulação de crescimento de trinca em carregamento de amplitude constante seguido de pico de sobrecarga + subcarga (Nasgro)

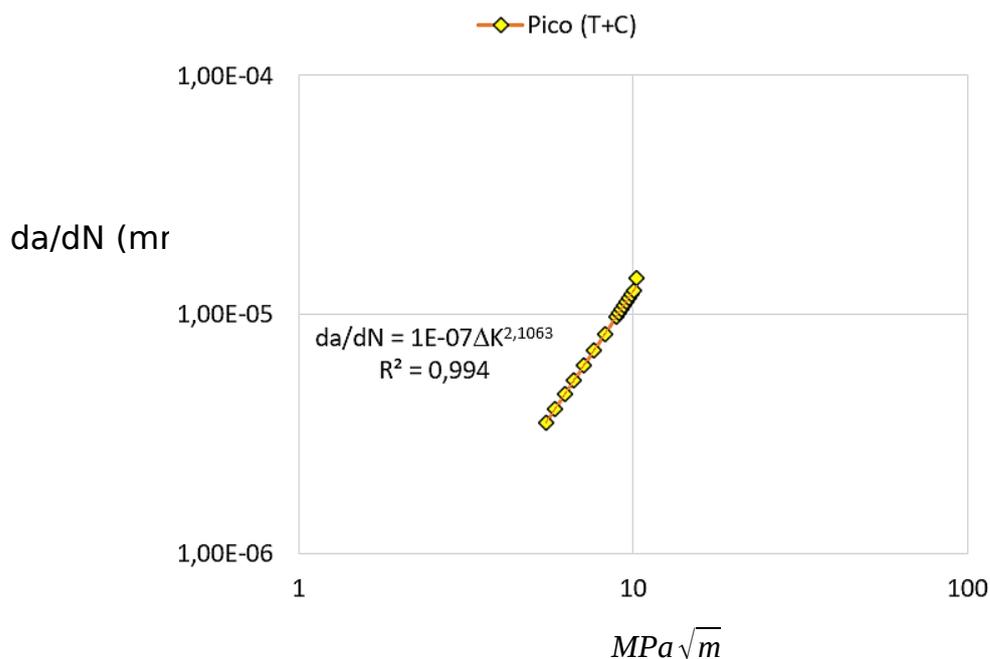


Fonte: Amorim Neto, (2019)

Constatou-se que o modelo de propagação de Wheeler teve boa correlação com o modelo de faixa de escoamento, praticamente com a mesma taxa de crescimento até 420 mil ciclos.

A Figura 181 mostra a curva ($da/dN \times \Delta K$) para condições do Grupo VIII, geradas por Propag_Lameff utilizando modelo de Wheeler. As constantes $C = 1E-07$ e $m = 2,1063$ foram encontradas por regressão de lei de potência.

Figura 181: Curva ($da/dN \times \Delta K$) sob carregamento de amplitude constante + sobrecarga + subcarga, geradas por Propag_Lameff utilizando modelo de Wheeler



A Tabela 29 apresenta os parâmetros de entrada utilizados na simulação do Grupo VIII.

Tabela 29: Parâmetros de entrada na simulação do Grupo VIII

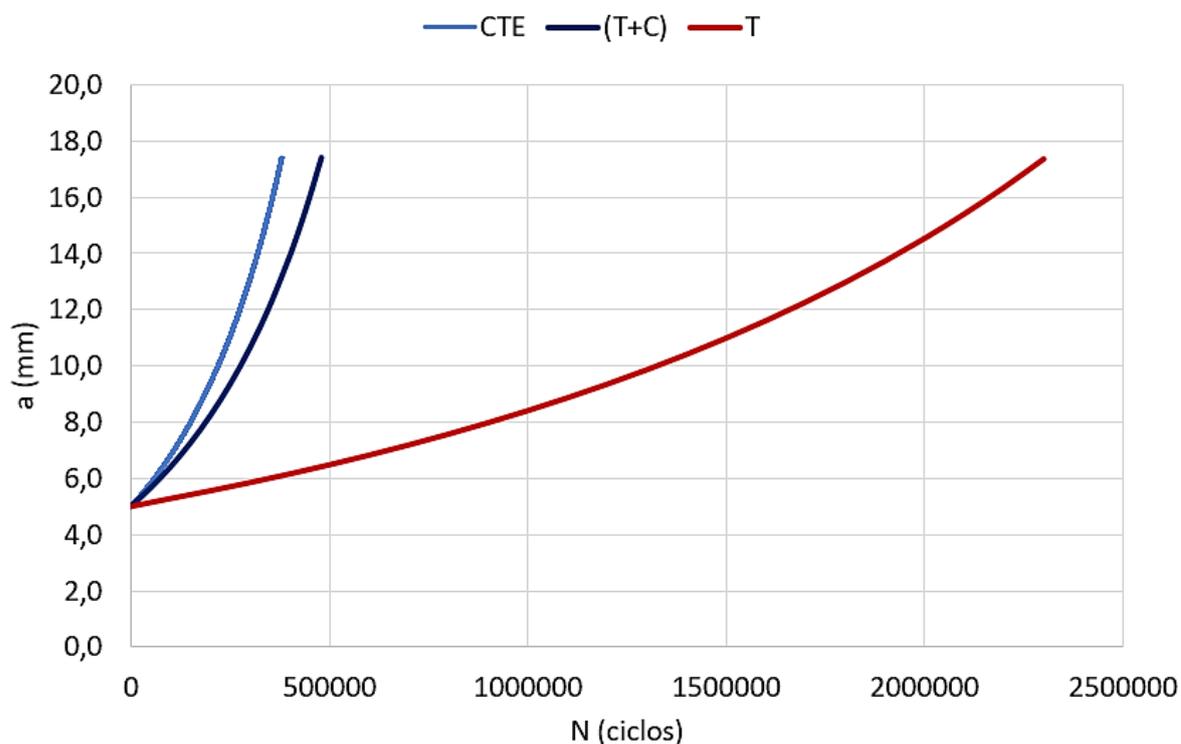
Fator de sobrecarga	fsc	2,0
Fator de subcarga	fscSubload	0
Constante β da eq. (31) para cálculo do tamanho da zona plástica	beta	2,0
Parâmetro de ajuste do fator de retardo na equação de Wheeler γ	gamma	1,5
Constante de ajuste do fator de aceleração da trinca \square_{acc}	beta acc	200
Constante de ajuste do fator de aceleração da trinca \square_{acc}	Teta acc	2
Parâmetro de ajuste da equação de Walker modificada γ_R	gamaR	0,5

Fonte: elaborada pelo autor.

4.1.9 Comparação entre resultados dos Grupos IV, VII e VIII

Para avaliar o efeito de retardo e aceleração de trinca, foi realizada uma comparação dos resultados dos Grupos IV, VII e VIII, visto que estes possuem o mesmo tipo de material e corpos de prova, bem como a mesma base de carregamentos de amplitude constante. Nos casos dos Grupos VII e VIII, se diferenciam do Grupo IV pela aplicação da sobrecarga (T), e sobrecarga + subcarga (T + C), respectivamente. A Figura 182, compara as três curvas de crescimento de trinças (a x N).

Figura 182: Curva de crescimento de trinca para simulações com carregamento constante (CTE), constante + pico de sobrecarga (T) e pico de sobrecarga + subcarga (T + C)



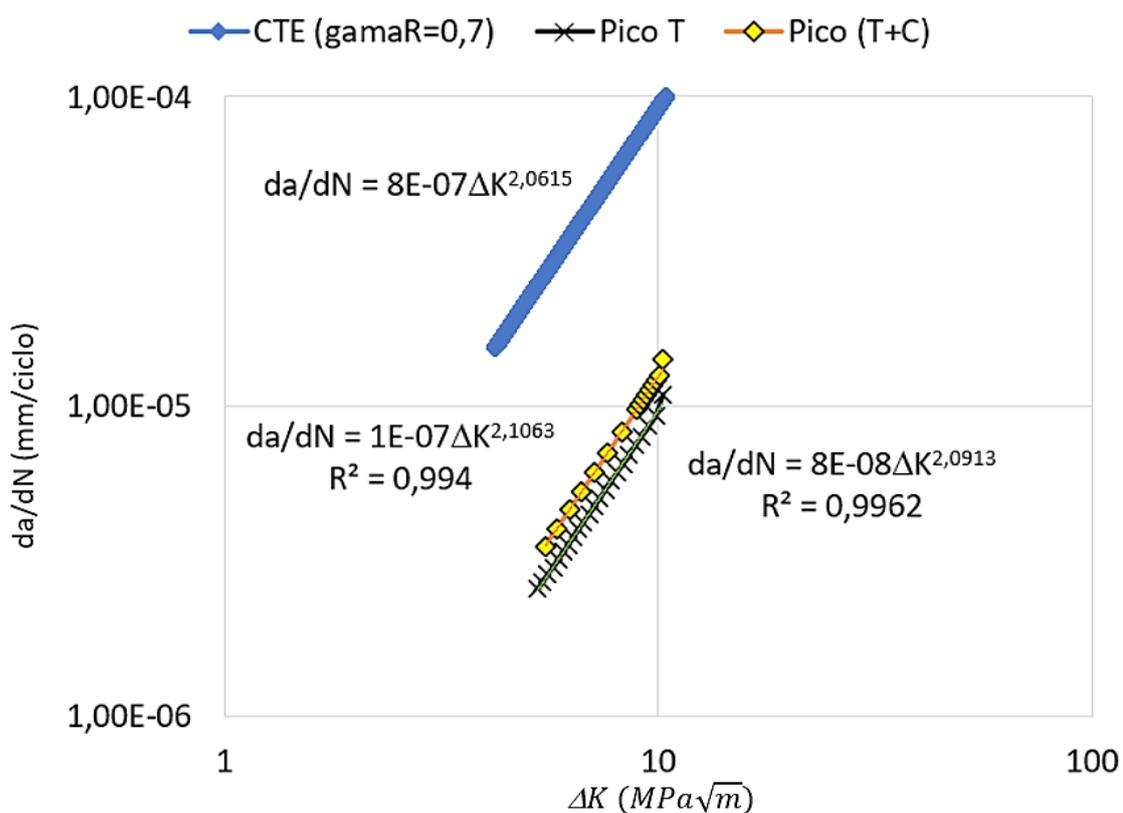
Fonte: elaborada pelo autor.

A Figura 182 mostra o efeito benéfico dos picos de sobrecarga aplicados, causando um retardo no crescimento da trinca em relação à simulação em carregamento constante. A aplicação do carregamento compressivo após a sobrecarga reduz o efeito de retardo, reduzindo a vida estimada. Para um comprimento de trinca da ordem de 17 mm o número de ciclos em carregamento constante foi da ordem de 380000 ciclos; em carregamento com picos de sobrecarga (T) foi da ordem de 2,3 milhões de ciclos; enquanto em carregamento com picos de sobrecarga seguidos de subcarga (T+C) foi da ordem de 480000 ciclos. Em relação ao carregamento constante, a aplicação das sobrecargas aumentaram a vida estimada em cerca de 6 vezes.

A Figura 183 apresenta a comparação entre as três curvas $da/dN \times \Delta K$, mostrando uma redução significativa da taxa de crescimento da trinca da/dN para a situação com pico de sobrecargas, da ordem de $1E-01$, para um mesmo valor de ΔK , constatando que os picos sucessivos de sobrecarga tratativa a cada 1000 ciclos são benéficos para prorrogar a vida do material. A equação $da/dN \times \Delta K$ para a curva de carregamento constante + sobrecarga é obtida por meio de uma regressão por lei de

potência. Os valores das constantes da equação de crescimento da trinca são $C=8E-08$ e $m = 2,0913$. A inclinação da reta é dada por m e o valor está bem próximo do expoente m para a equação de crescimento de trinca em amplitude constante. De fato, o retardo da trinca afeta de maneira mais direta o valor da constante C .

Figura 183: Curva $da/dN \times \Delta K$ para simulações com carregamento constante (CTE), constante + pico de sobrecarga (T) e pico de sobrecarga + subcarga (T + C)



Fonte: elaborada pelo autor.

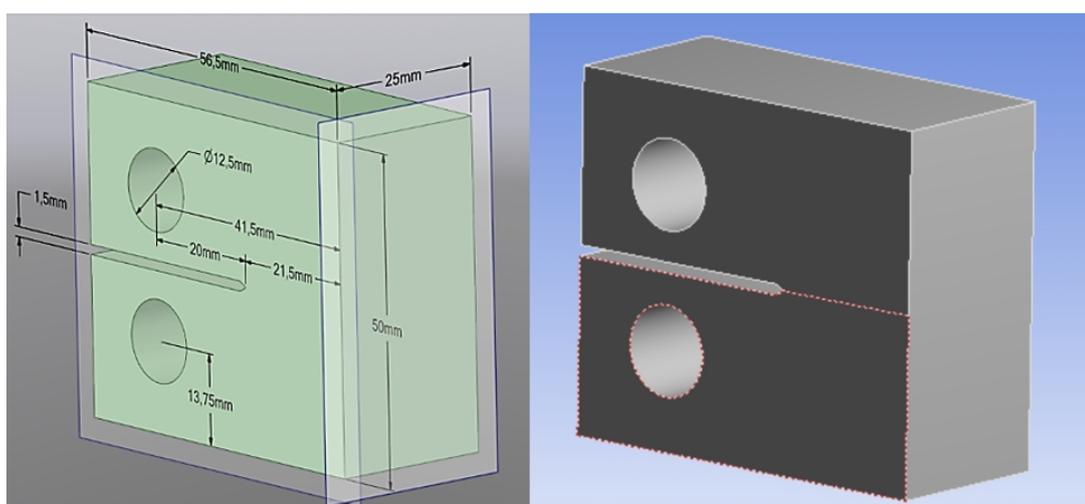
4.1.10 Simulações por meio do método dos elementos finitos – MEF

Com o objetivo de conferir os cálculos numéricos executados pelo programa Propag_Lameff, uma simulação do crescimento da trinca via método dos elementos finitos foi realizada no corpo de prova tipo CT do Grupo I de simulações. Para tanto, foi utilizado o programa ANSYS versão acadêmica, com limitação de 128 mil nós para físicas estruturais. O detalhamento de toda a simulação é descrito abaixo.

4.1.10.1 Definição geométrica do corpo de prova

A geometria utilizada nesta simulação é a mesma do corpo de prova CP1 – Grupo I, conforme dimensões mostradas na Figura 184.

Figura 184: Definições geométricas utilizadas nas simulações por elementos finitos



Fonte: elaborada pelo autor

4.1.10.2 Definição das propriedades do material – dados de entrada

As propriedades do material utilizado nas simulações por MEF e utilizadas como dados de entrada no programa são mostradas na Tabela 30:

Tabela 30: Dados de entrada para simulação via MEF da Liga 7475-T7351 – direção LT

Propriedades

Definição	Valor	Unidade
Limite de resistência	469,8	MPa
Limite de escoamento	395,1	MPa
Módulo de elasticidade	71	GPa
Tenacidade à fratura	50,5	MPa \sqrt{m}
Expoente da Lei de Paris – m	3,024	Adimensional
Constante da Lei de Paris – C	1,43e-07	mm/ciclo . MPa \sqrt{m}
B	25	mm
W	41,5	mm
a	20	mm
a/W	0,48	Adimensional

Fonte: elaborada pelo autor.

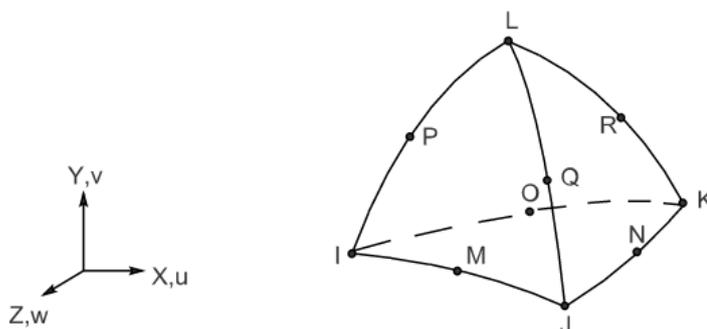
4.1.10.3 Criação do modelo de elemento finito com uma trinca inicial

Para simulação do crescimento da trinca foi utilizado o módulo SMART do ANSYS (*Separating, Morphing, Adaptive and Remeshing Technology*), que atualiza a malha automaticamente devido ao crescimento da trinca, em cada etapa da solução. Este método pode utilizar fatores de intensidade de tensão K_c , ou integral J_c , como parâmetros de fratura do material. Na simulação realizada no CP1, foi definido o fator de intensidade de tensão K_c como critério de cálculo do crescimento da trinca.

Uma simulação de crescimento de trinca feita no módulo SMART é do tipo “quase estática”. Este módulo pode realizar uma simulação tanto estática (carregamento monotônico), como também de crescimento de trinca por fadiga baseada na Lei de Paris, e ambas são análises estruturais não lineares.

A mecânica da fratura lida com trincas e sempre existe uma singularidade em torno da frente da trinca. Desta forma, a malha da frente da trinca é de extrema importância para a análise de tensões e para a precisão dos cálculos dos parâmetros de fratura. Diferenças de tamanho e forma dos elementos à frente e atrás da frente da trinca afetam diretamente a precisão dos cálculos dos parâmetros de fratura e, portanto, a simulação do crescimento da trinca. O módulo SMART utiliza o elemento finito tetraédrico de ordem superior SOLID187 (FIGURA 185). O elemento é definido por 10 nós com três graus de liberdade em cada nó, sendo translações nas direções nodais x, y e z. O elemento possui propriedades de plasticidade, hiperelasticidade, fluência, enrijecimento por tensão, grande deflexão e grande capacidade de deformação, ANSYS (2015).

Figura 185: Elemento finito tetraédrico de ordem superior SOLID187



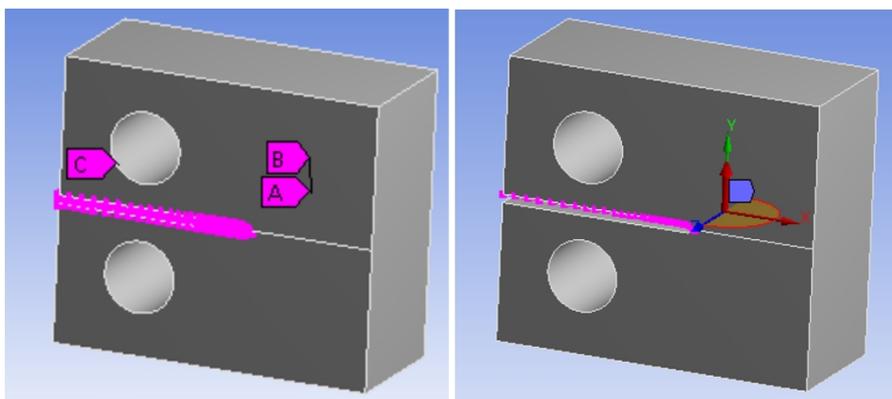
Fonte: ANSYS (2015).

Para a geração da malha, foi necessária a construção prévia de um modelo de elementos finitos com uma trinca inicial de modo que o programa reconhecesse as características de uma frente de trinca e pudesse efetuar os cálculos relacionados à fratura. Os seguintes passos foram adotados;

- Criação de sistema de coordenadas local na frente da trinca;
- Definição de parâmetros geométricos da trinca: face superior (*top*), face inferior (*bottom*), frente de trinca (*front*);
- Modelagem de uma frente de trinca com 6 contornos de malha de elementos finitos.

Os parâmetros geométricos da trinca foram utilizados para agrupar os respectivos nós, após a geração da malha de elementos finitos. A Figura 186 mostra a frente de trinca formada com base no sistema de coordenada local.

Figura 186: Construção da frente da trinca

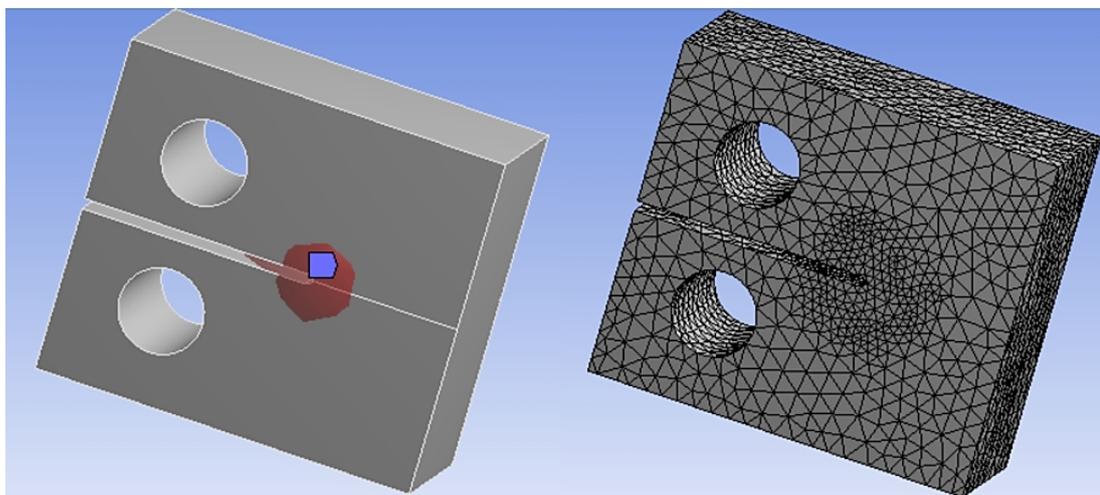


Fonte: elaborada pelo autor.

Toda e qualquer discretização por meio do método dos elementos finitos deve obedecer a alguns critérios de qualidade de malha, que se refere basicamente à

forma do elemento. Dimensões relativas entre base, altura e largura, ângulo entre faces ou arestas, dentre outras caracterizações, possuem diretrizes para uma boa qualidade do resultado. Foi realizado um processo de refinamento de malha na frente da trinca a fim de aumentar a precisão dos cálculos dos parâmetros de fratura e uma análise da qualidade da forma do elemento. Para este objetivo, foi definida uma esfera de influência na frente da trinca com raio igual a 14 mm e tamanho do elemento igual a 1,2 mm. Estes valores foram definidos após um processo prévio de refinamento e convergência de malha. A Figura 187 mostra a malha de elementos finitos gerada com o devido grau de refinamento na frente da trinca. Foram utilizados 58119 elementos e 81765 nós.

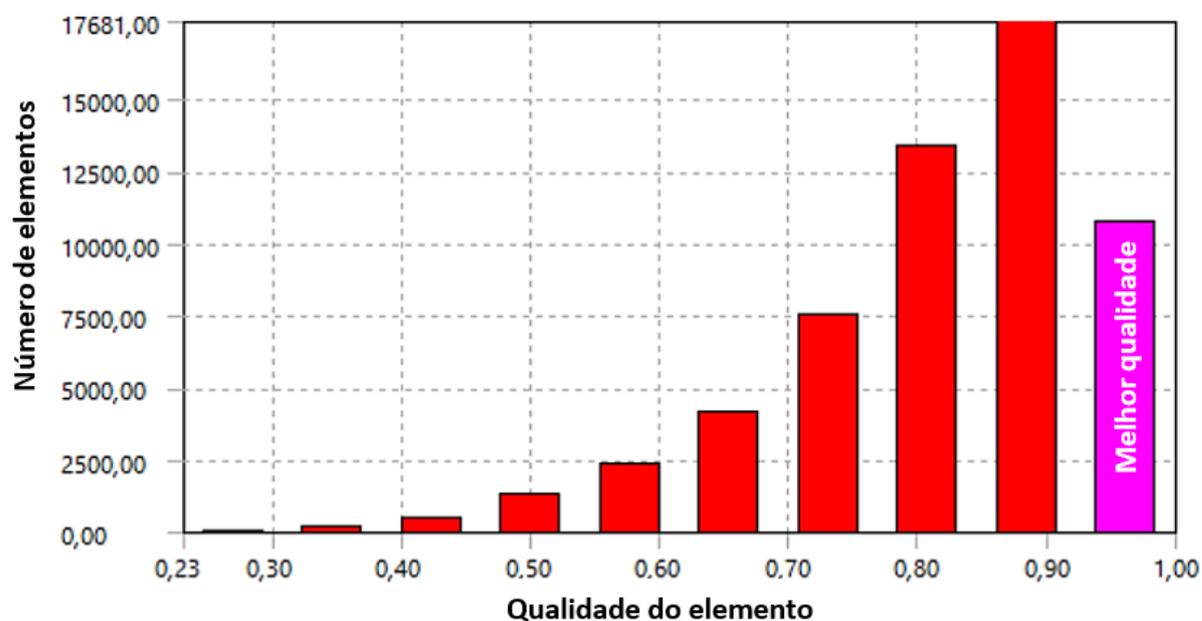
Figura 187: Construção da malha de elementos finitos



Fonte: elaborada pelo autor.

A Figura 188 mostra o gráfico de qualidade dos elementos da malha gerada. Quanto mais próximo de 1, melhor é a qualidade do elemento e mais precisos são os resultados encontrados nestes elementos. Numa simulação de propagação de trinca a região de principal interesse é a ponta da trinca ou, para casos 3D, a região da frente da trinca.

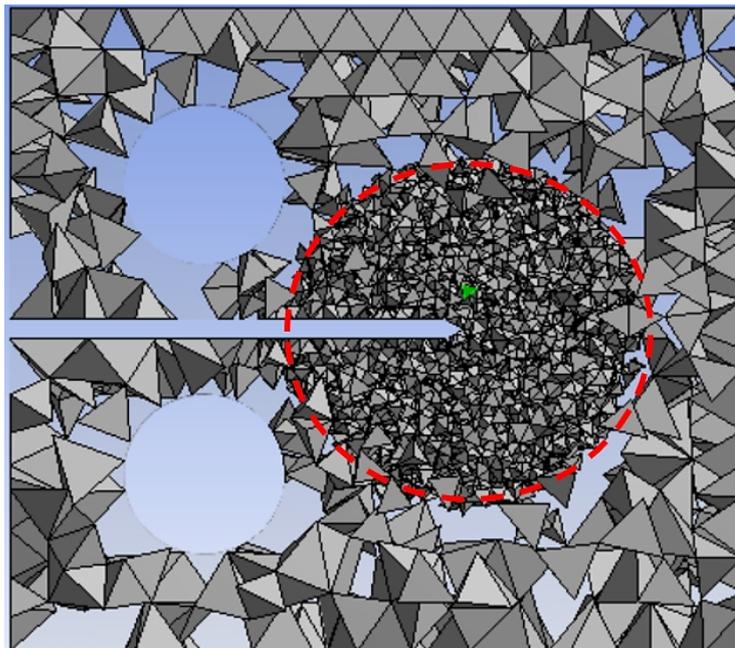
Figura 188: Qualidade dos elementos da malha



Fonte: elaborada pelo autor.

A Figura 189 mostra o refinamento da malha. Os elementos de melhor qualidade (0,961) estão localizados exatamente na região esférica na frente da trinca. De um modo geral, 49310 elementos possuem qualidade superior a 0,7, representando 85,4 % do total de elementos da malha.

Figura 189: Refinamento da malha na frente da trinca

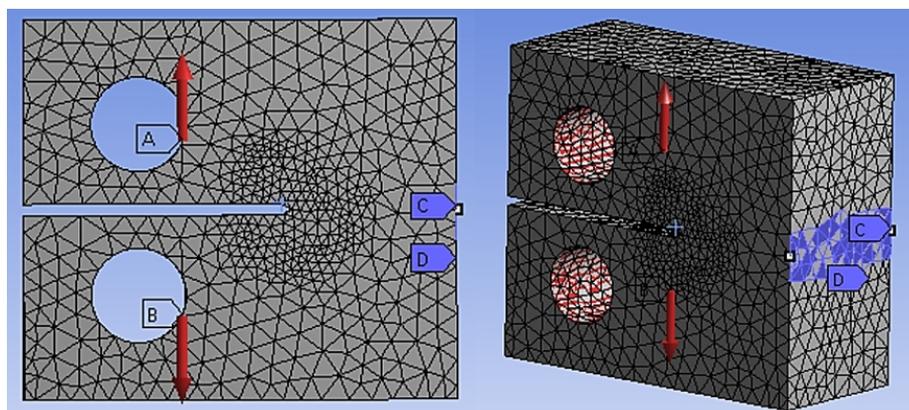


Fonte: elaborada pelo autor.

4.1.10.4 Definição das condições de contorno

Antes de executar a solução, foram aplicadas as seguintes condições de contorno: restrição em 3 GDL nos nós de 29 faces de elementos localizados na face posterior do corpo de prova pontos (região C-D); aplicação de carregamentos nos furos A e B, conforme a Figura 190:

Figura 190: Aplicação das condições de contorno



Fonte: elaborada pelo autor.

4.1.10.5 Simulação estática via MEF (carregamento monotônico)

Foram realizadas simulações de crescimento de trinca com carregamento estático, monotônico, variando o valor do carregamento P de forma a comparar com os resultados analíticos encontrados no programa Propag_Lameff. A Tabela 31 apresenta os valores de K e tensões máximas σ encontrados a partir do programa Propag_Lameff e do ANSYS.

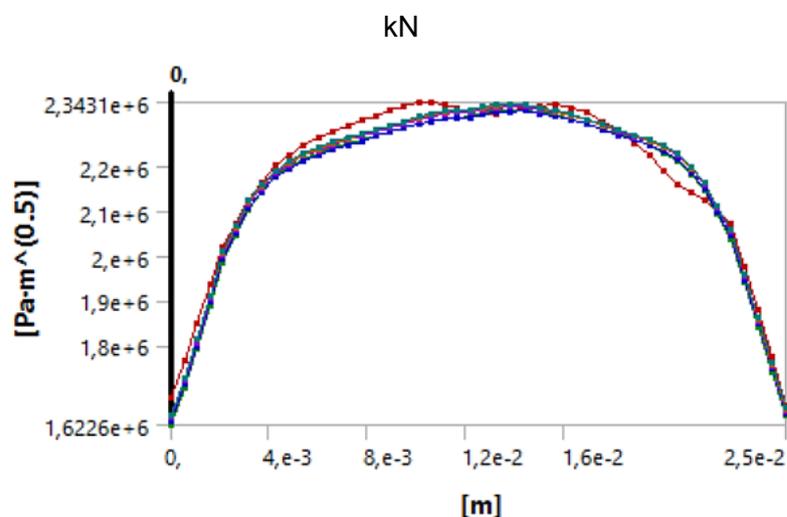
Tabela 31: Comparação de resultados de simulação Ansys x Propag_Lameff

P (kN)	K (Ansys) $MPa\sqrt{m}$	K (PL*) $MPa\sqrt{m}$	Dif.	σ (Ansys) MPa	σ (PL*) MPa	Dif.
0,5	0,78	0,89	+ 14,1 %	0,50	0,48	- 4,0%
1,5	2,34	2,69	+ 14,9 %	1,52	1,45	- 4,6%
2,5	3,90	4,48	+ 14,8 %	2,53	2,41	- 4,7 %
3,5	5,46	6,28	+15,0 %	3,54	3,37	- 4,8 %
4,0	6,23	7,18	+15,2 %	4,04	3,86	- 4,4 %
5,0	7,80	8,97	+15,0 %	5,06	4,82	- 4,7 %

Fonte: elaborada pelo autor.

A Figura 191 mostra a variação do fator de intensidade de tensão calculada ao longo da espessura de 25 mm do corpo de prova, na condição de carregamento P = 1,5 kN, obtendo valor máximo no meio da espessura e valores mínimos nas bordas livres.

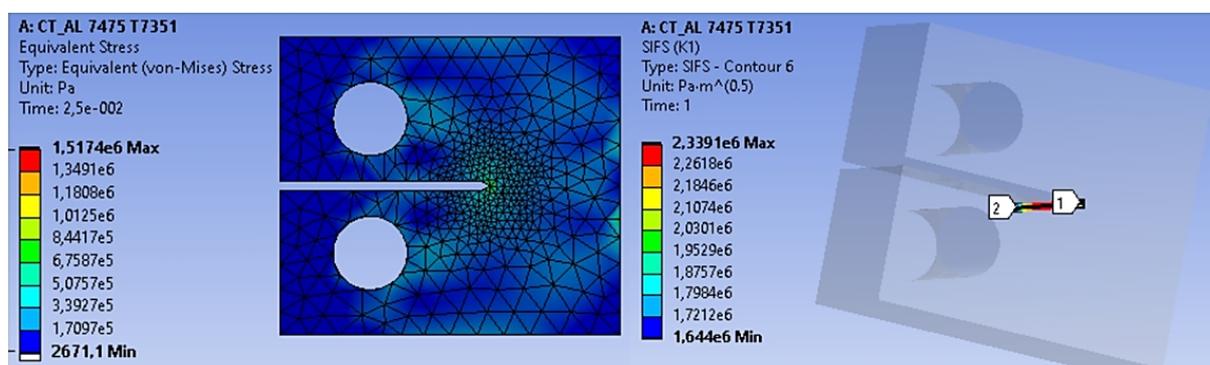
Figura 191: Variação do fator de intensidade de tensão ao longo da espessura do CP, P=1,5



Fonte: elaborada pelo autor com o ANSYS.

A Figura 192 mostra as tensões equivalentes de Von Mises e os valores do fator de intensidade de tensão do corpo de prova, na condição de carregamento $P = 1,5 \text{ kN}$.

Figura 192: Tensões equivalentes de Von Mises e valores de KI, $P=1,5 \text{ kN}$



Fonte: elaborada pelo autor com utilização do ANSYS.

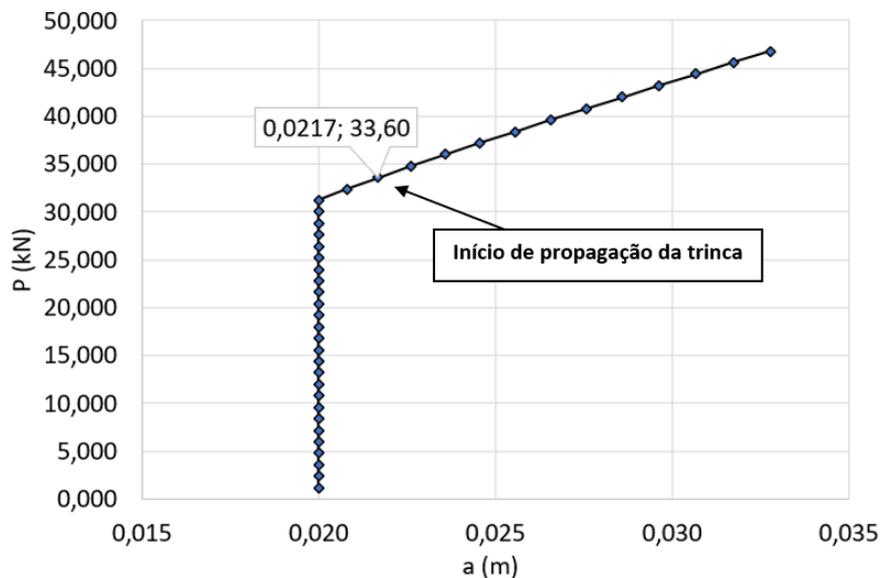
4.1.10.6 Simulação de propagação de trinca via MEF – Carregamento crescente em rampa

Para propagação da trinca e avaliação dos respectivos valores de K , foi realizada, primeiramente, um cálculo prévio para estimativa da carga crítica P_c . O valor estimado foi $P_c = 33 \text{ kN}$, porém, essa carga foi insuficiente para iniciar a propagação da trinca. Apesar do valor máximo, localizado no centro da espessura a $12,5 \text{ mm}$, ser igual a $51,5 \text{ MPa}\sqrt{m} > K_{Ic}$ do material, o valor médio de K ao longo da espessura foi menor que o valor crítico, não propagando a trinca.

Uma segunda simulação foi realizada com carregamento crescente em forma de rampa, com P variando de zero a 48 kN . Este carregamento foi suficiente para iniciar a propagação da trinca. A simulação foi realizada em 40 substeps. Cada substep corresponde a $1/40 \text{ s}$ ($0,025\text{s}$). Entre os substeps 1 a 27, a análise ocorreu de forma linear, sem alteração de malha e nem crescimento da trinca. A partir do substep 28 ($0,7\text{s}$) com P igual $33,6 \text{ kN}$ o K atingiu valor igual a $52,8 \text{ MPa}\sqrt{m}$, a trinca iniciou a propagação e a análise passou a ser não-linear. A cada passo subsequente, a malha de elementos finitos foi atualizada automaticamente na frente

da trinca (substeps 28 a 40). A Figura 193 mostra a variação do carregamento P com o avanço de propagação da trinca.

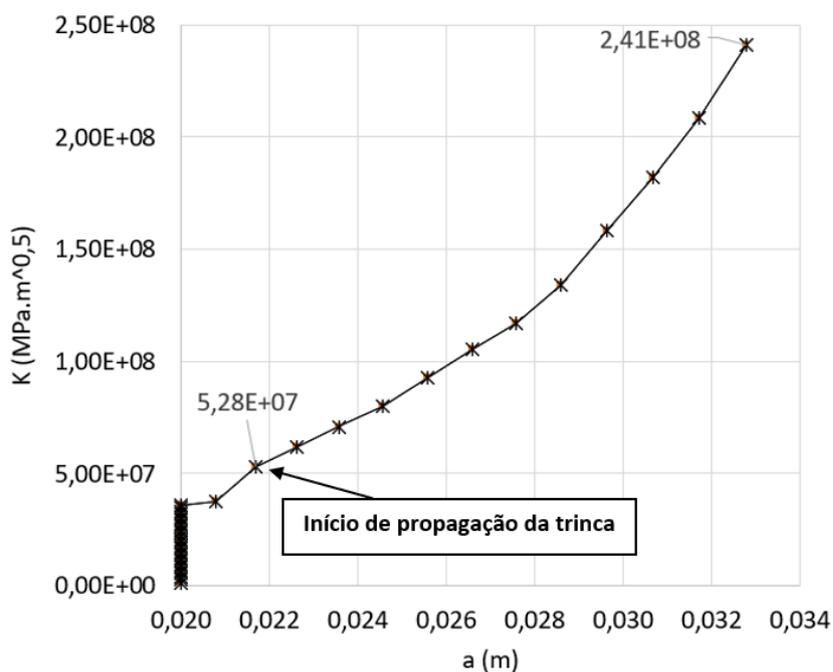
Figura 193: Carregamento crescente em rampa (48kN) x tamanho da trinca (a)



Fonte: elaborada pelo autor.

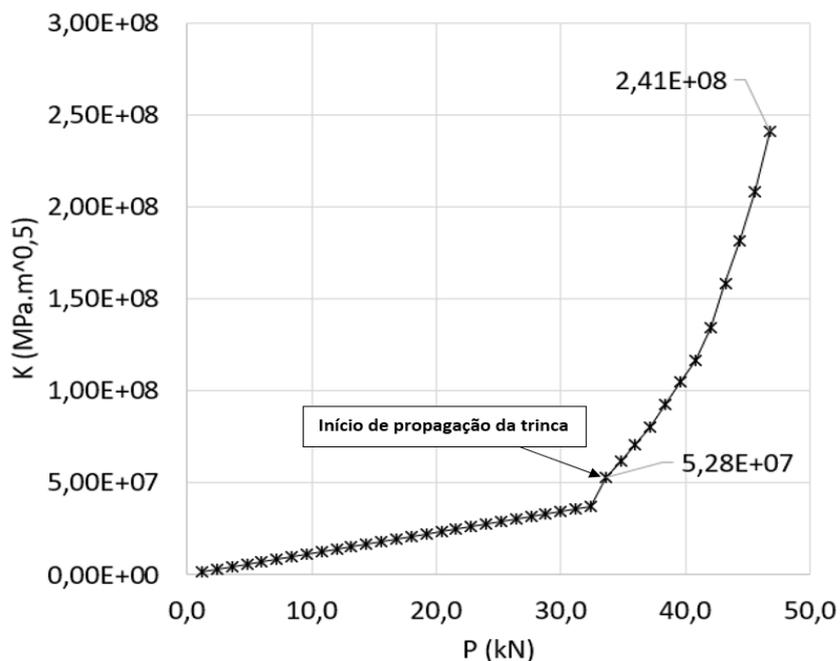
Os resultados de K_I , calculados por meio do MEF, com o crescimento da trinca são mostrados na Figura 194.

Figura 194: Curva de K_I x tamanho da trinca (a) para $P = 48,0$ kN (em rampa)



Os resultados de K_I , calculados por meio do MEF, com a variação do carregamento P são mostrados na Figura 195.

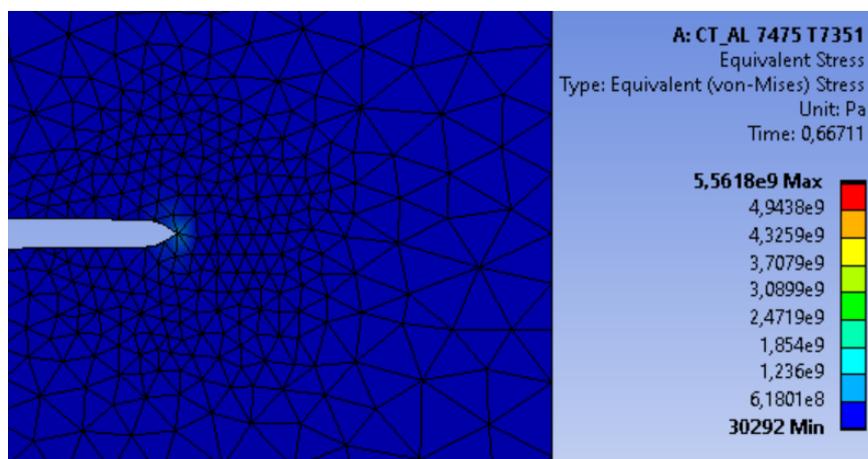
Figura 195: Variação do valor de K (MEF) para carregamento P = 48,0 kN (em rampa)



Fonte: elaborada pelo autor.

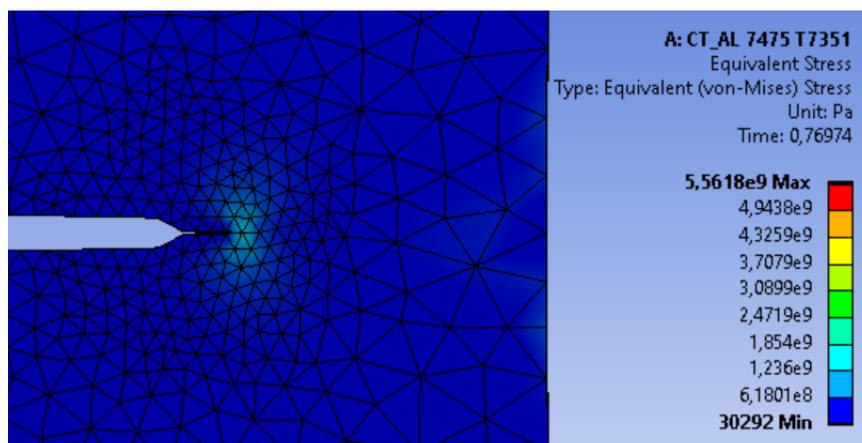
As Figuras 196 a 200 mostram as soluções gráficas do campo de tensões Von Mises da simulação realizada no programa ANSYS, em diferentes momentos da propagação da trinca, com carregamento em rampa.

Figura 196: Solução gráfica do campo de tensões Von Mises da simulação realizada no programa ANSYS, P = 32 kN / tensão = 190 MPa / K = 36 $MPa\sqrt{m}$ / a = 20 mm



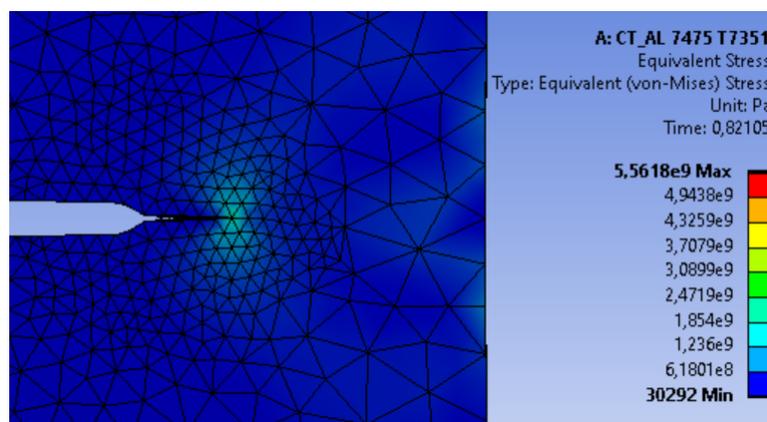
Fonte: elaborada pelo autor com programa ANSYS.

Figura 197: Solução gráfica do campo de tensões Von Mises da simulação realizada no programa ANSYS, P = 36,94 kN / tensão = 269 MPa / K = 75 $MPa\sqrt{m}$ / a = 24 mm



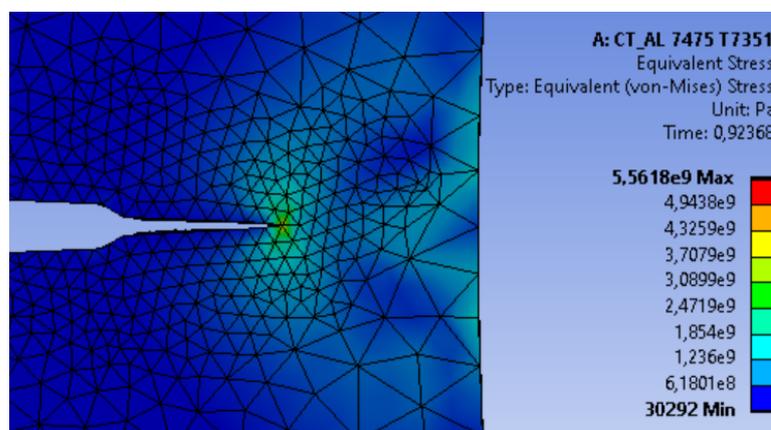
Fonte: elaborada pelo autor com programa ANSYS.

Figura 198: Solução gráfica do campo de tensões Von Mises da simulação realizada no programa ANSYS, $P = 39,4 \text{ kN}$ / tensão = 310 MPa / $K = 95 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ / $a = 26,5 \text{ mm}$



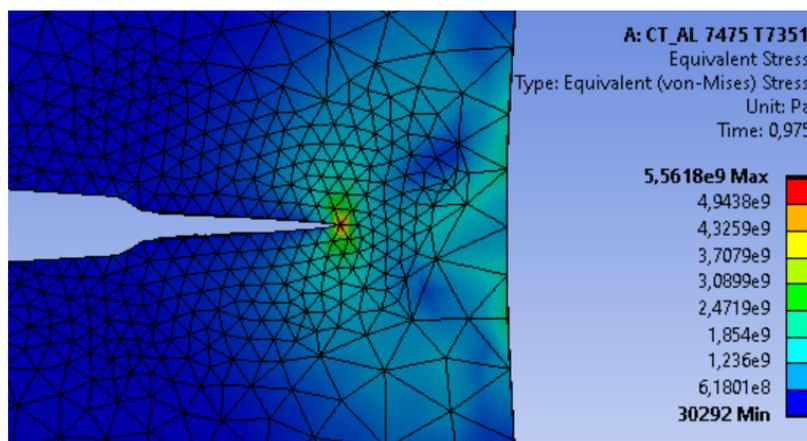
Fonte: elaborada pelo autor com programa ANSYS.

Figura 199: Solução gráfica do campo de tensões Von Mises da simulação realizada no programa ANSYS, $P = 44,3 \text{ kN}$ / tensão = 434 MPa / $K = 185 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ / $a = 30,6 \text{ mm}$



Fonte: elaborada pelo autor com programa ANSYS.

Figura 200: Solução gráfica do campo de tensões Von Mises da simulação realizada no programa ANSYS, $P = 46,8 \text{ kN}$ / tensão = 522 MPa / $K = 241 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ / $a = 32 \text{ mm}$

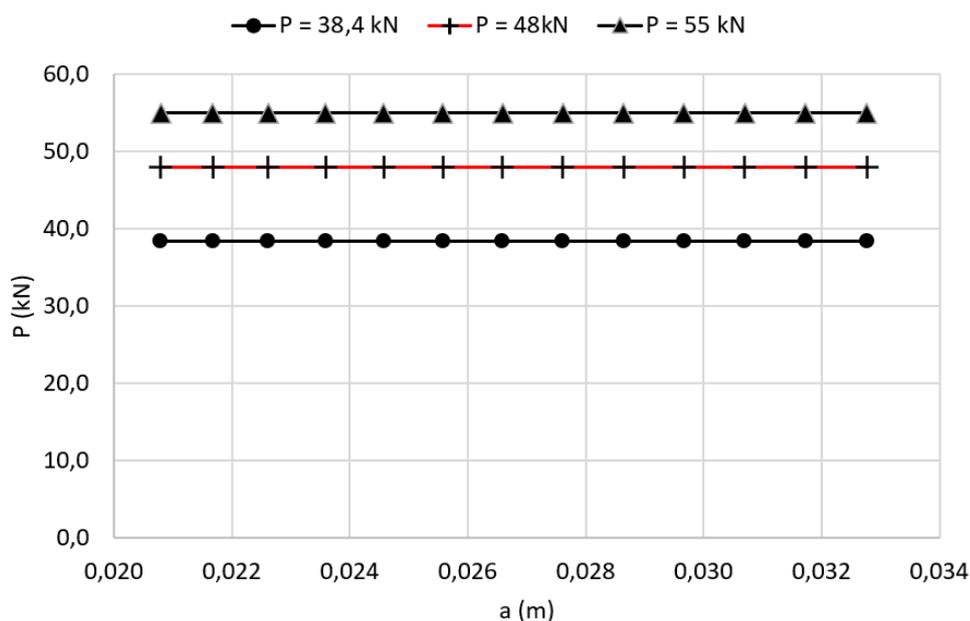


Fonte: elaborada pelo autor com programa ANSYS.

4.1.10.7 Simulação de propagação de trinca via MEF – Carregamento constante

Uma terceira simulação por meio do método dos elementos finitos foi realizada para verificar a variação de K ao longo do crescimento da trinca, com carregamentos P constantes. Foram utilizados três carregamentos, $P_1 = 38,4$ kN, $P_2 = 48,0$ kN e $P_3 = 55,0$ kN. Importante observar que a razão de carga R entre P_1 e P_2 é igual a 0,8. Estes valores de carregamentos foram estimados de tal forma que fossem capazes de iniciar e propagar a trinca, ultrapassando o valor de crítico de intensidade de tensão K_{Ic} do material. O comprimento inicial da trinca foi de 20 mm e final de 32,8 mm. Estes valores foram definidos para comparação posterior com os resultados das simulações realizadas no Grupo I. A simulação foi realizada com 13 substeps, sendo o primeiro substep linear e os 12 substeps restantes com análise não-linear, conforme o avanço da trinca. A Figura 201 mostra a intensidade de P com o tamanho da trinca.

Figura 201: Intensidade dos carregamentos constantes P (kN) com o tamanho da trinca

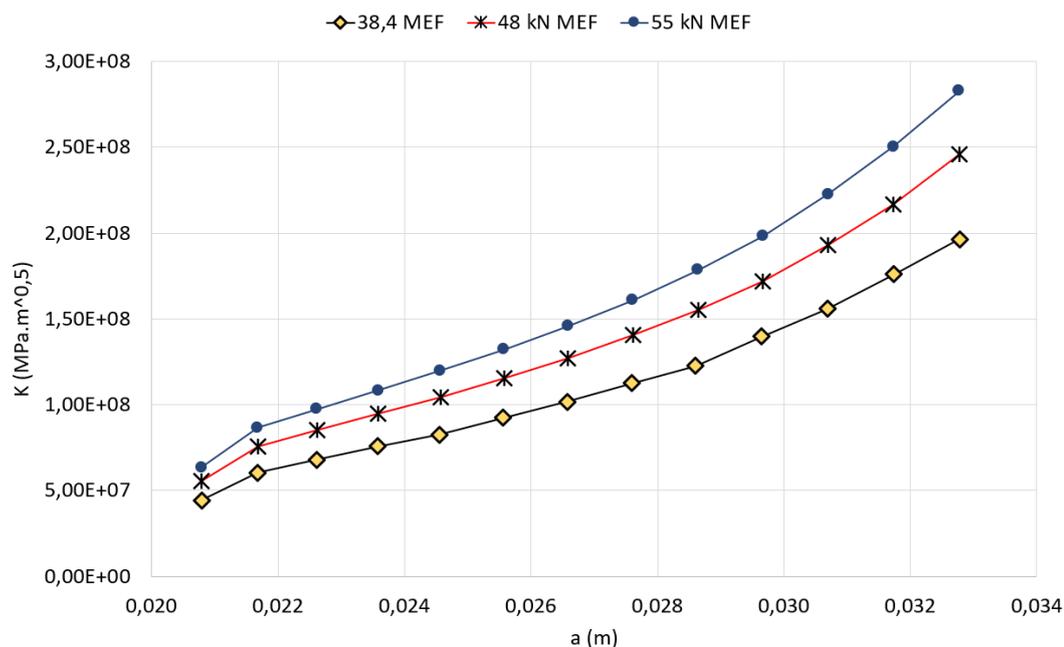


Fonte: elaborada pelo autor.

O objetivo principal desta simulação foi de estimar o número de ciclos necessários para a trinca crescer de 20 mm até 32,8 mm, por meio do método dos elementos finitos, e comparar com a estimativa do Grupo I de simulações via programa Propag_Lameff e com dados experimentais do Grupo I ($R=0,8$). Para isto, foi utilizada a seguinte sequência de ações:

- Propagação da trinca com carregamento constante de intensidade $P_1 = 38,4$ kN via método dos elementos finitos (ANSYS);
- Propagação da trinca com carregamento estático e constante de intensidade $P_2 = 48$ kN via método dos elementos finitos (ANSYS);
- Propagação da trinca com carregamento estático e constante de intensidade $P_3 = 55$ kN via método dos elementos finitos (ANSYS);
- Cálculo dos valores de Δa para cada substep (ANSYS);
- Cálculo dos valores de KI ao longo do crescimento da trinca entre $a_i = 20$ mm e $a_f = 32,8$ mm, para os 3 carregamentos via método dos elementos finitos, curvas $K \times a$ (ANSYS), mostradas na Figura 202;

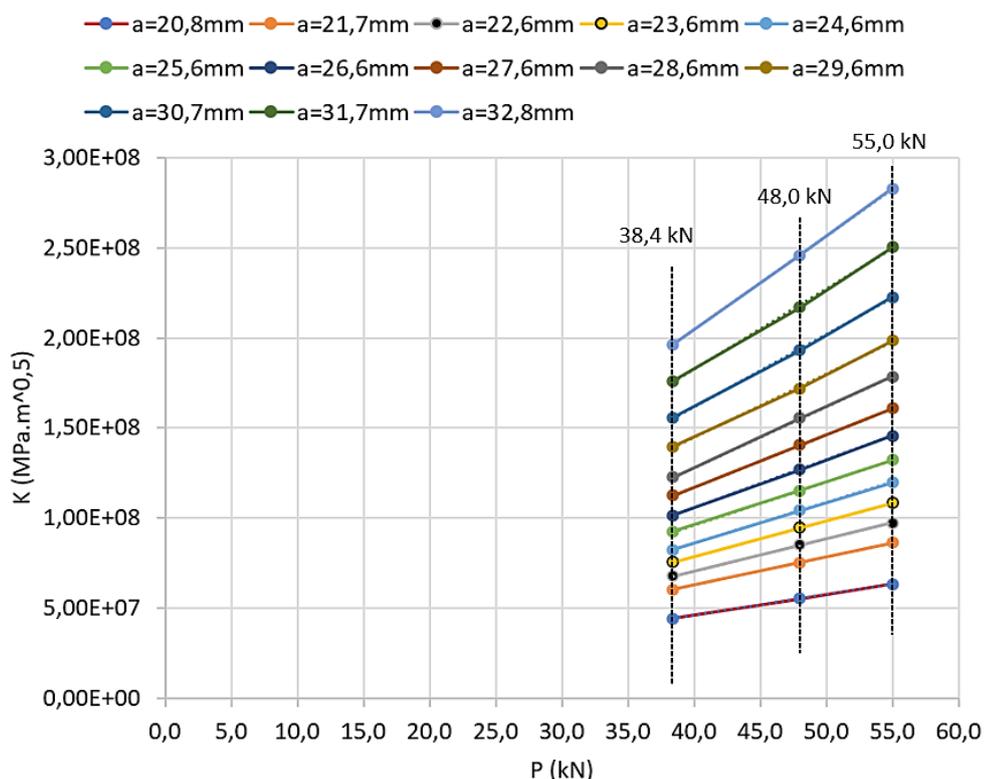
Figura 202: Curvas KI x a para carregamentos P_1 , P_2 e P_3



Fonte: elaborada pelo autor.

- f) Construção das curvas K x P para os 13 substeps (comprimentos de trinca) com referência aos 3 carregamentos aplicados, conforme Figura 203;

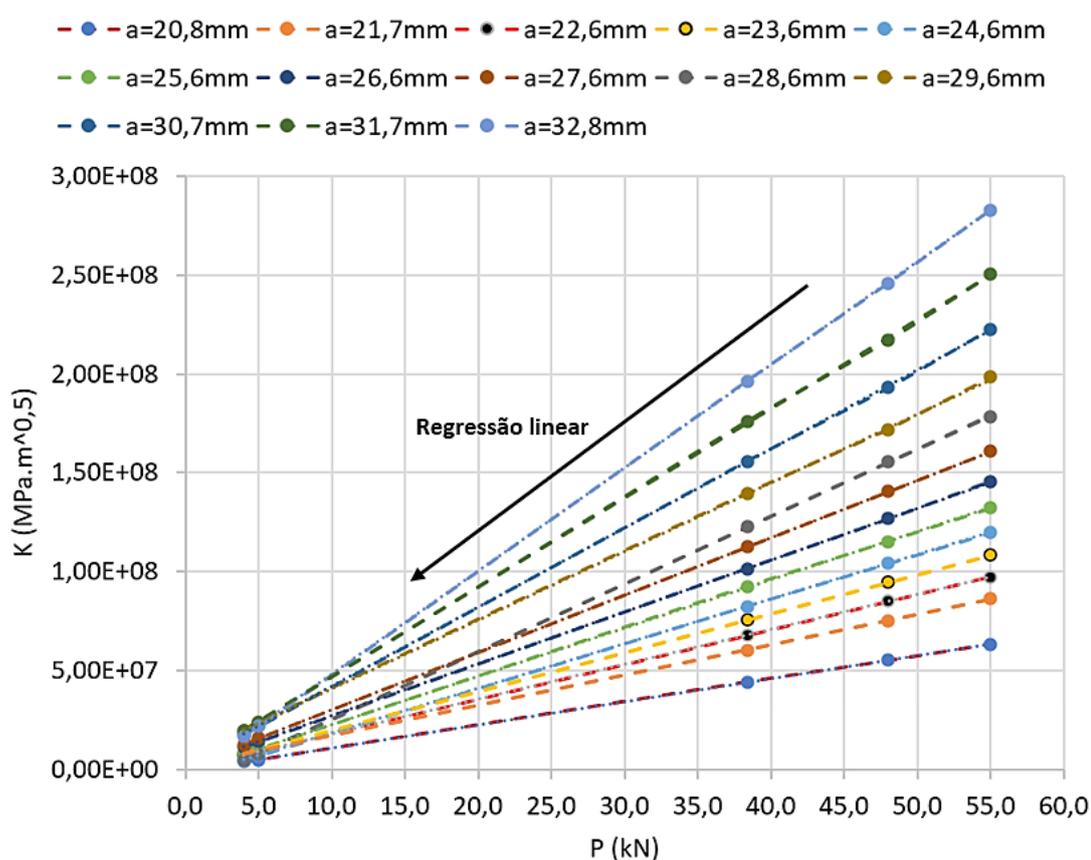
Figura 203: Curvas K x P para os 13 substeps (comprimentos de trinca) com referência aos carregamentos P₁, P₂ e P₃



Fonte: elaborada pelo autor.

- g) Como as cargas aplicadas do Grupo I de simulações ($P_{\min} = 4 \text{ kN}$ e $P_{\max} = 5 \text{ kN}$ / $R = 0,8$) não são suficientes para propagar a trinca de maneira estática, foram feitas regressões lineares das curvas $K \times P$ para estimativa dos valores de K para os carregamentos de $P_{\min} = 4 \text{ kN}$ e $P_{\max} = 5 \text{ kN}$. A regressão linear foi adequada pois, mantendo-se o valor de a constante, K varia linearmente com a carga aplicada (FIGURA 204);

Figura 204: Curvas $K \times P$ para estimativa dos valores de K por regressão linear para os carregamentos $P_{\min} = 4 \text{ kN}$ e $P_{\max} = 5 \text{ kN}$



Fonte: elaborada pelo autor.

- h) Foram calculados os valores de K_{\min} e K_{\max} para os carregamentos $P_{\min} = 4\text{kN}$ e $P_{\max} = 5 \text{ kN}$ nos 13 substeps, por meio das respectivas equações de regressão linear;
- i) Cálculo dos respectivos ΔK para uso na equação de Paris, e $\Delta K'$ para utilização na equação de Walker modificada, para fins de consideração do efeito da razão de carga $R=0,8$;

j) Cálculo dos valores de ΔN e $\Delta N'$, em cada substep, por meio da equação de Paris e Walker modificada, respectivamente. Os resultados são apresentados na Tabela 32.

Tabela 32: Parâmetros e estimativa de vida para carregamentos $P_{\min} = 4\text{kN}$ e $P_{\max} = 5\text{kN}$, conforme regra de Paris e Walker modificada ($\gamma_R = 0,5$)

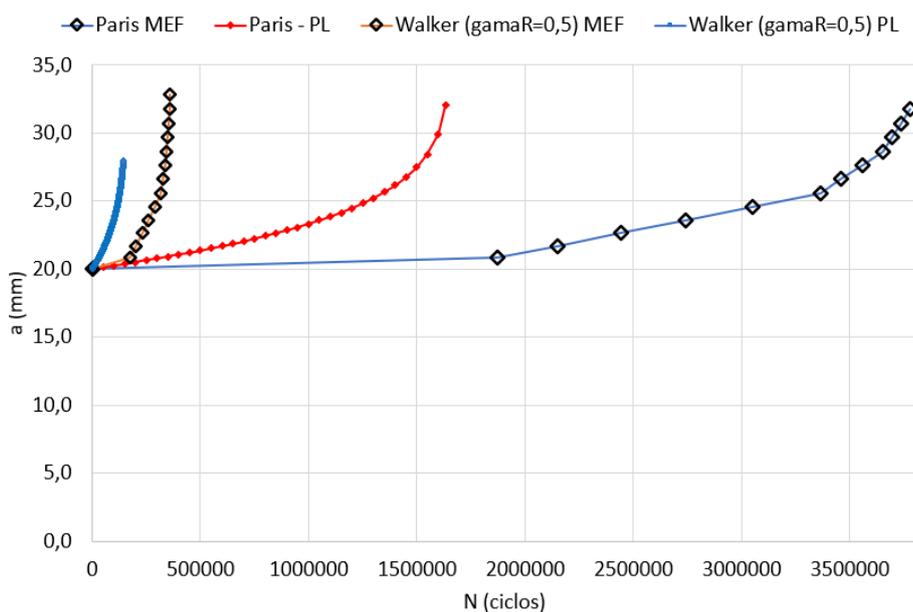
Sub step	a (mm)	Δa (mm)	Regressão linear	P = 4,0 kN K (Pa.m ^{0,5})	P = 5,0kN K (Pa.m ^{0,5})	ΔK (Pa.m ^{0,5})	$\Delta K'$	ΔN Paris (ciclos)	N (Paris)	$\Delta N'$ Walker (ciclos)	N' (Walker $\gamma_R=0,5$)	$\Delta a / \Delta N$ (mm/ciclo)
1	20,8	0,8	K = 2E+06P + 627,95	4,00E+06	5,00E+06	1,00E+06	2,24E+06	1874561	1874561	177096	177096	1,0420E-05
2	21,7	1,7	K = 2E+06P + 627,95	8,00E+06	1,00E+07	2,00E+06	4,47E+06	276728	2151289	26143	203240	7,9521E-05
3	22,6	2,6	K = 2E+06P - 627183	7,37E+06	9,37E+06	2,00E+06	4,47E+06	291820	2443109	27569	230809	7,9521E-05
4	23,6	3,6	K = 2E+06P + 12931	8,01E+06	1,00E+07	2,00E+06	4,47E+06	301687	2744796	28501	259310	7,9521E-05
5	24,6	4,6	K = 2E+06P - 3E+06	5,00E+06	7,00E+06	2,00E+06	4,47E+06	306418	3051213	28948	288259	7,9521E-05
6	25,6	5,6	K = 2E+06P + 561788	8,56E+06	1,06E+07	2,00E+06	4,47E+06	312549	3363762	29528	317786	7,9521E-05
7	26,6	6,6	K = 3E+06P - 696440	1,13E+07	1,43E+07	3,00E+06	6,71E+06	958506	3459613	9055	326842	2,6108E-04
8	27,6	7,6	K = 3E+06P + 902966	1,29E+07	1,59E+07	3,00E+06	6,71E+06	974626	3557074	9208	336049	2,6108E-04
9	28,6	8,6	K = 3E+06P - 7E+06	5,00E+06	8,00E+06	3,00E+06	6,71E+06	974906	3654564	9210	345259	2,6108E-04
10	29,6	9,7	K = 4E+06P + 4E+06	2,00E+07	2,40E+07	4,00E+06	8,94E+06	418196	3696383	3951	349210	6,0688E-04
11	30,7	10,7	K = 4E+06P + 2E+06	1,80E+07	2,20E+07	4,00E+06	8,94E+06	420516	3738434	3973	353183	6,0688E-04
12	31,7	11,7	K = 4E+06P + 4E+06	2,00E+07	2,40E+07	4,00E+06	8,94E+06	420886	3780522	3976	357159	6,0688E-04
13	32,8	12,8	K = 5E+06P - 3E+06	1,70E+07	2,20E+07	5,00E+06	1,12E+07	220487	3802570	2083	359242	1,1675E-03
TOTAL								3802570		359242		
								ciclos		ciclos		

Fonte: elaborada pelo autor.

- k) Comparação de resultados das estimativas de vida entre método dos elementos finitos e método analítico com o programa Propag_Lameff.
- l) Construção da curva $\Delta a / \Delta N$ (MEF) e comparação com a curva da/dN experimental e com a curva de simulação pelo programa Propag_Lameff.

Comparando os resultados por elementos finitos com as simulações realizadas por meio do programa Propag_Lameff (FIGURA 205), verificou-se uma grande discrepância na previsão de vida utilizando a equação de Paris, onde na simulação com (PL) a vida estimada foi de 1,15 milhão de ciclos e por MEF a estimativa foi de 3,8 milhões de ciclos.

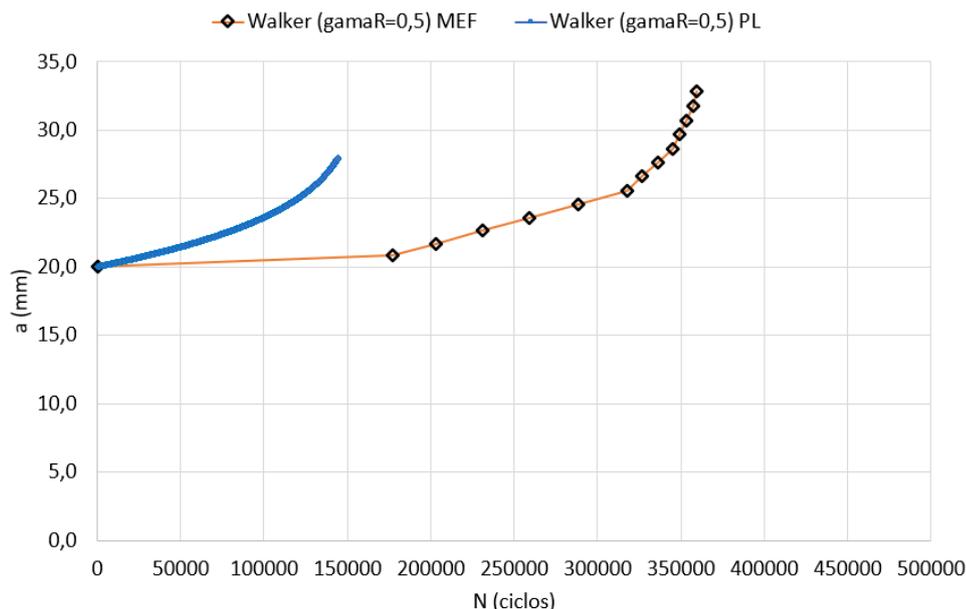
Figura 205: Comparação de resultados das estimativas de vida entre método dos elementos finitos e o programa Propag_Lameff, com equação de Paris e Walker modificada ($\gamma_R = 0,5$)



Fonte: elaborada pelo autor.

Já utilizando a equação de Walker modificada com $\gamma_R = 0,5$ a diferença entre os resultados reduziu, sendo a estimativa de vida com (PL) da ordem de 150 mil ciclos, contra 360 mil ciclos para MEF (FIGURA 206).

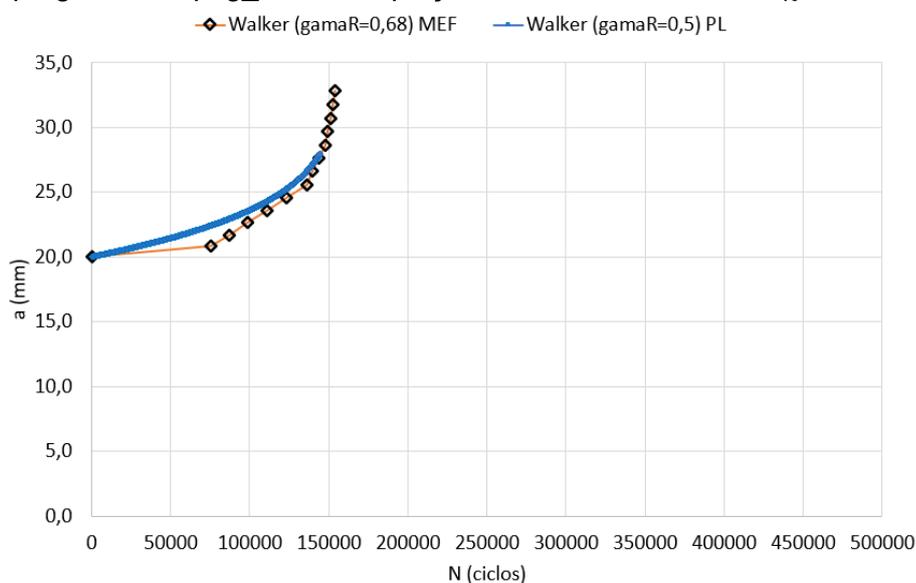
Figura 206: Comparação de resultados das estimativas de vida entre método dos elementos finitos e o programa Propag_Lameff, equação de Walker modificada ($\gamma_R = 0,5$)



Fonte: elaborada pelo autor.

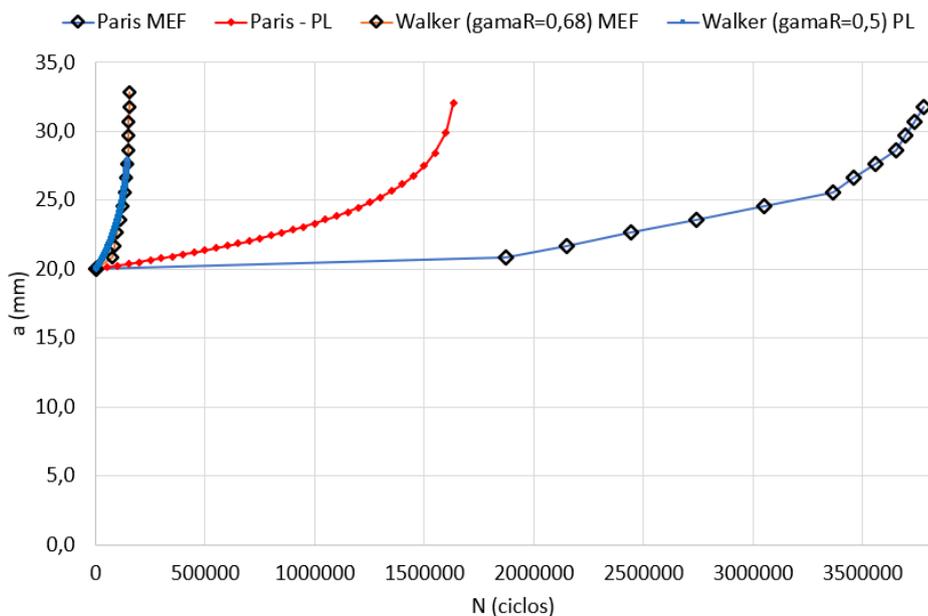
Para ajustar a curva de crescimento da trinca por MEF, foi realizada uma alteração no valor de γ_R da equação de Walker modificada, passando de 0,5 para 0,68 (Figura 207 e Figura 208). Esta alteração foi suficiente e providencial para que a estimativa de vida por MEF se ajustasse aos dados de simulação por meio do programa Propag_Lameff e aos dados da curva $da/dN \times \Delta K$ experimental.

Figura 207: Comparação de resultados das estimativas de vida entre método dos elementos finitos e o programa Propag_Lameff, equação de Walker modificada ($\gamma_R = 0,5$ e $\gamma_R = 0,68$)



Fonte: elaborada pelo autor.

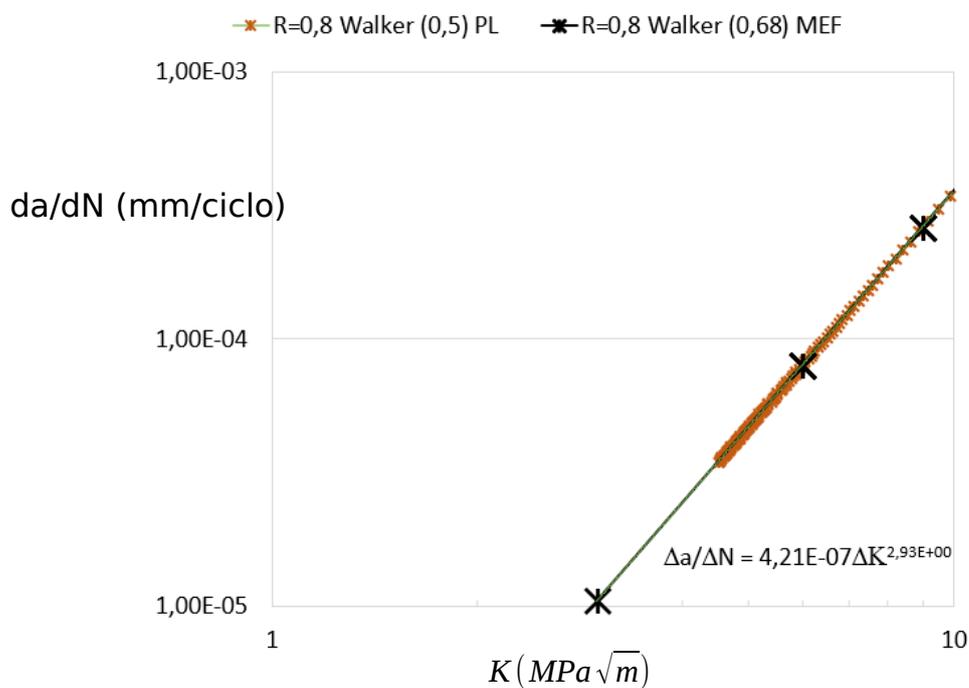
Figura 208: Comparação de resultados das estimativas de vida entre método dos elementos finitos e o programa Propag_Lameff, equação de Walker modificada ($\gamma_R = 0,5$ e $\gamma_R = 0,68$)



Fonte: elaborada pelo autor.

A Figura 209 apresenta a curva $da/dN \times \Delta K$ na região de Paris, comparando dados de simulação por elementos finitos por meio da equação de Walker modificada $\gamma_R = 0,68$ com o programa Propag_Lameff com Walker modificada $\gamma_R = 0,5$.

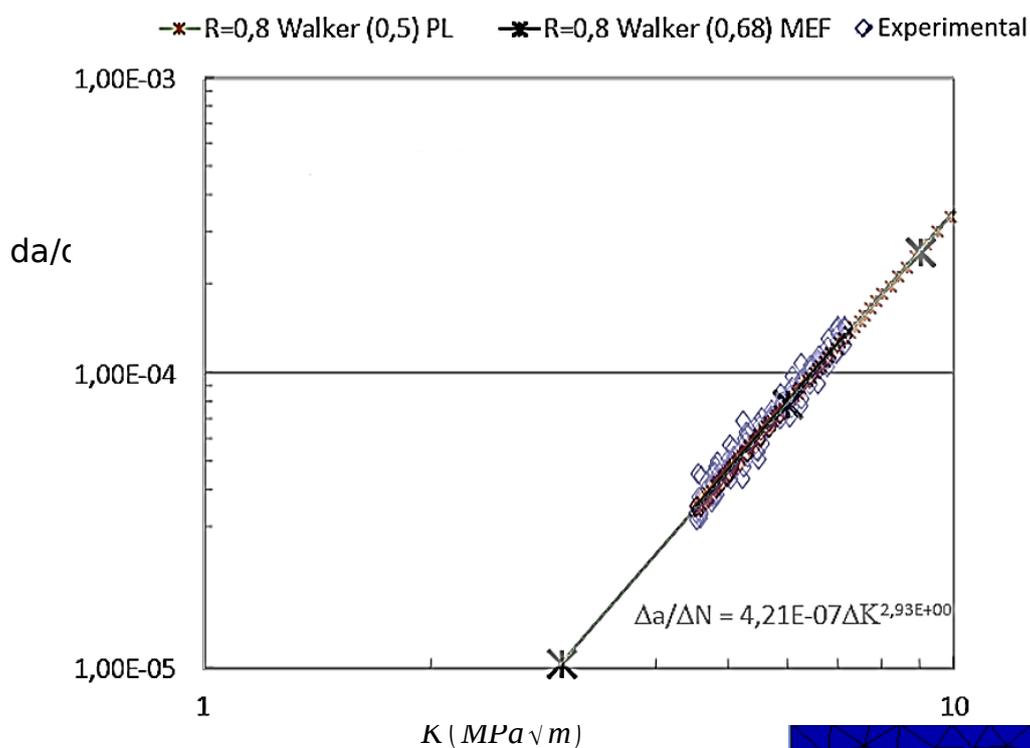
Figura 209: Curva $da/dN \times \Delta K$ comparando resultados por MEF ($\gamma_R = 0,68$) com o programa Propag_Lameff, equação de Walker modificada ($\gamma_R = 0,5$)



Fonte: elaborada pelo autor.

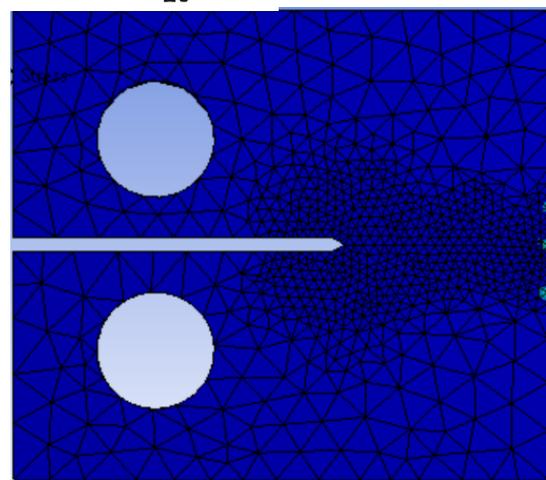
A Figura 210 apresenta a curva $da/dN \times \Delta K$ na região de Paris, comparando dados de simulação por elementos finitos Walker modificada $\gamma_R = 0,68$, com dados experimentais e com dados de simulação pelo programa Propag_Lameff ($\gamma_R = 0,5$).

Figura 210: Curva $da/dN \times \Delta K$ comparando resultados por MEF ($\gamma_R = 0,68$), programa Propag_Lameff, equação de Walker modificada ($\gamma_R = 0,5$) e curva experimental



Fonte: elaborada pelo autor.

5 DISCUSSÃO DOS RESULTADOS



Neste trabalho foi desenvolvido um algoritmo para prever o crescimento de trincas de fadiga, considerando o efeito de retardo e aceleração devido à plasticidade induzida na ponta da trinca. Nas simulações para o crescimento da trinca, foram utilizadas as equações de Paris e de Walker modificada com a variação do parâmetro γ_R . Para validação das simulações o modelo utilizou como base comparativa os resultados experimentais obtidos em pesquisas anteriores feitas por Rùchert e Chemin; e de simulações feitas por Amorim, com as ligas Al 2050 T84 e Al 7475 T7351. Foi implementado ao modelo de Wheeler a consideração do efeito da aceleração da trinca após sobrecargas seguidas de subcargas, além da consideração do efeito de retardo devido somente a sobrecargas.

As simulações realizadas nos Grupos I, II, III e IV, para a liga Al 7475 T7351 e sob condições de carregamento de amplitude constante, demonstraram que as análises do crescimento de trincas utilizando simplesmente a lei de Paris, sem a consideração o efeito da razão de carga R, resultaram em vida (número de ciclos para a falha) superestimada e muito conservadora do corpo de prova, não sendo adequada para uso em projetos na indústria aeronáutica. Foi observado que esta diferença aumenta, em relação aos dados experimentais, quanto maior o valor da razão de carga R. A utilização da equação de Walker modificada, com o ajuste do parâmetro γ_R foi fundamental para prever o correto crescimento da trinca, considerando efeitos de variação da razão de carga R.

Ainda nas simulações realizadas nos Grupos I, II, III e IV, encontrou-se curvas $da/dN \times \Delta K$ coincidentes com as curvas experimentais, comprovando a eficiência e coerência do algoritmo proposto. Nos três primeiros grupos foi utilizada a equação de Walker modificada com $\gamma_R = 0,5$, enquanto no Grupo IV o melhor ajuste à curva experimental foi utilizando $\gamma_R = 0,7$. O efeito da variação da razão de carga R nas curvas de crescimento de trinca foi observado, estando de acordo com os dados experimentais produzidos por Rùchert (2007). Observou-se que valores de R afetam a taxa de propagação de trinca. Quando ocorre o aumento da razão de carregamento, R, há um aumento do valor da taxa de propagação da trinca (da/dN), para um mesmo valor de ΔK .

Para fins de validação e checagem dos resultados com outro programa de FCG reconhecido pela comunidade científica, nos Grupos I e II foram realizadas comparações das curvas $da/dN \times \Delta K$ simuladas pelo programa Propag_Lameff com as curvas geradas pela equação de Nasgro para o material para a liga Al 7475

T7351. Encontrou-se uma boa correlação de resultados das curvas, com ΔK variando entre 100 e 1000 ($MPa\sqrt{mm}$) e taxas de propagação da/dN variando entre $1E-5$ e $1E-2$ mm/ciclo. As inclinações das curvas também foram similares. Constatou-se uma boa aproximação dos dados com o uso do programa Propag_Lameff.

No Grupo IV a curva de simulação ($a \times N$) mostrou uma boa correlação entre os pontos de crescimento de trinca obtidos experimentalmente. Para 500 mil ciclos o tamanho da trinca estimada foi de 58 mm, enquanto a trinca experimental atingiu 62 mm, uma diferença pequena de 6,4%. Outros dois pontos das curvas foram coincidentes, em 200 mil ciclos ($a=18$ mm) e 460 mil ciclos ($a = 44$ mm). Quando comparado com as curvas obtidas por Amorim, nenhum dos modelos utilizados no programa Nasgro obteve vida compatível com os dados experimentais. Para o modelo de faixa de escoamento strip yield, em comprimento de trinca de 60 mm o Nasgro estimou 160 mil ciclos, enquanto os dados experimentais apresentaram resultados de 500 mil ciclos. Este fato evidencia que os ajustes numéricos, por meio dos parâmetros das equações de crescimento de trinca, devem ser sempre realizados, independente do modelo utilizado, para que reproduzam fielmente os resultados reais. Por este motivo, foi realizado o ajuste do parâmetro $\gamma_R = 0,7$ no programa Propag_Lameff.

O Grupo V de simulações teve como base os ensaios do tipo $d2a/dN \times \Delta K$ em corpo de prova tipo M(T) da liga de alumínio 2050 T84 com carregamentos variáveis de voos padronizados pela NRL do tipo mini-TWIST gerados a partir de tensão média 55 MPa. Na simulação utilizou-se a equação de Walker modificada com variação do parâmetro γ_R para o crescimento de trinca e foram considerados os efeitos de retardo devido a sobrecargas. Foi possível observar os eventos de retardo de propagação da trinca devido aos picos de sobrecarga do voo mini-TWIST. O tamanho máximo da trinca na simulação foi igual a 70 mm e falhou com 238 mil ciclos. Na comparação das curvas de simulação de crescimento de trinca com a curva experimental, observou-se uma boa concordância até 150 mil ciclos e, a partir deste ponto, a curva de simulação tendeu para uma taxa de crescimento maior que a experimental. Conforme constatado anteriormente por Chemin, nem todo evento de desaceleração, observado na curva $2a \times N$, ocorreu devido ao fenômeno de fechamento de trinca ou retardo induzido por plasticidade, portanto, como o programa não considera outros mecanismos de retardo, uma vida menor já era

esperada na simulação. A diferença entre o número de ciclos para a falha foi de 162 mil ciclos. Ainda no Grupo V foi possível observar que a zona plástica na frente da trinca aumenta com o crescimento da trinca e após as sobrecargas, concordando com DATTA *et al.* (2018) que constatou que os micromecanismos associados ao retardo da trinca foram governados pela magnitude da sobrecarga e pelo comprimento da trinca em que a sobrecarga ocorreu.

O Grupo VI de simulações teve como base os ensaios do tipo $d2a/dN \times \Delta K$ em corpo de prova tipo M(T) da liga de alumínio 2050 T84 com carregamentos variáveis de voos padronizados pela NRL do tipo mini-FALSTAFF gerados a partir de tensão máxima 200 MPa. Nas simulações utilizou-se a equação de Paris ou a equação de Walker modificada com o parâmetro $\gamma_R = 1$ para o crescimento de trinca; foram considerados os efeitos de retardo devido a possíveis sobrecargas, bem como a consideração dos efeitos de aceleração de trinca após subcargas. A curva experimental mostrou que ocorreram dois fenômenos de desaceleração do crescimento de trinca e o CP fraturou com 73mm de trinca após 60000 ciclos. Observou-se que a curva de simulação teve boa concordância com a curva experimental até aproximadamente 27 mil ciclos e a partir deste ponto tendeu a ter uma taxa de crescimento da/dN maior que a curva experimental. Assim como observado nos experimentos com voo mini-TWIST. Chemin também constatou para o voo mini-FALSTAFF que nem todo evento de desaceleração na curva $2a \times N$ ocorreu devido ao fenômeno de fechamento de trinca por sobrecarga, portanto, como o programa não considera outros mecanismos de retardo, uma vida menor já era esperada na simulação. A diferença entre o número de ciclos para a falha foi de 5 mil ciclos.

Comparando os voos mini-TWIST e mini-FALSTAFF em relação à diferença entre o número de ciclos para a falha, o nível de tensão negativa de cada carregamento pode ter influenciado na vida em fadiga na liga: para o voo mini-FALSTAFF (vida de 60000 mil ciclos) a tensão negativa foi -53,35MPa, para o voo mini-TWIST (vida de 400 mil ciclos) foi de -33MPa. Chemin sugere que quanto maior o nível de tensão negativa, menor será a vida em fadiga, ainda que esteja presente o acúmulo de dano de ciclos anteriores, pois o nível de tensão negativa deformará a frente da trinca e quanto mais severa, mais aguçada e, portanto, menos ciclos serão necessários para fazer com que a trinca propague. Os parâmetros da simulação foram ajustados para se adequarem a esta condição.

No Grupo VII de simulações foi utilizado o carregamento de amplitude constante com pico simples de sobrecarga trativa (T) aplicado a cada intervalo de 1000 ciclos, razão de carga $R=0,6$ e $OLR=2,1$ (*overload ratio*), direção L-T, para a liga 2050-T84 e CP tipo M (T). Foram comparadas as curvas de crescimento de trinca ($a \times N$) sob carregamento com amplitude constante + sobrecarga, geradas por Propag_Lameff utilizando modelo de Wheeler, com curvas geradas por Amorim Neto utilizando o Nasgro com modelos desconsiderando o efeito de interação de cargas; Willenborg Generalizado; Willenborg Generalizado Modificado e modelo de faixa de escoamento, Strip Yield. Constatou-se que o modelo de propagação de Wheeler teve boa correlação com o modelo de faixa de escoamento, praticamente com a mesma taxa de crescimento da/dN até 1,8 milhão de ciclos. Foi possível deduzir uma equação de crescimento da trinca $da/dN \times \Delta K$ a partir de regressão de lei de potência, com $C = 8E-08$ e $m = 2,0913$. Com relação ao tamanho da zona plástica na ponta da trinca foi possível constatar que foram governados pela magnitude da sobrecarga e pelo comprimento da trinca em que a sobrecarga ocorreu.

O Grupo VIII: simulações com carregamento de amplitude constante com pico simples de sobrecarga trativa (T) seguidos de subcarga (C), aplicado a cada intervalo de 1000 ciclos, com razão de carga $R=0,6$, direção L-T, para a liga 2050-T84. O corpo de prova utilizado foi do tipo M (T). Os ensaios e simulações foram realizados com predominância de estado plano de tensão (EPT) e foram comparados com simulações realizadas por Amorim Neto (2019) que utilizou o Nasgro com outros modelos de crescimento de trinca. Constatou-se que o modelo de propagação de Wheeler teve boa correlação com o modelo de faixa de escoamento, praticamente com a mesma taxa de crescimento até 420 mil ciclos. Assim como no Grupo VII, foi possível deduzir uma equação de crescimento da trinca $da/dN \times \Delta K$ a partir de regressão de lei de potência, com $1E-07$ e $m = 2,1063$. Os resultados da curva $da/dN \times \Delta K$ mostraram que houve uma redução do efeito de retardo com a aplicação dos picos de subcarga sucessivos, concordando com estudos realizados por Taheri *et al.* (2003), Zitounis (2006), Bacila (2007) e Chemin (2017) sobre o efeito de sobrecargas seguidas de subcargas.

Na comparação entre os Grupos IV (CTE), VII (CTE + T) e VIII (CTE + T + C), verificou-se o efeito benéfico dos picos de sobrecarga aplicados, causando um retardo no crescimento da trinca em relação à simulação em carregamento

constante. A aplicação do carregamento compressivo após a sobrecarga diminuiu o efeito de retardo, reduzindo a vida estimada. Para um comprimento de trinca da ordem de 17 mm o número de ciclos em carregamento constante foi da ordem de 380000 ciclos; em carregamento com picos de sobrecarga (T) foi da ordem de 2,3 milhões de ciclos; enquanto em carregamento com picos de sobrecarga seguidos de subcarga (T+C) foi da ordem de 480000 ciclos. Em relação ao carregamento constante, a aplicação das sobrecargas aumentou a vida estimada em cerca de 6 vezes. Também foi verificada uma redução significativa da taxa de crescimento da trinca da/dN para a situação com pico de sobrecargas, da ordem de $1E-01$, para um mesmo valor de ΔK .

Nas simulações de crescimento de trinca por meio do método dos elementos finitos para o Grupo I, razão de carga $R=0,8$, os resultados foram comparados com os resultados das simulações realizadas por meio programa Propag_Lameff e verificou-se uma grande discrepância na previsão de vida utilizando a equação de Paris, onde na simulação a vida estimada foi de 1,15 milhão de ciclos e, por MEF, a estimativa foi de 3,8 milhões de ciclos. Em uma outra situação, com a utilização da equação de Walker modificada com $\gamma_R = 0,5$ a diferença entre os resultados diminuiu, sendo a estimativa de vida com Propag_Lameff da ordem de 150 mil ciclos, contra 360 mil ciclos para MEF. Constatou-se por fim que o aumento do parâmetro $\gamma_R = 0,5$ para $\gamma_R = 0,68$ foi necessário para ajustar os resultados por elementos finitos à curva simulada. Por fim constatou-se uma excelente correlação entre a curva $da/dN \times \Delta K$ simulada pelo programa Propag_Lameff com a curva experimental $da/dN \times \Delta K$ e com a curva $\Delta a/\Delta N \times \Delta K$ gerada por elementos finitos ($\gamma_R = 0,68$).

Importante ressaltar que o erro de predição vista na Figura 162 está totalmente interligada com o tamanho da zona plástica r_{yc} , visto que sai da zona de singularidade de fadiga K e entra para dominância de J . Desta forma, o comportamento de propagação da trinca poderia ser melhor representado não com K , mas sim com J , mesmo os modelos de retardo não são suficientes para modelar altos níveis de plasticidade.

Por fim constatou-se, conforme Bathias e Pineau (2013), que não existe um modelo universal que possa ser usado para qualquer tipo de carregamento e qualquer tipo de material. Calibrar o modelo proposto com base nos testes de

propagação sob um determinado carregamento representativo do uso previsto do componente analisado, é altamente recomendado.

6 CONCLUSÃO

O comportamento do crescimento de trincas por fadiga em ligas de alumínio de grau aeronáutico 2050 T84 e 7475-T7351, sob condições de carregamentos de amplitude constante e variável, com considerações do efeito de retardo induzido por plasticidade, e aceleração da trinca, devido a picos de sobrecarga e subcarga, foi extensivamente estudado neste trabalho.

Foi desenvolvido um programa computacional, chamado Propag_Lameff, para simular a propagação das trincas utilizando um modelo modificado de Wheeler. Os resultados de simulação foram comparados com os resultados experimentais e com resultados do Nasgro. Uma relação positiva foi encontrada entre os resultados simulados e os experimentais gerados por Rüchert (2007), Chemin (2012) e Amorim (2019), e mostrou que o programa desenvolvido obteve desempenho satisfatório para a reprodução do problema real de crescimento de trincas nas ligas de alumínio estudadas. Algumas previsões de vida divergiram dos resultados experimentais, principalmente nas simulações com carregamentos variáveis tipo mini-TWIST e mini-FALSTAFF onde outros mecanismos de retardo de trinca atuaram, além do modelo de retardo induzido por plasticidade.

Uma metodologia original de regressão linear de K , para análise de crescimento de trincas por meio do método dos elementos finitos, utilizando a função de regeneração automática de malha de um programa comercial, foi proposta e incorporada ao trabalho como forma de enriquecer a análise e sugerir uma base alternativa de comparação de resultados. A curva $(\Delta a/\Delta N \times \Delta K)$ por MEF obteve boa correlação com as curvas $(da/dN \times \Delta K)$ experimental e de simulação pelo Propag_Lameff para simulações feitas sob carregamento de amplitude constante ($R=0,8$).

Os ajustes realizados nas equações de propagação de trinca de Walker modificada, por meio de γ_R considerando efeitos de variação da razão de carga R , assim como no parâmetro do fator de retardo Φ_R de Wheeler, foram necessários ao longo do trabalho.

BATHIAS e PINEAU (2013) afirmam que não existe um modelo universal que possa ser usado para qualquer tipo de carregamento e qualquer tipo de material.

Calibrar o modelo proposto com base nos testes de propagação sob um determinado carregamento representativo do uso previsto do componente analisado, é altamente recomendado.

As simulações realizadas mostraram que as análises do crescimento de trincas utilizando a lei de Paris, sem a consideração do efeito da razão de carga R , derivaram em resultados de vida muito conservadores, não sendo adequada para uso em projetos na indústria aeronáutica.

A proposta da implementação do efeito de aceleração de trinca ao modelo de Wheeler, teve boa relação com os dados experimentais.

O efeito benéfico de retardo e prorrogação de vida, após picos de sobrecarga, foi evidenciado neste trabalho, aumentando significativamente o número de ciclos para a falha. Por outro lado, o efeito de aceleração e encurtamento de vida foi evidenciado por aplicação de subcargas.

Apesar de resultados satisfatórios, o programa Propag_Lameff não incorpora um comportamento chamado na prática de retardo atrasado, onde o valor mínimo da taxa de propagação é atingido depois que a trinca cresceu uma distância aproximada de $1/8$ a $1/4$ da distância dentro da zona plástica, conforme BANNANTINE *et al.* (1990).

O programa Propag_Lameff aceita como dados de entrada, além de carregamentos, os valores diretos dos fatores de intensidade de tensão K . Devido às limitações de tempo, não foi possível neste trabalho estudar a implementação dos resultados de K obtidos numericamente por elementos finitos, ficando como recomendação para trabalhos futuros. A vantagem de se utilizar o MEF é devido à potencialidade do método em calcular o K para geometrias complicadas e não padronizadas.

8 RECOMENDAÇÕES

Seguem recomendações para trabalhos futuros:

- Implementar ao programa Propag_Lameff outros fatores geométricos $f(a/W)$ para diferentes corpos de prova, além do C(T) e M(T).
- Implementar ao programa outros modelos de retardo e aceleração de trinca.
- Estudar a implementação de modelos de retardo que consideram o parâmetro de integral – J.

- Estudar, por meio do método dos elementos finitos, o efeito de retardo e aceleração de trincas devido à aplicação de sobrecarga e subcarga.
- Estudar e implementar no programa o retardo na propagação da trinca em sequências de carregamentos decrescentes (*high-to-low*), onde sobrecargas muito próximas eliminarão os efeitos benéficos de retardo da trinca, pois a resposta do material tende a seguir o crescimento da trinca em amplitude constante correspondente às sobrecargas.
- Estudar e implementar no programa a aceleração no crescimento da trinca devido sequências de carregamentos crescentes (*low-to-high*).

Pelo exposto, este trabalho propôs um modelo numérico empírico para descrever a propagação de trincas por fadiga sob carga de amplitude constante e variável e comparar com resultados experimentais para verificar sua validade. Para isso, utilizou-se uma metodologia elaborada em código aberto, em complemento ao método dos elementos finitos 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. Os mecanismos de retardo e aceleração de trinca, permitem que os critérios de projeto tolerante ao dano sejam otimizados e realistas, evitando excessivas margens de segurança na concepção de um componente ou estrutura.

REFERÊNCIAS

ALIAGA, Daniel; DAVY, Alain; SCHAFF, Hubert. **A Simple Crack Closure Model for Predicting Fatigue Crack Growth Under Flight Simulation Loading**. ASTM International, 1988.

AMORIM NETO, Raimundo Gomes de. **Contribuição ao estudo da liga AA2050 T84 submetida a carregamento de amplitude constante e variável**: abordagem via Método dos Elementos Finitos Estendidos e Análise de modelos numéricos na simulação de fenômenos da propagação de trincas. 2019. Tese (Doutorado em Desenvolvimento, Caracterização e Aplicação de Materiais) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2019.

ANDERSON, T. L. **Fracture Mechanics**: fundamentals and applications. 4. ed. Boca Raton: CRC Press Taylor and Francis Group, 2017. 688 p.

ANQUEZ, Louis. **Elastoplastic crack propagation (fatigue and failure)**. La Recherche Aérospatiale, Report No. 1983-2, 1983.

ANQUEZ, Louis; BAUDIN, Georges. **Correlation between numerically predicted crack opening load and measured load history dependent crack growth threshold**. ASTM International, 1988.

ANSYS, **ANSYS Fatigue Module Training**. Inc. 06 Mar. 2015.

ANSYS, **ANSYS Mechanical APDL Technology Demonstration Guide – Release 16**, 2015.

ASTM - American Society for Testing Materials. **ASTM E 399–09, Standard test method for linear-elastic plane-strain fracture toughness K_{IC} of metallic materials**. *In*: Annual Book of ASTM Standards, 2009.

ASTM - American Society for Testing Materials. **ASTM E-1049, Rainflow cycle counting**, *In*: Annual book of ASTM Standards, p. 707-713, 1994.

BABISH, C. A. USAF ASIP: Protecting Safety for 50 Years. *In*: ASIP Conference, 2008, San Antonio, TX, 2 Dec. 2008.

BACILA, Adriana; DECOOPMAN, Xavier; MESMACQUE, Gérard; VODA, Mircea; ŞERBAN, Viorel Aurel. Study of underload effects on the delay induced by an overload in fatigue crack propagation. **International Journal of Fatigue**, v. 29, n. 9-11, p. 1781-1787, 2007.

BANNANTINE, Julie A.; CORNER, Jesse J.; HANDCROCK, James L. **Fundamentals of metal fatigue analysis**. Research supported by the University of Illinois. Englewood Cliffs, New Jersey, Prentice Hall, 286, 1990.

BAPTISTA, Carlos. **Ensaaios Mecânicos**. Cap. 8: Fadiga, v.2. São Paulo: USP, 2016.

BAPTISTA, J. B.; ANTUNES, Fernando Ventura; CORREIA, Luis M.; BRANCO, Ricardo. numerical study of the effect of single overloads on plasticity induced crack closure. **Theoretical and Applied Fracture Mechanics**, v. 88, p. 51–63, 2017.

BARENBLATT, Grigory Isaakovich. The Formation of Equilibrium Cracks During Brittle Fracture. General Ideas on Hypothesis Axially-Symmetric Cracks, **Advances in Applied Mechanics**, v. 07, p. 55 – 129, 1962.

BATHIAS, Claude; PINEAU, André. **Fatigue of materials and structures: application to design and damage**. John Wiley & Sons, 2013.

BAUDIN, G.; ROBERT, M. Crack growth life-time prediction under aeronautical type loading. **ONERA, TP**, n. 1984, p. 15, 1984.

BEDNARZ, Eugene John. **A numerical study of plasticity-induced closure in short cracks by the finite element method**. 1990. Tese (Doutorado). Air Force Institute of Technology, 1990.

BELL, P. D.; WOLFMAN, A. **Mathematical modelling of crack growth interaction effects**. ASTM International, 1976.

BILBY, B. A.; COTTRELL, A. H.; SWINDEN, K. H. The spread of plastic yield from a notch. **Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences**, v. 272, n. 1350, p. 304-314, 1963.

BLOM, A. F.; HOLM, D. K. An experimental and numerical study of crack closure. **Engineering Fracture Mechanics**, v. 22, n. 6, p. 997-1011, 1985.

BREUER, Ulf Paul. **Commercial aircraft composite technology**. Cham: Springer International Publishing, 2016.

BUDIANSKY, B.; HUTCHINSON, J. W. Analysis of Closure in Fatigue Crack Growth. **Journal of Applied Mechanics**, v. 45, p. 267–276, 1978.

CASTRO, J. T. P.; MEGGIOLARO, M. A. **Fadiga** - Técnicas e Práticas de Dimensionamento Estrutural sob Cargas Reais de Serviço. Volume I: Iniciação de Trincas. Rio de Janeiro: Createspace Independent Publishing Platform, 2009. 494 p.

CASTRO, J. T. P.; MEGGIOLARO, M. A. **ViDa**: Previsão da vida residual de estruturas trincadas, 1997. Disponível em: <http://meggi.usuarios.rdc>.

CHANG J. B., HUDSON, C. M. (Ed.). **Methods and models for predicting fatigue crack growth under random loading**. ASTM International, 1981.

CHANG J. B.; ENGLE, R. M.; STOLPESTAD, J. Fatigue Crack Growth Behavior and Life Predictions for. *In: Fracture Mechanics: Proceedings of the Thirteenth National Symposium on Fracture Mechanics*. ASTM International, 1981. p. 3.

CHAVES, Carlos E. **Acidentes Aéreos**: e-book da aula online. 2021. Disponível em: <https://engenhariaaeronautica.com.br/material/acidentes-aereos-ebook/>. Acesso em: 05 jun. 2021.

CHEMIN, Aline Emanuelle Albuquerque. **Análise do Fechamento de Trinca na Liga 2050-T84 Submetida a Carregamentos de Amplitude Constante e Variável**. 2017. Tese (Doutorado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2017.

CHEMIN, Aline Emanuelle Albuquerque. **Avaliação da propagação de trinca associada à corrosão da liga 7475 T7351 submetida a carregamentos de voos simulados**. 2012. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2012.

CHEN, D. H.; NISITANI, H. **Analytical and experimental study of crack closure behavior based on S-shaped unloading curve**. ASTM International, 1988.

CHERMAHINI, R. G. **Three-dimensional elastic—plastic finite-element analysis of fatigue crack growth and closure**. 1986. Tese (Doutorado), Old Dominion University, Norfolk, VA, 1986.

CHERMAHINI, R. G.; BLOM A. F. Variation of crack-opening stresses in three-dimensions: finite thickness plate. **Theoretical and applied fracture mechanics**, v. 15, n. 3, p. 267-276, 1991.

CHERMAHINI, R. G.; SHIVAKUMAR, K.N.; NEWMAN JR., J.C. **Three-dimensional finite-element simulation of fatigue crack growth and closure**. ASTM International, 1988.

CHRISTENSEN, R. H.; DENKE, P. H. **Crack Strength and Crack Propagation Characteristics of High Strength Metals**. DOUGLAS AIRCRAFT CO LONG BEACH CA, 1961.

CORREIA, J. A. F. O. et al. Modified CCS fatigue crack growth model for the AA2019-T851 based on plasticity-induced crack-closure. **Theoretical and Applied Fracture Mechanics**, v. 85, p. 26-36, 2016.

DANIEWICZ, S. R. **Conception and development of improved analytical prediction models for fatigue induced tooth breakage due to cyclic bending in spur gear teeth**. Tese (Doutorado), Ohio State University, Columbus, OH, 1991.

DATTA, S.; CHATTOPADHYAY, A.; IYYER, N.; PHAN, NAM. Fatigue crack propagation under biaxial fatigue loading with single overloads. **International Journal of Fatigue**, v. 109, p. 103–113, 2018.

DAWICKE, D.; SHIVAKUMAR, K.; NEWMAN, J.; GRANDT, A. An inverse method for the calculation of through-thickness fatigue crack closure behavior. **ASTM STP**, v. 1131, p. 46-46, 1992.

DECOOPMAN X. **Influence des conditions de chargement sur le retard à la propagation d'une fissure de fatigue après l'application d'une surcharge**. 1999. Tese (Doutorado), Université de Sciences et Technologies de Lille, 1999.

DEUS, Enio Pontes de. **Análise do processo de fraturamento em vigas de pontes de aço sob efeito de fadiga**. 1997. Tese (Doutorado em Estruturas) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 1997.

DILL, H.D.; SAFF, C. R. Spectrum crack growth prediction method based on crack surface displacement and contact analyses. **ASTM STP 595**, 1976.

DJIK, G.M.; DEJONGE, J. B. **Introduction to a Fighter Aircraft Loading Standard For Fatigue Evaluations** – FALSTAFF NLR MP 75017 U, 1975.

DOWLING, N. E.; BEGLEY, J. A. Fatigue Crack Growth During Gross Plasticity and the J-Integral. **ASTM STP 590**, American Society for Testing and Materials, Philadelphia, PA, 1976, p. 82–103.

DOWLING, Norman E. Fatigue failure predictions for complicated stress-strain histories. **Journal of Materials**, v. 7, n. 1, 1972, p. 71-87.

DOWLING, Norman E. **Mechanical Behavior of Materials: Engineering Methods for Deformation, Fracture, and Fatigue**. 4. ed. Englewood Cliffs, NJ: Pearson, 2012.

DUGDALE, Donald S. Yielding of steel sheets containing slits. **Journal of the Mechanics and Physics of Solids**, v. 8, n. 2, p.100–104, 1960.

EBNER, Eduardo Cypreste. **Efeitos da sequência de carregamento na propagação de trincas em estruturas aeronáuticas comerciais**. São José dos Campos, 2004. Dissertação (Mestrado em Mecânica dos Sólidos e Estruturas) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2004.

ELBER, Wolf. The significance of fatigue crack closure, vol. 486. **ASTM STP 486**, v. 2, p. 230–242, 1971.

FALSTAFF, A. Description of a Fighter Aircraft Loading Standard for Fatigue Evaluation. **Joint publication by F+W (Schwitzerland), LBF and IABG (Germany) and NLR (The Netherlands)**, 1976.

FLECK, N. A. Finite-element analysis of plasticity-induced crack closure under plane strain conditions. **Engineering fracture mechanics**, v. 25, n. 4, p. 441-449, 1986.

FLECK, Norman A.; NEWMAN, J. C. **Analysis of crack closure under plane strain conditions**. ASTM International, 1988.

FORMAN, R. G.; KEARNEY, V. E.; ENGLE, R. M. Numerical analysis of crack propagation in cyclic-loaded structures, **Journal of Basic Engineering**, v. 89, p. 459-64, 1967.

FORMAN, R. G.; METTU, S. R. Behavior of Surface and Corner Cracks Subjected to Tensile and Bending Loads in Ti-6Al-4V Alloy, *In: Fracture Mechanics 22nd Symposium*, Vol. 1, ASTM STP 1131, H. A. Ernst, A. Saxena, and D. L. McDowell, eds., American Society for Testing and Materials, Philadelphia, 1992, p. 519-546.

FUCHS, H. O.; Stephens, R. I. **Metal Fatigue in Engineering**. New York: John Wiley, 1980.

FÜHRING, H.; SEEGER, T. Dugdale crack closure analysis of fatigue cracks under constant amplitude loading. **Engineering Fracture Mechanics**, v. 11, n. 1, p. 99-122, 1979.

GALLAGHER, J. P. **A generalized development of yield zone models**. AIR FORCE FLIGHT DYNAMICS LAB WRIGHT-PATTERSON AFB, Dayton, OH, 1974.

GENESIS 4 Fatigue. **Generator for Standardized load Sequences for Fatigue**. Version 1.0. National Aerospace Laboratory NLR, Netherlands, 2001. Disponível em: <http://www.nlr.nl/downloads/genesis.zip>.

GRBOVIC, A.; RASUO, B. FEM based fatigue crack growth predictions for spar of light aircraft under variable amplitude loading. **Engineering Failure Analysis**, v. 26, p. 5-64, 2012.

GUILLAUME, Michel. **The Challenge of large Composite Transport Airplanes**. Disponível em: <https://slideplayer.com/slide/14430169/>. Acesso em: 11 jul. 2019.

HARDRATH, H.F.; NEWMAN J.C. Jr; ELBER, W.; POE, C. C. Jr. **Recent developments in analysis of crack propagation and fracture of practical materials**. Hampton, Virginia: National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, 1978.

HERTZBERG, Richard W.; VINCI, Richard P.; HERTZBERG, Jason L. **Deformation and Fracture Mechanics of Engineering Materials**. 5. ed. USA: John Wiley & Sons, 2012.

HOEVE, H. J., DE KONING A. U. **User manual for the Crack Opening Models in the Nasgro-STRIPY-95 Program**. National Aerospace Laboratory CR 95399 L, The Netherlands, 1995.

IBRAHIM, Faisal Khalil; THOMPSON, J. C.; TOPPER, T. H. A study of the effect of mechanical variables on fatigue crack closure and propagation. **International Journal of Fatigue**, v. 8, n. 3, p. 135-142, 1986.

INFANTE, V., SILVA, J. M. Case studies of computational simulations of fatigue crack propagation using finite elements analysis tools. **International Metallurgical Reviews**, v. 17, n. 1, p. 100-116, 1972.

IRWIN, G. R. Onset of Fast Crack Propagation in High Strength Steel and Aluminum Alloys. **Sagamore Research Conference Proceedings**, 1956, v. 2, p. 289–305.

JOHNSON, W. S. Multi-parameter yield zone model for predicting spectrum crack growth. **ASTM STP 748**, p. 85-102, 1981.

JONGE, J. B. Additional Information about FALSTAFF, **NLR-TR 79056 U**, 1979.

JONGE, J. B. et al. A standardized load sequence for flight simulation tests on transport aircraft wing structures. **NLR-TR 73029 U, LBF Bericht FB-106**, 1973.

KEYVANFAR, F., NELSON, D. V. Predictions of fatigue crack growth behavior using a crack closure ligament model. **ASTM STP 982**, p. 414-36, 1988.

KEYVANFAR, Faramarz. **Effects of residual stresses on fatigue crack propagation**. Tese (Doutorado), Stanford University, Stanford, CA, 1985.

KHAN, S. U. et al. On the fatigue crack growth prediction under variable amplitude loading. **Computational and experimental analysis of damaged materials**, p. 77-105, 2007.

KOBAYASHI, H.; NAKAMURA, H. Investigation of fatigue crack closure (Analysis of plasticity induced crack closure). **Current research on fatigue cracks (A 86-33002 14-39)**. Kyoto, **Society of Materials Science**, p. 201-215, 1985.

KONING A. U. A simple crack closure model for prediction of fatigue crack growth rates under variable amplitude loading. **ASTM STP 743**, p. 63-85, 1981.

KONING A. U., LIEFTING, G. Analysis of crack opening behavior by application of a discretized strip yield model. **ASTM STP 982**, p. 437-458, 1988.

KRUEGER, Ronald. Virtual crack closure technique: History, approach, and applications. **Applied Mechanics Reviews**, v. 57, n. 2, p. 109–143, 2004.

LALOR, P.; SEHITOGLU, H.; MCCLUNG, R. C. **Mechanics Aspects of Small Crack Growth from Notches** - The Role of Crack Closure, *The Behaviour of Short Fatigue Cracks*, EGF Pub. 1 (Edited by K. J. Miller and E. R. de los Rios) 1986, Mechanical Engineering Publications, London, pp. 369-386.

LAZZERI, L, PIERACCI, A, SALVETTI, A. An evaluation of fatigue crack growth prediction methods used in aircraft design. **Proceedings of the 18th Symposium of International Committee on Aeronautical Fatigue**. Melbourne, Australia, v.95, 1995.

LLORCA, J. Roughness-induced fatigue crack closure: a numerical study. **Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures**, v. 15, n. 7, p. 655-669, 1992.

LLORCA, J.; GALVEZ, V. Sanchez. Modelling plasticity-induced fatigue crack closure. **Engineering Fracture Mechanics**, v. 37, n. 1, p. 185-196, 1990.

LU, Y. C.; YANG, F. P.; CHEN, T. Effect of single overload on fatigue crack growth in QSTE340TM steel and retardation model modification. **Engineering Fracture Mechanics**, v. 212, p. 81-94, 2019.

MACIEL, Carla Isabel dos Santos. **Estudo da tenacidade e fadiga em meio assistido da liga de Al-Li de grau aeronáutico AA2050-T84**. 2013. Dissertação (Mestrado em Materiais) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2013.

MACIEL, Carla Isabel dos Santos. **Estudo de fadiga e tenacidade de ligas de alumínio e alumínio-lítio soldadas por fricção-mistura (FSW) submetidas a atmosferas corrosivas e criogênicas**. 2018. Tese (Doutorado em Desenvolvimento, Caracterização e Aplicação de Materiais) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2018.

MCCLUNG, R. C. Finite element analysis of specimen geometry effects on fatigue crack closure. **Fatigue & fracture of engineering materials & structures**, v. 17, n. 8, p. 861-872, 1994.

MCCLUNG, R. C. Finite Element Modeling of Fatigue Crack Growth, **International Conference on Theoretical Concepts and Numerical Analysis of Fatigue**, UK, 1992.

MCCLUNG, R. C.; SEHITOGLU, H. On the finite element analysis of fatigue crack closure-2. Numerical results. **Engineering Fracture Mechanics**, v. 33, n. 2, p. 253-272, 1989.

MCCLUNG, R. Craig; SEHITOGLU, Huseyin. **Closure behavior of small cracks under high strain fatigue histories**. ASTM International, 1988. **Mechanical Engineering Publications, The Behaviour of Short Fatigue Cracks**, p. 369-386, 1986.

METALS, ASM - American Society For. **Metals Handbook**: properties and selection: nonferrous alloys and special-purpose materials. 10. ed. Ohio: ASM International, 1992. 3470 p.

MIEDLAR, Peggy C. et al. **Analysis and support initiative for structural technology (ASIST) delivery order 0016: USAF damage tolerant design**

handbook: guidelines for the analysis and design of damage tolerant aircraft structures. DAYTON UNIV OH RESEARCH INST, 2002.

MILLER, M. S.; GALLAGHER, J. P. An analysis of several fatigue crack growth rate (FCGR) descriptions. **ASTM STP 738**, p. 205-251, 1981.

MINER, Milton A. Cumulative damage in fatigue. **Journal of Applied Mechanics**, v. 12, p. 159-164, 1945.

MIRANDA, A. C. DE O.; MEGGIOLARO, M. A.; CASTRO, J. T. P.; MARTHA, L. F. Fatigue life prediction of complex 2D components under mixed-mode variable amplitude loading. **International Journal of Fatigue**, v. 25, p. 1157–1167, 2003.

MITCHENKO, E. I., PRAKASH, Raghu v., SUNDER, R. Fatigue crack growth under an equivalent Falstaff spectrum. **Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures**, v. 18, n. 5, p. 583–595, 1995.

NAKAGAKI, M.; ATLURI, S. N. Elastic—plastic analysis of fatigue crack closure in modes I and II. **AIAA Journal**, v. 18, n. 9, p. 1110—1117, 1980.

NAKAI, Y.; TANAKA, K.; YAMASHITA, M. Analysis of closure behavior of small fatigue cracks. **Japan Society of Materials Science, Journal**, v. 32, p. 19-25, 1983.

NAKAMURA, H.; KOBAYASHI, H. Analysis of fatigue crack closure caused by asperities using the modified Dugdale model. **ASTM STP 982**, p. 459-474, 1988.

NASGRO, Fracture Mechanics and Fatigue Crack Growth Analysis Software (version 4.0), reference manual, **NASA Johnson Space Center and Southwest Research Institute**, 2002.

NATIONAL RESEARCH COUNCIL et al. **Improving the continued airworthiness of civil aircraft: A strategy for the FAA's aircraft certification service.** National Academies Press, 1998.

NCODE INSTITUTE, **Practical Fatigue Theory**, Course notes, 2004.

NEGAARD, Gordon. **The history of the aircraft structural integrity program.** ANAMET LABS INC SAN CARLOS CA, 1980.

NEWMAN JR, J. C. A crack opening stress equation for fatigue crack growth. **International Journal of fracture**, v. 24, p. 131-135, 1984.

NEWMAN JR, J. C. A Crack-Closure Model for Predicting Fatigue Crack Growth under Aircraft. **Methods and models for predicting fatigue crack growth under random loading**, n. 748, p. 53, 1981.

NEWMAN JR, J. C. **Effects of constraint on crack growth under aircraft spectrum loading.** Hampton, Va: National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, 1992.

NEWMAN JR, J. C. The merging of fatigue and fracture mechanics concepts: a historical perspective. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 34, n. 5-6, p. 347-390, 1998.

NEWMAN JR, J. C.; ARMEN JR, Harry. Elastic-plastic analysis of a propagating crack under cyclic loading. **AIAA journal**, v. 13, n. 8, p. 1017-1023, 1975.

NEWMAN JR, J.C. A finite-element analysis of fatigue crack closure. **ASTM STP 490**, p. 281-301, 1976.

NEWMAN JR, James C. FASTRAN-2: A fatigue crack growth structural analysis program. **NASA STI/recon technical report N**, v. 92, p. 30964, 1992.

NEWMAN JR, James Charles. **Finite-Element Analysis of Fatigue Crack Propagation-Including The Effects Of Crack Closure**. Tese (Doutorado), Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA, 1974.

NICHOLAS, Theodore; PALAZOTTO, Anthony N.; BEDNARZ, Eugene. An analytical investigation of plasticity induced closure involving short cracks. **ASTM STP**, v. 982, p. 361-379, 1988.

OGURA, Keiji; MIYOSHI, Yoshio; NISHIKAWA, Izuru. Fatigue crack growth and closure of small cracks at the notch root. **Current research on fatigue cracks(A 86-33002 14-39)**. Kyoto, Society of Materials Science, 1985,, p. 57-78, 1985.

OHJI, Kiyotsugu; OGURA, Keiji; OHKUBO, Yoshiji. Cyclic analysis of a propagating crack and its correlation with fatigue crack growth.

PADMADINATA, U. H. Fatigue crack growth prediction study based on the ONERA model for constant-amplitude and simplified flight-simulation loading. **Delft University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering, Report LR-554**, 1988.

PARIS, P.; GOMEZ, M.; ANDERSON, W. A rational analytic theory of fatigue, **Trends Engineering**, v.13, p. 9-14, 1961.

PASCOAL JÚNIOR, Fernando Antonio. **Análise microestrutural, tenacidade à fratura e vida em fadiga das AA7050-T7451 e AA2050-T84 (Al-Li)**. 2015. Tese (Doutorado em Materiais) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2015.

PEREZ, Nestor. **Fracture Mechanics**. 2. ed. Switzerland: Springer International Publishing, 2017. Disponível em: http://puc-rio.br/paper/C010_Coteq97_Previsao_da_vida.pdf. Acesso em: 12 jan. 2019.

PUTRA, I. S. **Fatigue Crack Growth Predictions of Surface Cracks under Constant Amplitude and Variable Amplitude Loading**. Delft University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering, Report LR-763, 1994.

RAYMER, Daniel. **Aircraft design: a conceptual approach**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.

RICARDO, Luiz Carlos Hernandes. **Modelamento do fenômeno de abertura e fechamento de trincas em fadiga pelo método dos elementos finitos**. 2003. Tese (Doutorado em Engenharia de Estruturas) - Escola Politécnica, Universidade de São Paulo, São Paulo, 2003.

RICE, J. R. A Path Independent Integral and the Approximate Analysis of Strain Concentration by Notched and Cracks. **Journal of Applied Mathematics**, v. 35, p. 379-386, 1968.

ROSA, Edison. Análise de Resistência Mecânica de Peças e Componentes Estruturais. Mecânica da Fratura e Fadiga. **Apostila da Disciplina Fadiga e Confiabilidade**. Departamento de Engenharia Mecânica. Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC), 2002.

RUCHERT, Cassius Olívio Figueiredo Terra. **Estudo da inferência de carregamento em histórias de vôos simulados na liga de Al aeronáutico SAE-AMS 7475 T7351**. 2007. Tese (Doutorado em Ciência e Engenharia de Materiais) - Ciência e Engenharia de Materiais, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2007.

SCHIJVE, J. Fatigue crack growth under variable-amplitude loading. **Engineering Fracture Mechanics**, v.11, n. 1, p. 207-221, 1979.

SCHIJVE, J. Fatigue crack propagation in light alloy sheet material and structures. **Advances in Aero Sciences**, v. 3, 1960.

SCHIJVE, J. Prediction methods for fatigue crack growth in aircraft material. **ASTM STP 700**, v. 100, p. 3-34, 1980.

SCHIJVE, Jaap (Ed.). **Fatigue of structures and materials**. Dordrecht: Springer Netherlands, 2009.

SCHIMIDT, H. J.; SCHIMIDT-BRANDECKER, B. Fatigue and damage tolerance behavior of advanced structures in aeronautics. **Aero Struc – Aeronautical Engineering**, 18th European Conference on Fracture, Germany, 2010.

SEEGER, Timm. **Ein Beitrag zur Berechnung von Statisch und Zyklisch Belasteten Risscheiben nach dem DugdaleBarenblatt Model**. Institut fur Statik und Stahlbau, Report No. 21, Darmstadt, Germany, 1973.

SEHITOGLU, Huseyin. Crack opening and closure in fatigue. **Engineering Fracture Mechanics**, Urbana, v. 21, n. 2, p. 329-339, jan. 1985.

SEHITOGLU, Huseyin; GALL, K.; GARCIA, A. M. Recent advances in fatigue crack growth modeling. **International journal of fracture**, v. 80, n. 2, p. 165-192, 1996.

SHIH, C. F.; MORAN, B.; NAKAMURA, T. Energy release rate along a three-dimensional crack front in a thermally stressed body. **International Journal of fracture**, v. 30, n. 2, p. 79-102, 1986.

SOLANKI, Kiran; DANIEWICZ, Steven. R.; NEWMAN JR, James. C. Finite element analysis of plasticity-induced fatigue crack closure: an overview. **Engineering Fracture Mechanics**, [S.L.], v. 71, n. 2, p. 149-171, jan. 2004.

SUNDER, R.; DASH, P. K. Measurement of fatigue crack closure through electron microscopy. **International Journal of Fatigue**, v. 4, n. 2, p. 97-105, 1982.

SURESH, S., **Fatigue of Materials**, 2. ed., Cambridge University Press, 1998.

SURESH, S.; RITCHIE, R. O. A geometric model for fatigue crack closure induced by fracture surface roughness. **Metallurgical transactions A**, v. 13, n. 9, p. 1627-1631, 1982.

SURESH, SGFRO; ZAMISKI, G. F.; RITCHIE, D. R. O. Oxide-induced crack closure: an explanation for near-threshold corrosion fatigue crack growth behavior. **Metallurgical and Materials Transactions A**, v. 12, n. 8, p. 1435-1443, 1981.

TAHERI, F.; TRASK, D.; PEGG, N. Experimental and analytical investigation of fatigue characteristics of 350WT steel under constant and variable amplitude loadings. **Marine Structures**, v. 16, n. 1, p. 69-91, 2003.

TANAKA, K. Modeling of propagation and non-propagation of small fatigue cracks. **Small fatigue cracks**, p. 343-361, 1986.

TAVARES, S. M. O.; DE CASTRO, P. M. S. T. An overview of fatigue in aircraft structures. **Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures**, v. 40, n. 10, p. 1510-1529, 2017.

TAVARES, Sérgio M. O.; DE CASTRO, Paulo MST. **Damage tolerance of metallic aircraft structures: materials and numerical modelling**. Berlin/Heidelberg, Germany: Springer, 2019.

Theoretical concepts and numerical analysis of fatigue, p. 153-172, 1992.

TIFFANY, Charles F.; GALLAGHER, Joseph P.; BABISH, Charles A. **Threats to aircraft structural safety, including a compendium of selected structural accidents / incidents**, ASC-TR-2010-5002, Engineering Directorate (ASC/EN) Aeronautical Systems Center, 2010.

TODARO, E. D.; RÜCHERT, C. O. F. T.; MILAN, T. D.; BOSE FILHO, W. W.; TARPANI, J. R.; SPINELLI, D. Modeling of stress ratio effect on Al alloy SAE AMS 7475-T7351: Influence of loading direction. **Journal of materials engineering and performance**, v. 15, n. 5, p. 608-613, 2006.

TOMKINS, Bo. Fatigue crack propagation—an analysis. **Philosophical magazine**, v. 18, n. 155, p. 1041-1066, 1968.

TONG, Dihua et al. Prediction of crack growth life 2A97-T3 lithium aluminum alloy under Mini-Twist load spectrum. *In: IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. IOP Publishing, 2019. p. 022006.

WALKER, K. The effect of stress ratio during crack propagation and fatigue for 2024-T3 and 7075-T6 aluminum. **ASTM STP 462**, p. 1-14, 1970.

WALTON, D.; ELLISON, E. G. Fatigue Crack Initiation and Propagation. **International Metallurgical Reviews**, v. 17, n. 1, p. 100-116, jan. 1972.

WANG, G. S.; BLOM, A. F. A modified Dugdale-Barenblatt model for fatigue crack growth predictions under general load conditions. **FFA TN**, v. 79, 1987.

WANG, G. S.; BLOM, Anders F. A strip model for fatigue crack growth predictions under general load conditions. **Engineering Fracture Mechanics**, v. 40, n. 3, p. 507-533, 1991.

WANHILL, R. J. H. Flight simulation fatigue crack growth testing of aluminium alloys: specific issues and guidelines. **International journal of fatigue**, v. 16, n. 2, p. 99-110, 1994.

WHEELER, O.E. Spectrum Loading and Crack Growth. **Journal of Basic Engineering**, v. 94, p. 181-186, 1972.

WILLENBORG, James; ENGLE, R. M.; WOOD, H. A. **A crack growth retardation model using an effective stress concept**. Air Force Flight Dynamics Lab Wright-Patterson Afb Oh, 1971.

ZHANG, L.; QIANQIAN, G.; SHAOJUN, M.; DIHUA, T. Analysis of crack growth retardation after single overload based on FEM simulation and CORPUS model prediction. *In: IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. IOP Publishing, 2018. p. 022003.

ZHENG, X. et al. Modeling of fatigue damage under superimposed high-cycle and low-cycle fatigue loading for a cast aluminum alloy. **Materials Science and Engineering: A**, v. 560, p. 792-801, 2013.

ZIEGLER, B.; YAMADA, Y.; NEWMAN JR, J. C. Application of a strip-yield model to predict crack growth under variable-amplitude and spectrum loading—Part 2: Middle-crack-tension specimens. **Engineering fracture mechanics**, v. 78, n. 14, p. 2609-2619, 2011.

ZITOUNIS, V.; IRVING, P. E. Fatigue crack acceleration effects during tensile underloads in 7010 and 8090 aluminium alloys. **International journal of fatigue**, v. 29, n. 1, p. 108-118, 2007.

APÊNDICE A: Algoritmo Propag_Lameff

Este programa escrito em C++ foi elaborado para avaliar a propagação de trincas em corpos de prova com geometrias tipo C(T) e M(T), tendo a possibilidade de entrada de dados de carregamentos externos, bem como a entrada direta de valores dos fatores de intensidade de tensão K ($MPa\sqrt{m}$). O programa pode avaliar o efeito de aceleração e retardo de propagação das trincas devido à sobrecargas e/ou subcargas, respectivamente.

//Propag_Lameff por Marcos Montezuma

```
#include <iostream>
```

```
#include <cmath>
```

```
#include <string>
```

```
#include <fstream>
```

```
#include <vector>
```

```
#include <utility>
```

```
#include <sstream>
```

```
// PROPAG_LAMEFF
```

```
// CARREGAMENTO DEVE SEMPRE COMEÇAR COM VALE E FINALIZAR COM PICO!
```

```
// ENTRADA DE CARREGAMENTOS EM kN
```

```
int main()
```

```
{
```

```
    bool overLoad = false;
```

```
    bool subLoad = false;
```

```
    int isCT = 1;
```

```
    int isK = 1;
```

```
    int flagDeltaK = 1;
```

```
    long double deltaK, deltaKR, phi, da, aiW, faiW, kTrough, kPeak, deltaKPrevious, phiSub;
```

```
    long double ryc = 0;
```

```
long double kC = 80.0; // tenacidade a fratura do material (MPa m1/2)
long double fsc = 2.0; // fator de sobrecarga (Picoi/Pico i-1)
long double fscsubLoad = 0; // fator de subcarga (Vale i / Vale i-1)
long double sigmaYs = 472.0; // limite de escoamento do material - (MPa)
long double sigmaU = 511.0; // limite de resistência do material - (MPa)
long double dKth = 0.001; // limite de propagação (MPa m1/2)
long double e = 75.0 * pow(10, 9); //modulo de elasticidade do material - Pa
long double b = 3.0; //espessura do CP (mm)
long double w = 50.0; //dimensao W do CP (mm) lembrando que M(T) é 2W
long double ai = 5.0; //comprimento inicial da trinca (mm)
long double ac = 49.0; //tamanho máximo da trinca (mm)
long double m = 2.0615; //exp m Lei de Paris
long double c = 8.0 * pow(10, -7); //constante C da Lei de Paris mm/ciclo
MPam0.5
long double beta = 2.0; // beta igual 6 para EPD e igual a 2 para EPT
long double gammaR = 0.5; // GAMA PARA CALCULAR O DELTA R - EQ. DE
WALKER MODIFICADA
long double gamma = 0.35; // PARAMETRO DE AJUSTE DO FATOR DE
RETARDO PHI DA EQ. DE WHEELER
bool flag = true;
int i = 0;
long double kPeakPrevious = NULL;
long double kTroughPrevious = NULL;
long double aiPrevious = 0;
long double ry0 = 0;
```

```

std::vector<double> p;

std::fstream file;

file.open("read.csv"); //LER O ARQUIVO COM ESSE NOME. NÃO USAR
VÍRGULA.

std::string line;

while (std::getline(file, line, '\n'))
{
    std::istringstream templine(line);

    std::string data;

    while (getline(templine, data, ','))
    {
        p.push_back(atof(data.c_str()));
    }
}

file.close();

/*for (std::vector<double>::iterator it = p.begin(); it != p.end(); ++it)

    std::cout << ' ' << *it << std::endl;

std::cout << '\n';*/

int size = p.size();

long double r = p[0] / p[1]; //RAZÃO DE CARGA

std::cout << r << std::endl;

int a;

std::cout << "Voce gostaria de usar so valores predefinidos ou digitar
manualmente cada valor? 1- PREDEFINIDO 2-DIGITAR " << std::endl;

std::cin >> a;

std::cout << std::endl;

if (a == 2)

```

```
{  
    std::cout << "Digite o valor de kC em MPa m1/2" << std::endl;  
    std::cin >> kC;  
    std::cout << std::endl;  
    std::cout << "Digite o valor de fsc > 1" << std::endl;  
    std::cin >> fsc;  
    std::cout << std::endl;  
    std::cout << "Digite o valor de sigmaYs em MPa" << std::endl;  
    std::cin >> sigmaYs;  
    std::cout << std::endl;  
    std::cout << "Digite o valor de sigmaU em MPa" << std::endl;  
    std::cin >> sigmaU;  
    std::cout << std::endl;  
    std::cout << "Digite o valor de dKth em MPa*m1/2" << std::endl;  
    std::cin >> dKth;  
    std::cout << std::endl;  
    std::cout << "Digite o valor de e em Pa" << std::endl;  
    std::cin >> e;  
    std::cout << std::endl;  
    std::cout << "Digite o valor de b em m" << std::endl;  
    std::cin >> b;  
    std::cout << std::endl;  
    std::cout << "Digite o valor de w em m" << std::endl;  
    std::cin >> w;  
    std::cout << std::endl;  
    std::cout << "Digite o valor de ai em m" << std::endl;
```

```
std::cin >> ai;

std::cout << std::endl;

std::cout << "Digite o valor de ac em m" << std::endl;

std::cin >> ac;

std::cout << std::endl;

std::cout << "Digite o valor do expoente m da Lei de Paris em m/ciclo*(MPa^m)"
<< std::endl;

std::cin >> m;

std::cout << std::endl;

std::cout << "Digite o valor da constante c da Lei de Paris" << std::endl;

std::cin >> c;

std::cout << std::endl;

std::cout << "Digite o valor de beta (beta igual 6 para EPD e igual a 2 para
EPT)" << std::endl;

std::cin >> a;

std::cout << std::endl;

std::cout << "Digite o valor de gammaR" << std::endl;

std::cin >> gammaR;

std::cout << std::endl;

std::cout << "Digite o valor de gamma para cálculo da zona plástica" <<
std::endl;

std::cin >> gamma;

std::cout << std::endl;

std::cout << "Digite o valor de n" << std::endl;

//std::cin >> n;

std::cout << std::endl;

}
```

```

std::cout << "Os dados inseridos no documento sao dados de CARGA ou K? 1-
CARGA 2- K " << std::endl;

std::cin >> isK;

std::cout << std::endl;

std::cout << "Tipo de corpo de prova? 1- CT 2- MT " << std::endl;

std::cin >> isCT;

std::cout << std::endl;

std::cout << "Voce gostaria de usar deltaK ou deltaKR? 1- deltaK 2- deltaKR " <<
std::endl;

std::cin >> flagDeltaK;

std::cout << std::endl;

file.open("write.csv");

file << i / 2 << "," << "pVale" << "," << "pPico" << "," << "aiW" << "," << "faiW" << ","
<< "deltaK" << "," << "kTrough" << "," << "kPeak" << "," << "da" << "," << "ai" << ","
<< "ryc" << "," << "phi" << "," << "phiSub" << "\n";

for (int i = 0; i < size; i += 2)
{
    long double pVale, pPico;

    pVale = p[i];

    pPico = p[i + 1];

    // CALCULAMOS a função: f[a / w]

    if (isK == 2)
    {
        kTrough = pVale;

        kPeak = pPico;

    }

    else
    {

```

```

aiW = ai / w;

if (isCT == 1)//calculo de faiw p/ C(T)

    faiW = ((2 + aiW) / pow((1 - aiW), 1.5)) * (0.886 + (4.64 * aiW) - (13.32 *
(aiW * aiW)) + (14.72 * aiW * aiW * aiW) - (5.6 * aiW * aiW * aiW * aiW));

else//calculo de faiw p/ M(T)

{

    double leftPart = (3.14 * aiW / 4) * (1 / cos((3.14 * aiW) / 2));

    double rightPart = 1 - 0.025 * (aiW) * (aiW)+0.06 * pow(aiW, 4);

    faiW = sqrt(leftPart) * rightPart;

}

}

if (isCT == 1)//calculo de K p/ C(T) (MPa m1/2) em MPa m1/2

{

    kTrough = ((pVale / (b * sqrt(w * 0.001))) * faiW);

    kPeak = ((pPico / (b * sqrt(w * 0.001))) * faiW);

}

else //calculo de K p/ M(T) em MPa m1/2

{

    kTrough = ((pVale / (b* sqrt(w*0.001))) * faiW);

    kPeak = ((pPico / (b * sqrt(w*0.001))) * faiW);

}

if (kPeakPrevious == NULL) //Caso seja a primeira interação, kPeak anterior
recebe o kPeak atual.

    kPeakPrevious = kPeak;

if (kTroughPrevious == NULL) //Caso seja a primeira interação, kTrough
anterior recebe o kTrough atual.

    kTroughPrevious = kTrough;

```

```

// CALCULAMOS O DELTA K em MPa m1/2
if (isK == 2)
{
    kTrough = pVale;
    kPeak = pPico;
}
deltaK = (kPeak - kTrough); // MPa.m01/2
if (flagDeltaK == 2)
{
    deltaKR = deltaK / pow((1 - r), (1 - gammaR));
    deltaK = deltaKR; // MPa.m01/2
}
else
{
    deltaK = (kPeak - kTrough); // MPa.m01/2
}
//SE O K PICO FOR MAIOR QUE O KC FINALIZAMOS
if (deltaK >= kC)
    break;
if (deltaK < dKth) //SE deltaK for menor que dKth o da = 0
    da = 0;
if (deltaK < 0) //SE deltaK for menor que 0 o da = 0
    da = 0;
else
{
    phi = 1.0;
}

```

```

phiSub = 1.0;

ryc = (1.0 / (beta * 3.14)) * pow((kPeak / sigmaYs), 2.0)*1000; //CALCULO
DE RYC em mm

if (overLoad) // SE TIVER OCORRIDO UMA SOBRECARGA PREVIAMENTE
ENTRAMOS NESSE IF PARA VERIFICAR SE ESTAMOS NA SUA ZONA
PLÁSTICA
{
    // VERIFICAR SE SUPEROU A ZONA PLÁSTICA DO ÚLTIMO PICO
    if (ry0 + aiPrevious > ryc + ai)
    {
        phi = pow(((ai - aiPrevious+ ryc) / ry0), gamma); // CASO NÃO
SUPERE, Ry0 CONTINUA O DA SOBRECARGA E CONTINUAMOS
        std::cout << "!!!RETARDO NA TRINCA!!!" << std::endl;
        std::cout << "Phi: " << phi << std::endl;
    }
    else
    {
        overLoad = false;

        ry0 = ryc; // CASO SUPERE, O Ry0 RECEBE RyC E SAIMOS DA
ZONA PLÁSTICA DA SOBRECARGA
        aiPrevious = ai;
    }
}
else
{
    ry0 = ryc; // SE NÃO ESTAMOS SOB EFEITO DE UMA SOBRECARGA
Ry0 RECEBE RyC
    aiPrevious = ai;
}
}

```

```

if ((kPeak / kPeakPrevious) >= fsc) // VERIFICAÇÃO DE SOBRECARGA
{
    overLoad = true;

    phi = pow(((ai - aiPrevious + ryc) / ry0), gamma);

    deltaK = deltaKPrevious;
}

if (kTrough < kTroughPrevious) // VERIFICAÇÃO DE SUBCARGA
{
    if (((kTrough / kTroughPrevious) <= fscsubLoad) && (kPeak /
kPeakPrevious) <= 1/fsc && overLoad == true)
    {
        phiSub = (1.01 - 0.01 * (kTrough / kTroughPrevious))*3000;
        std::cout << "!!!ACELERACAO NA TRINCA!!!" << std::endl;
        std::cout << "PhiSub: " << phiSub << std::endl;
    }
}
else
{
    phiSub = 1.0;
}

da = c * pow(deltaK, m) * phi* phiSub; //CALCULO DE da (mm);
}

//RECURSÃO PARA PRÓXIMOS PASSOS: ai+1 = ai + da e pico anterior vira o
pico atual;

kPeakPrevious = kPeak;

kTroughPrevious = kTrough;

deltaKPrevious = deltaK;

```

```

ai += da;

//PRINTS NO CONSOLE

if (isK == 2)
{
    std::cout << "----- CARGA DE NUMERO: " << i / 2 << "
-----" << std::endl;

    std::cout << "Vale: " << pVale << std::endl;

    std::cout << "Pico: " << pPico << std::endl;

    std::cout << "Delta K: " << deltaK << std::endl;

    std::cout << "K VALE: " << kTrough << std::endl;

    std::cout << "K PICO: " << kPeak << std::endl;

    std::cout << "da: " << da << std::endl;

    std::cout << "ai: " << ai << std::endl;

    std::cout << "ryc: " << ryc << std::endl;

    std::cout << "phi: " << phi << std::endl;

    std::cout << "phiSub: " << phiSub << std::endl;

    file << i / 2 << "," << pVale << "," << pPico << "," << deltaK << "," << kTrough
<< "," << kPeak << "," << da << "," << ai << "," << ryc << "," << phi << "," << phiSub
<< "\n";

}

else
{

    std::cout << "----- CARGA DE NUMERO: " << i / 2 << "
-----" << std::endl;

    std::cout << "Vale: " << pVale << std::endl;

    std::cout << "Pico: " << pPico << std::endl;

    std::cout << "aiW: " << aiW << std::endl;

```

```
std::cout << "faiW: " << faiW << std::endl;
std::cout << "Delta K: " << deltaK << std::endl;
std::cout << "K VALE: " << kTrough << std::endl;
std::cout << "K PICO: " << kPeak << std::endl;
std::cout << "da: " << da << std::endl;
std::cout << "ai: " << ai << std::endl;
std::cout << "ryc: " << ryc << std::endl;
std::cout << "phi: " << phi << std::endl;
std::cout << "phiSub: " << phiSub << std::endl;

file << i / 2 << "," << pVale << "," << pPico << "," << aiW << "," << faiW << ","
<< deltaK << "," << kTrough << "," << kPeak << "," << da << "," << ai << "," << ryc <<
", " << phi << ", " << phiSub << "\n";
}

if (ai >= ac)
    break;
}

file.close();

return 0;
}
```

APÊNDICE B: Coletânea de publicações, atividades de pesquisa e extensão realizadas durante a pesquisa de doutorado

Abaixo, segue uma relação de publicações realizadas no decorrer do Doutorado, que foram publicadas ou em processo de publicação; e atividades de pesquisa e extensão.

1) Artigo submetido em periódico Qualis A2:

Montezuma, M. F. V.; Deus, E. P.; Röchert, C. O. F. T.; Carvalho, M. C.; Aragão Filho, M. Simulation of the fatigue crack propagation on aeronautical 2050-T84 and 7475-T7351 aluminum alloys under standardized loads sequences, **Materials Research**, Manuscript ID MR-2022-0203.

2) Artigo publicado em periódico Qualis A2:

Röchert, C. O. F. T.; Carvalho, M. C.; Montezuma, M. F. V. Fretting fatigue in-service failure of X20CrMo13 stainless steel turbine blade, **Materials Research**, v. 24, n. 5, 2021.

3) Artigo publicado em periódico Qualis B1:

MONTEZUMA, M. F. V.; DEUS, E. P.; CARVALHO, M. C. Fatigue Failure Analysis in AISI 304 Stainless Wind Turbine Shafts. **International Journal of Mechanical and Mechatronics Engineering**, v. 15, n. 8, p. 313-321, 2021.

Aprovado para apresentação oral no ICFFM 2021: International Conference on Fatigue and Fracture Mechanics, Tokyo, Japan August 16 - 17, 2021, Conference Code: 21JP08ICFFM, Paper Code 21JP080035:

4) Artigo publicado em periódico Qualis B1:

MONTEZUMA, M. F. V.; DEUS, E. P.; CARVALHO, M. C. Fatigue Life Prediction on Steel Beam Bridges under Variable Amplitude Loading. **International Journal of Mechanical and Mechatronics Engineering**, v. 15, n. 11, p. 341-346, 2021.

Aprovado para apresentação oral no ICFFM 2021: International Conference on Fatigue and Fracture Mechanics, Tokyo, Japan August 16 - 17, 2021, Conference Code: 21JP08ICFFM, Paper Code 21JP080037:

5) Artigo publicado em periódico Qualis B4:

MELO, R. L. F.; MOURA FILHO, A. J. S.; MONTEZUMA, M. F. V.; DEUS, E. P.; Proposal for a computational modeling for crack propagation in bridge beams under cyclic loading. **Research, Society and Development**, v. 10, n. 3, p. e57510313670, 2021.

6) Trabalhos aceitos para apresentação em Congressos:

Montezuma, Marcos Fábio Veríssimo; Deus, Enio Pontes de; Ruchert, Cassius Olívio Figueiredo Terra; Carvalho, Márcio Correa de. Simulação da Propagação de Trincas por Fadiga em Ligas de Alumínio Aeronáutico sob Sequências de cargas Padronizadas. p. 3695-3705. In: **75º Congresso Anual da ABM**, São Paulo, 2022. ISSN: 2594-5327 , DOI 10.5151/2594-5327-35004.

Montezuma, Marcos Fábio Veríssimo; Deus, Enio Pontes de; Ruchert, Cassius Olívio Figueiredo Terra; Carvalho, Márcio Correa de. Simulation of the fatigue crack retardation and acceleration effect on aeronautical aluminum alloys under standardized loads sequences. cod. 0388, resumo avaliado e aceito para apresentação no **CONEM 2022 – XI Congresso Nacional de Engenharia Mecânica**, promovido pela ABCM em parceria com a Universidade Federal do Piauí, será realizado em Teresina-PI de 07 a 11 de agosto de 2022.

Montezuma, Marcos Fábio Veríssimo; Deus, Enio Pontes de; Ruchert, Cassius Olívio Figueiredo Terra; Carvalho, Márcio Correa de. Analysis of the fatigue crack retardation and acceleration effect on aeronautical aluminum alloys under standardized loads sequences. ID MECSOL2022-0214, resumo avaliado e aceito para apresentação oral no **MECSOL - congresso bienal promovido pela Sociedade Brasileira de Ciências e Engenharia Mecânica – ABCM**, e organizado pelo seu Comitê de Mecânica dos Sólidos que será realizada em Campinas, São Paulo, Brasil, de 17 a 19 de outubro de 2022.

7) Participação como palestrante:

I CONEMA NORDESTE CONGRESSO DE ENGENHARIA DE MATERIAIS DO NORDESTE, Minicurso: **Ansys – Método dos Elementos Finitos, suas Ferramentas e aplicações em modelagem e simulação**, realizado entre 09 e 11 de novembro de 2020 pela UFC/UFPE/UFCA/UFS.

Atividades acadêmicas de extensão universitária. **Análise estrutural utilizando o Ansys Mechanical**, realizado e organizado pelo LAMEFF - Laboratório de Mecânica da Fratura e Fadiga – UFC com apoio do CA Metal, 23 de novembro de 2019, Auditório do Departamento de Engenharia Metalúrgica e de Materiais – UFC.