UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA DE MATERIAIS
PROGRAMA DE PÓS GRADUAÇÃO EM CIÊNCIA E ENGENHARIA DE MATERIAIS

RAIMUNDO GOMES DE AMORIM NETO

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

São Carlos
2019

RAIMUNDO GOMES DE AMORIM NETO

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

Tese apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Ciência e Engenharia de Materiais da Universidade de São Paulo, como requisito para a obtenção do Título de Doutor em Ciências.

Área de concentração: Desenvolvimento, Caracterização e Aplicação de Materiais.

Orientador: Prof. Dr. Cassius Olivio Figueiredo Terra Ruchert

VERSÃO CORRIGIDA

SÃO CARLOS
2019

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO, POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

A524c Amorim Neto, Raimundo Gomes de
Contribuição ao estudo da liga AA2050 T84 submetida a carregamento de amplitude constante e variável: Abordagem segundo método dos elementos finitos na simulação de fenômenos da propagação de trincas por fadiga / Raimundo Gomes de Amorim Neto; orientador Cassius Olivio Figueiredo Terra Ruchert. São Carlos, 2019.

Tese (Doutorado) - Programa de Pós-Graduação em Ciência e Engenharia de Materiais e Área de Concentração em Desenvolvimento, Caracterização e Aplicação de Materiais -- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, 2019.

1. Vida em Fadiga. 2. Ligas de Alumínio de Grau Aeronáutico. 3. Métodos Numéricos. 4. Elementos Finitos Estendidos. I. Título.

Eduardo Graziosi Silva - CRB - 8/8907

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato: Engenheiro **RAIMUNDO GOMES DE AMRIM NETO.**

Título da tese: "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".

Data da defesa: 15/03/2019.

Comissão Julgadora:

Resultado:

Prof. Associado **Cassius Olivio Figueiredo Terra Ruchert**
(Orientador)

(Escola de Engenharia de Lorena/EEL-USP)

APROVADO

Prof. Dr. **Piter Gargarella**

(Universidade Federal de São Carlos/UFSCar)

Aprovado

Prof. Associado **Edson Denner Leonel**

(Escola de Engenharia de São Carlos/EESC)

APROVADO

Prof. Dr. **Omar Maluf**

(Faculdade de Tecnologia de Sertãozinho/FATEC)

APROVADO

Profa. Titular **Lauralice de Campos Franceschini Canale**

(Escola de Engenharia de São Carlos/EESC)

APROVADO

Coordenador do Programa de Pós-Graduação em Ciência e Engenharia de Materiais:

Prof. Associado **Rafael Salomão**

Presidente da Comissão de Pós-Graduação:

Prof. Titular **Murilo Araujo Romero**

DEDICATÓRIA

A DEUS, a Flaviana e a Daniel
que foram as matérias-primas
essenciais para esta tese.

AGRADECIMENTOS

A Deus, que mesmo quando eu desisti, não desistiu de mim, e por hoje está aqui.

A Flaviana, minha amada esposa, que também não me deixou desistir, quando acreditei que Deus me deixaria (queria) desistir. Pelo amor e pelos dias mais felizes e intensos de nossas vidas nestes quase cinco anos de doutorado. A Daniel, nosso primogênito, que apareceu para diminuir a dor de fazer algo que nunca me julguei capaz de fazer, e por tornar os dias mais doces e a cama mais apertada.

Ao Professor Cassius, e espero que amigo para o resto de minha vida, que nunca me deixou desistir, desde a sua ligação telefônica em 2014 até a poucos minutos antes de entrar nesta sala de defesa.

Aos meus pais, Nenzinha e Chiquinho, cada um a sua forma e no seu canto me ensinaram a ser quem eu sou com meus defeitos e virtudes. Aos meus irmãos (Adalberto e Hugo) e suas famílias (Diana, Lucas, Mateus, Ana Paula, Clédina e Cleide), e os momentos de força e paz que me forneceram. Tio Amorim e sua família, e Toinho do Miragem e sua família, pelos anos de acolhida, entre 1999 e 2005.

Aos meus amigos que deixei ao longo dos muitos anos de estudo (e de vida) desde Umarizal, passando por Mossoró e por fim em Natal, São Carlos (1ª estada) e Mossoró (vida profissional). Aos meus familiares, que foram refúgio nos momentos de descontração, ao longo das várias 'férias'. A Denis, Marcela e Lavínia nossa família em São Carlos e Natal. Ao Herbert, que veio a tornar nossos dias mais familiares em São Carlos. A Dorival e Lígia nossos amigos que foram luz em diversos momentos em São Carlos.

A todos os Irmãos da Igreja de Cristo de Umarizal, em especial a Kaká, Eliz, Vitor e Tito, nos momentos que tivemos a oportunidade de estar próximos e pelas orações incessantes. E todos os irmãos da Igreja de Geração de Cristo em São Carlos, especialmente aos Pastores (Admilton e Edinha), Victor, Nino e família, Betão e família. Ao Pastor Jackson e Família, e a todos que fazem a Igreja Verbo da Vida em Mossoró.

Aos meus professores das escolas estaduais Zenon de Souza e 11 de Agosto de Umarizal, do Colégio Diocesano de Mossoró, da UFRN, e da USP, pelos ensinamentos passados e encorajamento mesmo frente às dificuldades desta tão nobre profissão. Em especial ao professor Roberto José de Medeiros, principal inspirador e incentivador da minha carreira acadêmica.

A UFERSA, que tem sido luz para muitos dos sertanejos do semiárido nordestino, ao DCAT que me afastou para qualificação e ao CE, que o sucedeu, DECAM, ao qual sou

vinculado nos dias de hoje. E não posso esquecer-me de agradecer a todos que fazem e fizeram o curso de Engenharia Civil da UFERSA, Alunos, funcionários e professores. A Marcos, Glória e Rodrigo, que mais que colegas de trabalho, foram meus olhos, braços e pernas, durante os anos de afastamento, os considero grandes amigos além da UFERSA.

Agradeço aos ex-alunos e colegas de profissão, que deram o seu precioso tempo para me ajudar a concluir o trabalho, após meu retorno do afastamento junto a UFERSA, os professores Eric Mateus, Jonathas Iohanathan, Jerfson Lima e Francisco Rosendo. Ao Herbert e Tomaz, que me trouxeram a UFERSA para perto na EESC, quando eu mais precisei “aqui é pressão”.

Aos professores e funcionários do departamento de engenharia de materiais por todo apoio dado direta ou indiretamente, especialmente a Romilda e Victor, Douglas e o Prof. Waldeck. Aos amigos do departamento de engenharia de materiais: José Fernando, Ronald, Márcio, Carla, Aline, Gualter, Marcos, etc.

Agradeço às instituições de fomento a pesquisa que deram suporte as pesquisas cujo resultado aqui se apresenta: FAPESP (Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo), CNPQ (Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico) e principalmente a CAPES/PRODOUTORAL (Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior), agradecem também às Universidades de São Paulo (USP) e Federal Rural do Semi-Árido (UFERSA), e por fim agradecem a EMBRAER e ao departamento de engenharia de estruturas da EESC, pelo suporte direto e indireto dado a pesquisa.

E por fim aos membros da banca avaliadores, pelas valiosas contribuições a este trabalho.

¹*Deem graças a Deus, o Senhor, porque ele é bom; o seu amor dura para sempre (...)* ⁴*Somente o Senhor faz grandes milagres; o seu amor dura para sempre (...)* ¹⁶*Deus guiou o seu povo pelo deserto; o seu amor dura para sempre (...)* ²³*Quando fomos derrotados, Deus não esqueceu de nós; o seu amor dura para sempre (...)* ²⁶*Deem graças ao Deus do céu; o seu amor dura para sempre.*

RESUMO

AMORIM NETO, Raimundo Gomes. **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. 170 f. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2016.

O uso de ligas de alumínio pela indústria aeronáutica é sabidamente consagrado. Neste tipo de uso os carregamentos e seu histórico acabam por ter uma importância ímpar na determinação da vida em fadiga das peças estruturais. Este trabalho busca estudar e apresentar a modelagem em uma série de pacotes fechados de análise de fadiga para carregamentos de amplitude constante e variável, em ligas de alumínio usadas na indústria aeronáutica. Neste contexto, modelam-se carregamentos simples ou complexos espectros de voos comerciais e militares. Outro aspecto importante da pesquisa consiste em aliar as técnicas da formulação de elementos finitos, no estudo da vida em fadiga de corpos de prova e demais propriedades do material, com os modelos bem consagrados para problemas de propagação de trinca, comumente presentes na indústria em questão. Obtiveram-se boas respostas, no tocante à representação dos fenômenos estruturais e de material, sobretudo aqueles relacionados à propagação. Ademais, o Método dos Elementos Finitos Estendido ajuda significativamente na melhoria da resposta numérica, contudo sem aumentar de forma restritiva o custo computacional das análises. Os principais resultados ao final do trabalho foram uma contribuição ao estudo deste material relacionado à modelagem via elementos finitos conseguindo-se representar bem campos de tensões e propagações de trinca e, em especial, a representação obtida do ensaio de K_{IC} . Por outro lado, com o uso de pacotes fechados e abertos no estudo da vida em fadiga, conseguiu-se simular de forma satisfatória problemas de fadiga, em situações envolvendo carregamentos de amplitude constante e variável, tais como picos e espectros de voos civis e militares.

Palavras-chave: Vida em Fadiga, Ligas de Alumínio de Grau Aeronáutico, Métodos Numéricos, Elementos Finitos Estendidos.

ABSTRACT

AMORIM NETO, Raimundo Gomes. **Contribution to the study of AA2050 T84 alloy subjected to constant and variable amplitude loading: Approach according to finite element method in the simulation of fatigue crack propagation phenomena.** 2019. 170 f. Ph.D. Thesis- Sao Carlos School of Engineering, Sao Paulo University, Sao Carlos, 2016.

The use of aluminum alloys by the aeronautical industry is well known. In this application, load time-histories resulting important for fatigue life determination of aircraft structural components. Present work aims to study and present the modeling in some closed packages of fatigue analysis for both constant and variable amplitude loads in aluminum alloys used for aeronautical purposes. In this context, simple or complex loading spectra are modeled, for commercial and military flights. Another important issue of the research is to combine techniques of finite element formulation in order to predict the fatigue life of test specimens and properties of the material, using well-established models for crack propagation commonly used in the industry of concern. Were obtained good results, regarding the representation of stress states, especially those related to crack propagation. Moreover, the Extended Finite Element Method (X-FEM) significantly helps in improving the numerical response, however saving the computational cost of the analyzes. The main result of present work is the increase of the knowledge about modeling aeronautical alloys via finite elements, where were possible to represent accurately tension fields, crack propagations and especially the K_{IC} test. On the other hand, with the use of closed and open packages for fatigue life prediction, it was possible to simulate satisfactorily problems involving constant and variable amplitude loading, such as peaks and spectra of civil and military flights.

Key-Words: Fatigue Life, Aeronautical Aluminum Alloys, Numerical Methods, FEM - Finite Element Method.

LISTA DE FIGURAS

Figura 2-1 Nucleação das trincas em bandas de deslizamento	34
Figura 2-2 Etapas iniciais do surgimento de micro trincas	36
Figura 2-3 Propagação final de superfícies de fadiga	36
Figura 2-4 Perfis exemplo de amplitude constante de carregamento (Adaptado)	37
Figura 2-5 Curva da/dN em função da variação da intensidade de tensão (ΔK).....	38
Figura 2-6 Amplitude variável baseada em um espectro de carregamento/voo (Adaptado) ...	39
Figura 2-7 Representações das zonas plásticas para dois níveis de carga.	40
Figura 2-8 Retardo provocado por sobrecargas positiva e positivo-negativa. (Adaptado)	40
Figura 2-9 Dimensões das zonas plásticas nos modelos de zona de escoamento (Adaptado) ..	44
Figura 2-10 Modelo de placa usado por Griffith	47
Figura 2-11 Modos de abertura	50
Figura 2-12 Tensor de tensões planas, em coordenadas polares a frente da trinca.	50
Figura 2-13 Placa infinita com trinca centrada	53
Figura 2-14 Propagação de trinca no Modo I, passo de $2\Delta a$	54
Figura 2-15 Ponta da trinca com elementos especiais.	59
Figura 2-16 Modelagem via MEF de partícula da liga de Alumínio.....	60
Figura 2-17 Modelagem macroscópica e microscópicas de liga de Alumínio.....	61
Figura 2-18 Avanço da trinca e zonas plásticas envolvidas.	62
Figura 2-19 Rede de elementos finitos (a) com foco na região refinada de crescimento de trinca, (b) estratégia de liberação do nó, imposta pelo tamanho da malha e intensidade de tensão.....	63
Figura 2-20 Rede de elementos finitos e nós enriquecidos ao redor da trinca,	64
Figura 2-21 Elemento finito enriquecido com função de descontinuidade para a trinca XFEM	64
Figura 4-1 Esquema geométrico do Corpo de prova CT.....	84
Figura 4-2 Gráfico (log da/dN vs log ΔK) para as diversas razões de carregamento, resposta experimental e resposta numérica, para os corpos de prova com largura de 25 mm e orientação LT.....	85
Figura 4-3 Efeito da razão de tensão R na curva da/dN vs ΔK	86
Figura 4-4 Log C vs Log (1-R) para estimar os valores das constantes de Walker.....	88
Figura 4-5 Constantes de Walker para os ensaios experimentais e para as simulações para os corpos de prova LT e B=25 mm	88
Figura 4-6 Gráfico (log da/dN vs log ΔK) para as diversas razões de carregamento, resposta experimental e resposta numérica, para os corpos de prova com largura de 25 mm e orientação TL.....	90
Figura 4-7 Log C vs Log (1-R) para estimar os valores das constantes de Walker.....	91
Figura 4-8 Constantes de Walker para os ensaios experimentais e para as simulações para os corpos de prova TL e B=25 mm	91
Figura 4-9 Gráfico (log da/dN vs log ΔK) para as diversas razões de carregamento, resposta experimental e resposta numérica, para os corpos de prova com largura de 2,5 mm e orientação LT.....	94
Figura 4-10 Log C vs Log (1-R) para estimar os valores das constantes de Walker	94
Figura 4-11 Constantes de Walker para os ensaios experimentais e para as simulações para os corpos de prova LT e B=2,5 mm.....	95

Figura 4-12 Obtenção dos valores de $\Delta K_{th}(R=1)$, $\Delta K_{th}(R=0)$ e C_{th} a partir de $\Delta K_{th}(R=0,1)$ e $\Delta K_{th}(R=0,5)$	97
Figura 4-13 Corpo de prova C(T) LT B=25 mm - R=0,1	98
Figura 4-14 Corpo de prova C(T) LT B=25 mm – R=0,3	98
Figura 4-15 Corpo de prova C(T) LT B=25 mm – R=0,5	98
Figura 4-16 Corpo de prova C(T) LT B=25 mm – R=0,7	99
Figura 4-17 Corpo de prova C(T) LT B=25 mm – R=0,8	99
Figura 4-18 Corpo de prova C(T) TL B=25 mm – R=0,1	100
Figura 4-19 Corpo de prova C(T) TL B=25 mm – R=0,5	101
Figura 4-20 Corpo de prova C(T) TL B=25 mm – R=0,7	101
Figura 4-21 Corpo de prova C(T) TL B=25 mm – R=0,8	101
Figura 4-22 Corpo de prova C(T) LT B=2,5 mm – R=0,1	102
Figura 4-23 Corpo de prova C(T) LT B=2,5 mm – R=0,3	103
Figura 4-24 Corpo de prova C(T) LT B=2,5 mm – R=0,5	103
Figura 4-25 Corpo de prova C(T) LT B=2,5 mm – R=0,7	103
Figura 4-26 Corpo de prova C(T) LT B=2,5 mm – R=0,8	104
Figura 4-27 Ajuste de curva para todos os corpos de prova LT com B=25 mm	105
Figura 4-28 Valores da função de abertura de trinca em função da Razão de Carga R	106
Figura 4-29 Esquema geométrico do Corpo de prova MT	107
Figura 4-30 Resultados NASGRO 4.0 para o espectro Mini-Twist	108
Figura 4-31 Resultados AFGROW para o espectro Mini-Twist	109
Figura 4-32 Resultados CRACK 2000 para o espectro Mini-Twist	109
Figura 4-33 Resultados NASGRO 4.0 para o espectro Twist	110
Figura 4-34 Resultados AFGROW para o espectro Twist	111
Figura 4-35 Resultados CRACK 2000 para o espectro Twist	111
Figura 4-36 Resultados NASGRO 4.0 para o espectro Mini- Falstaff	112
Figura 4-37 Resultados AFGROW para o espectro Mini-Falstaff	113
Figura 4-38 Resultados CRACK 2000 para o espectro Mini-Falstaff	113
Figura 4-39 Resultados NASGRO 4.0 para o espectro Falstaff	114
Figura 4-40 Resultados AFGROW para o espectro Falstaff	115
Figura 4-41 Resultados CRACK 2000 para o espectro Falstaff	116
Figura 4-42 Esquema representativo do perfil de carregamento – Amplitude constante	117
Figura 4-43 Curva comprimento de trinca versus número de ciclos, para um corpo de prova MT submetido a carregamento de amplitude constante	117
Figura 4-44 Curva da/dN versus ΔK , para um corpo de prova MT submetido a carregamento de amplitude constante	118
Figura 4-45 Esquema representativo do perfil de carregamento – Pico trativo	118
Figura 4-46 Curva comprimento de trinca versus número de ciclos, para um corpo de prova MT submetido a carregamento com pico trativo	119
Figura 4-47 Curva da/dN versus ΔK , para um corpo de prova MT submetido a carregamento com pico trativo	119
Figura 4-48 – Curva comprimento de trinca versus número de ciclos, para um corpo de prova MT submetido a carregamento com pico trativo, desconsiderando o modelo de Yield Strip	120
Figura 4-49 Curva da/dN versus ΔK , para um corpo de prova MT submetido a carregamento com pico trativo, modelos sem interação e Willenborg Generalizado	120
Figura 4-50 Curva da/dN versus ΔK , para um corpo de prova MT submetido a carregamento com pico trativo, modelos Willenborg Generalizado Modificado e Yield Strip	120

Figura 4-51 Esquema representativo do perfil de carregamento – Pico Trativo e Vale Compressivo	121
Figura 4-52 Curva comprimento de trinca versus número de ciclos, para um corpo de prova MT submetido a carregamento com pico trativo e compressivo	121
Figura 4-53 Curva da/dN versus ΔK , para um corpo de prova MT submetido a carregamento com pico trativo e compressivo	122
Figura 4-54 Curva comprimento de trinca versus número de ciclos, para um corpo de prova CT submetido a carregamento de amplitude constante	122
Figura 4-55 Curva da/dN versus ΔK , para um corpo de prova CT submetido a carregamento de amplitude constante	123
Figura 4-56 Curva comprimento de trinca versus número de ciclos, para um corpo de prova CT submetido a carregamento com pico trativo	124
Figura 4-57 Curva da/dN versus ΔK , para um corpo de prova CT submetido a carregamento com pico trativo.....	124
Figura 4-58 Rede de 3276 elementos adotada na análise.....	125
Figura 4-59 Representação dos elementos XFEM ativados na análise.....	125
Figura 4-60 Corpo de prova CT fraturado, tensões máximas principais na iminência da ruptura final.....	126
Figura 4-61 Resposta Força x Abertura do corpo de prova.....	127
Figura 4-62 Redes de elementos finitos adotadas nas simulações de propagação.....	128
Figura 4-63 Campo de tensões na região da trinca ao longo da propagação, para a rede mais pobre de elementos finitos	128
Figura 4-64 Campo de tensões na região da trinca ao longo da propagação, rede refinada intermediária de elementos finitos	129
Figura 4-65 Campo de tensões na região da trinca ao longo da propagação, rede mais refinada de elementos finitos.....	129

LISTA DE TABELAS

Tabela 3-1 Composição química da liga 2050 T84	65
Tabela 3-2 Propriedades Mecânicas da liga 2050 T84.....	66
Tabela 3-3 – Composição química da liga de Alumínio 7475 T7351	68
Tabela 3-4 – Resultados médios para os ensaios de tração liga de Alumínio 7475 T7351.....	69
Tabela 3-5 - Modelos de interação de cargas utilizados em cada programa	72
Tabela 4-1 Resultados experimentais e numéricos para as constantes de Paris e K-crítico, para cada uma das razões de carregamentos nos corpos de prova com largura de 25 mm e orientação LT.....	85
Tabela 4-2 Resultados experimentais e numéricos para as constantes de Paris e K-crítico, para cada uma das razões de carregamentos nos corpos de prova com largura de 25 mm e orientação TL.....	90
Tabela 4-3 - Razões "Experimento/Simulação" para os corpos de prova LT e TL com B=25 mm.....	92
Tabela 4-4 Resultados experimentais e numéricos para as constantes de Paris e K-crítico, para cada uma das razões de carregamentos nos corpos de prova com largura de 2,5 mm e orientação LT.....	93
Tabela 4-5 Resumo dos valores das razões Experimento/Simulação.....	96
Tabela 4-6 Comparação entre as propriedades mecânicas da liga Al 7475-T7351 presentes no NASGRO e obtidas experimentalmente.....	96
Tabela 4-7 Valores de ΔK_{th} para R=1 e R=0 para a liga Al 7475-T7351 nas orientações LT e TL calculados pelo NASMAT.....	97
Tabela 4-8 Constantes da equação de Paris e da equação de NASGRO para os corpos de prova LT e B=25 mm	100
Tabela 4-9 Constantes da equação de Paris e da equação de NASGRO para os corpos de prova TL e B=25 mm	102
Tabela 4-10 Constantes da equação de Paris e da equação de NASGRO para os corpos de prova LT e B=2,5 mm	104
Tabela 4-11 Valores das constantes da Equação de NASGRO para a Liga 7475-T7351 TL na base de dados do <i>US Department of Transportation</i>	106
Tabela 4-12 Vida dada em nº de voos dos modelos em cada programa para o espectro Mini-Twist	108
Tabela 4-13 Vida dada em nº de voos dos modelos em cada programa para o espectro Twist	110
Tabela 4-14 Vida dada em nº de voos dos modelos em cada programa para o espectro Mini-Falstaff.....	112
Tabela 4-15 Vida dada em nº de voos dos modelos em cada programa para o espectro Falstaff	114

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

C(T) ou CT	Compact tension specimen
CAPES	Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior
COD	Crack open displacement
CP	Corpo de prova
CTOD	Crack tip open displacement
EESC	Escola de Engenharia de São Carlos
FALSTAFF	Fighter Aircraft Loading Standard for Fatigue
FCG	Fatigue Crack Growth
GL	Grau(s) de liberdade
LT	Orientação de laminação Longitudinal Transversal
M(T) ou MT	Middle tension specimen
MEF	Método dos Elementos Finitos
MEFG	Método dos Elementos Finitos Generalizados
MEFX ou XFEM	Método dos Elementos Finitos Estendidos
MiniFALSTAFF	Fighter Aircraft Loading Standard for Fatigue shortened
MiniTWIST	Transport Wing aircraft wing structures shortened
NEMAF	Núcleo de Ensaios Mecânicos e Análise de Falhas
SMM	Departamento de Engenharia de Materiais
TL	Orientação de laminação Transversal Longitudinal
TWIST	Transport Wing aircraft wing structures

LISTA DE SÍMBOLOS

A	Área da seção transversal do corpo de prova
a_{ol}	Comprimento da trinca no instante da sobrecarga
C_p	Parâmetro empírico de retardo de Wheeler
E	Módulo de Elasticidade longitudinal
K_{IC}	Fator de intensidade de tensão crítico
K_{max}	Fator de intensidade de tensão máxima na ponta da trinca
K_{op}	Fator de intensidade que promove a abertura de trinca (pós pico)
K_r	Fator de intensidade de tensão residual
K_W^R	Fator de intensidade de tensão de Willenborg
R	Razão de carregamento, relação entre tensões mínimas e máximas num ciclo
RA	Percentual de estreitamento da seção transversal
r_i	Raio da zona plástica no instante atual
r_{ol}	Raio da zona plástica no instante da sobrecarga
R_{SO}	Parâmetro empírico de Willenborg
Se	Tensão de escoamento
Sr	Tensão de ruptura
γ_s	Energia de superfície por unidade de área para trincar
ΔK_{eff}	Diferença entre os fatores máximo e abertura
ΔK_{th}	Limiar para a propagação da trinca, threshold
ΔL	Percentual de alongamento
σ_U	Tensão normal máxima na ruptura do alumínio
σ_y	Tensão de escoamento do alumínio
Φ	Diâmetro do corpo de prova

SUMÁRIO

AGRADECIMENTOS	9
RESUMO.....	13
ABSTRACT	15
LISTA DE FIGURAS.....	17
LISTA DE TABELAS	21
LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS	23
LISTA DE SÍMBOLOS	25
SUMÁRIO	27
1 INTRODUÇÃO	29
1.1 CONSIDERAÇÕES INICIAIS	29
1.2 JUSTIFICATIVAS	30
1.3 OBJETIVOS	31
1.4 ORGANIZAÇÃO DO TEXTO	32
2 FUNDAMENTAÇÃO CONCEITUAL	33
2.1 MECÂNICA DA FADIGA	33
2.1.1 Aspectos introdutórios	33
2.1.2 Fadiga em carregamentos de amplitude constante	37
2.1.3 Fadiga em carregamentos de amplitude variável	39
2.1.4 Modelos da/dN.....	41
2.1.5 Modelos K_{op}	42
2.1.6 Modelos K_{eff}	43
2.2 Mecânica da Fratura	46
2.2.1 Aspectos introdutórios	46
2.2.2 Teoria de Griffith.....	46
2.2.3 Mecânica da fratura elástica linear	49
2.2.4 Fatores de intensidade de tensão	55
2.3 Sobre Ligas de Alumínio de grau aeronáutico	56
2.4 Método dos Elementos Finitos	58
2.4.1 XFEM – Método dos Elementos Finitos Estendido	61
3 MATERIAIS E MÉTODOS	65
3.1 Materiais Estudados.....	65
3.1.1 Liga 2050 T84.....	65
3.1.2 Liga 7475 T7351.....	67
3.2 Pacotes Fechados – Dedicados a FCG	71
3.2.1 NASGRO 4.0.....	72
3.2.2 AFGROW.....	73
3.2.3 CRACK 2000	73
3.2.4 GENESIS	74
3.3 Pacotes Abertos – Elementos Finitos	75
3.3.1 ABAQUS	76
3.4 Espectros e perfis de carregamento	79
3.5 Aparato computacional.....	82
4 RESULTADOS NUMÉRICOS	83
4.1 Simulações em pacotes fechados.....	83
4.1.1 Amplitude Constante de Carregamentos – Liga 7475	83
4.1.2 Efeito de R e Equação de Walker	86
4.1.3 Cálculo numérico dos Valores de ΔK_{th} para $R=1$ e $R=0$ – Liga 7475	96

4.1.4	<i>Carregamentos de Amplitude Variável – Voos Simulados – Liga 7475</i>	107
4.1.5	<i>Carregamentos de Amplitude Constante e Variável – Liga 2050 T84</i>	116
4.2	Modelagem via pacotes Abertos - ABAQUS CAE	124
4.2.1	<i>Corpo de prova CT - Simulação de Ensaio de K_{IC}</i>	125
4.2.2	<i>Corpo de Prova MT – Propagação de trinca</i>	127
5	CONSIDERAÇÕES FINAIS	131
5.1	Conclusões	131
5.1.1	<i>Modelagem em pacotes fechados – Amplitude Constante</i>	131
5.1.2	<i>Modelagem em pacotes fechados – Amplitude Variável</i>	131
5.1.3	<i>Modelagem em pacotes de elementos finitos</i>	132
5.2	Propostas para trabalhos futuros	133
	REFERÊNCIAS	135
	Anexo A – Coletânea de publicações	143
	Apêndice A – Histórico NEMAF	145
	Sobre pesquisas correlatas do NEMAF	145
	1ª GERAÇÃO – PRIMÓRDIOS DO NEMAF	146
	2ª GERAÇÃO – CRESCIMENTO DO NEMAF	148
	3ª GERAÇÃO – CONSOLIDAÇÃO E EXPANSÃO DO NEMAF	150
	Apêndice B – Script's e Modelos	159
	Script Modelo CT – Ensaio de K_{IC}	159
	Script Modelo MT	166

INTRODUÇÃO

1.1 CONSIDERAÇÕES INICIAIS

A indústria aeronáutica é sabidamente um dos principais setores tecnológicos do país. Grandes avanços científicos foram concebidos na mesma para, doravante, terem suas aplicações estendidas para outros setores da sociedade. A indústria aeronáutica apresenta grande importância no cenário econômico e social mundial. Na aviação comercial ou militar, existe a necessidade de desenvolvimentos dentro da própria indústria, nas universidades e institutos de pesquisa, de modo a otimizar os processos nesta área. Esta importância se deve, entre outros motivos, à possibilidade de transporte de passageiros e cargas a longas distâncias e em curto espaço de tempo, tendo em vista os milhares de voos diários ao redor do mundo, onde a segurança dos aviões é uma das maiores preocupações das companhias aéreas e agências reguladoras. Deter o domínio de uma indústria aeronáutica forte, seja para fins militares ou civis, passou a ser um pré-requisito para uma nação soberana. Isso se deve, além do notável potencial bélico, ao fato do modal aeroviário ser amplamente utilizado para transporte de passageiros e de cargas.

Ao longo de toda sua vida útil, um avião estará sujeito a carregamentos cíclicos variáveis que podem levar a falhas súbitas com uma tensão inferior à que seria suportada caso a mesma carga fosse estática. Essa falha é usualmente causada pela fadiga, que é o processo de mudança estrutural que ocorre de forma progressiva e localizada, em função de carregamentos cíclicos, que tendem a produzir trincas e possivelmente o rompimento completo do material (RUCHERT, 2007). O conhecimento deste fenômeno é fundamental no projeto de estruturas e materiais que passam por alternância de carregamento. Diversos desastres aéreos foram originados pela fadiga estrutural, como as explosões repentinas dos aviões Comet, que despertaram o alerta para esse fenômeno. A fadiga é um dos fatores mais nocivos à integridade estrutural das peças de aeronaves, sendo, portanto, uma das principais preocupações da indústria aeronáutica.

A vida em fadiga pode ser subdividida em quatro etapas: a iniciação compreende a fase onde há a formação do núcleo da trinca, que pode ocorrer em função de singularidades micro ou macroestruturais; o primeiro crescimento envolve a evolução da trinca em planos de

altas taxas de cisalhamento, sendo o crescimento controlado pela zona de deformação plástica à frente da trinca; o crescimento de segunda ordem é governado fundamentalmente pela ação das tensões trativas, que crescem em magnitude em função do avanço da trinca; a última etapa corresponde à fratura final, em que há, de forma catastrófica, a ruptura do sistema estrutural do material.

Na modelagem do comportamento real de vários elementos estruturais, recai-se, comumente, em problemas baseados na resolução de equações diferenciais parciais. Para problemas mais simples, é possível, à luz da Teoria da Elasticidade, formular modelos matemáticos com soluções fechadas capazes de descrever a situação física de um elemento. No entanto, para uma ampla gama de aplicações práticas, uma abordagem analítica para resolução das equações diferenciais é impraticável. Nesses casos, a utilização de métodos numéricos que forneçam soluções com um nível de aproximação aceitável torna-se imprescindível.

Deste modo o Método dos Elementos Finitos (MEF) é a técnica de solução numérica mais difundida e usada no mundo para a resolução não só de problemas estruturais, como de diversos campos da ciência, e a mesma se justifica pela sua robustez em se adaptar aos modelos de problemas que se pretende estudar. Assim sendo este doutorado busca aliar a potencialidade de adaptação do MEF aos problemas relacionados à mecânica da fratura em fadiga, especialmente no problema de propagação de trincas para amplitudes variáveis de carregamento. Temas como o retardo e aceleração de trincas, em função de picos de carregamento, ou à corrosão provocada pelo ambiente, são de profundo interesse e serão abordados de modo amplo neste trabalho.

A partir desse contexto, muitos trabalhos têm explorado o potencial de aplicação desse método em problemas relacionados à mecânica da fratura em fadiga. Nesse trabalho, busca-se aliar a potencialidade de adaptação do MEF aos problemas relacionados à mecânica da fratura em fadiga, especialmente à propagação de trincas para amplitudes variáveis de carregamento. O estudo será desenvolvido para a liga de alumínio AA2050 T84, que é uma liga desenvolvida recentemente para aplicação na indústria aeronáutica.

1.2 JUSTIFICATIVAS

A concepção de modelos numéricos para simulação do comportamento real de um material promove uma redução significativa do custo com aparelhagem e realização de

ensaios, que, oneram o desenvolvimento de novos materiais. Neste sentido, o uso da simulação pode gerar norteadores para a realização de ensaios mais específicos diminuindo a necessidade de uma grande quantidade de ensaios experimentais. Além disso, outra grande vantagem obtida com a simulação computacional está na calibração de modelos de resposta, sejam estruturais ou térmicos, de fenômenos críticos, tais como a fadiga e a propagação de trincas. A partir de ensaios experimentais a serem realizados, pode-se buscar modelos numéricos que propiciem melhor entendimento dos fenômenos dos materiais. A Justificativa do trabalho encontra-se na união dos dois grandes campos de conhecimento, por meio do uso de técnicas computacionais de simulação para o problema de propagação de trinca em fadiga, e como tal, pode ser subdividida em duas grandes justificativas. A primeira consiste na redução significativa do custo com aparelhagem e realização de ensaios, que por ora podem onerar o desenvolvimento de novos materiais com os custos dos testes da indústria. A segunda grande vantagem obtida com a simulação computacional está na calibração de modelos de resposta, seja estrutural ou térmica de fenômenos críticos como a fadiga e propagação de trincas. Deste modo com base em ensaios, a serem realizados, pode-se buscar modelos numéricos que propiciem melhor entendimento dos fenômenos dos materiais.

1.3 OBJETIVOS

O principal objetivo da pesquisa é apresentar a comparação entre resultados experimentais de ensaios de voo sob carregamentos de amplitude variável e a resposta numérica obtida por alguns programas para previsão de vida em fadiga. Estudou-se uma metodologia consistente de aplicação do método dos elementos finitos (MEF) a ligas metálicas em problemas relacionados à fadiga e a mecânica da fratura, sobre condição de carregamentos com amplitude variável.

Como objetivos específicos esta tese de doutoramento: Estudar o MEF aplicado à mecânica da fratura; aperfeiçoar e criar métodos numéricos ligados ao fenômeno da fadiga; apresentar subsídios para a caracterização computacional do problema de propagação de trincas; analisar e avaliar criticamente a qualidade dos resultados obtidos, tendo em vista todo o histórico de pesquisas correlatas desenvolvidas pelo Núcleo de Ensaios de Materiais e Análise de Falhas.

Outro objetivo complementar está na construção de uma plataforma em código aberto para a simulação por meio do MEF dos problemas de Corpos de Provas em regime de

carregamento cíclico, de modo a propiciar análise independente dos pacotes fechados como o NASGRO, que em geral são pagos e sem a possibilidade de expandir as suas funcionalidades ('caixa-preta') por parte do usuário.

1.4 ORGANIZAÇÃO DO TEXTO

Este trabalho está dividido em 5 capítulos, sendo o primeiro, destinado à introdução do estudo, destacando o contexto no qual o mesmo está inserido, bem como à apresentação das justificativas e objetivos da pesquisa.

O capítulo 2 busca dar uma fundamentação teórica aos assuntos abordados nesta tese. E de forma sintética e abrangente descrever importantes informações técnicas que servem de fundamentação para a construção da presente tese. Destina-se também à apresentação dos conceitos governantes das temáticas abordadas discutindo as considerações mais relevantes dos trabalhos que representam o estado da arte da linha de pesquisa explorada.

O capítulo terceiro descreve os principais materiais estudados, apontando as suas características físico-químico-mecânicas e métodos abordados na construção dos modelos computacionais e cada uma das simulações, bem como apresenta programas e ferramentas usadas na metodologia da pesquisa.

Os resultados das aplicações numéricas da metodologia proposta são apresentados e discutidos no capítulo 4, que é destinado a apresentação de todos os resultados obtidos ao longo dos quatro anos de pesquisa, por meio de resultados analíticos, curvas e figuras representativas dos campos de tensões.

Por fim, o quinto capítulo destaca as principais inferências e contribuições da pesquisa, e apresenta propostas de trabalhos futuros relacionados ao tema desta tese.

FUNDAMENTAÇÃO CONCEITUAL

Este capítulo se propõe a fazer revisão sobre uma série de assuntos que fundamentam e justificam o desenvolvimento deste trabalho. Aqui se apresentam os conceitos pertinentes e revisa-se o que de mais importante fez-se em pesquisas desenvolvidas no âmbito do laboratório do NEMAF. Para se facilitar o entendimento dividiu-se o capítulo em cinco grandes eixos temáticos: Fadiga, Fratura, Ligas de alumínio de grau aeronáutico, MEF e breve relato de estado da arte do campo de estudo relativo à pesquisa.

2.1 MECÂNICA DA FADIGA

2.1.1 Aspectos introdutórios

A Fadiga é o processo de mudança estrutural que ocorre de forma progressiva e localizada, em função de carregamentos cíclicos e tendem a produzir fissuras e possivelmente o rompimento completo do material (Ruchert, 2007). O conhecimento deste fenômeno é fundamental no estudo e projeto de estruturas e materiais que passam por alternância de carregamento. Para que haja iniciação e propagação da trinca necessita-se da presença de dois dos três fatores citados a seguir: tensão cíclica, tensão trativa e deformação plástica (ASM HANDBOOK, 1996). A compreensão do mecanismo de fadiga é essencial para considerar as condições que afetam a vida de fadiga e o crescimento de trincas por fadiga, como a qualidade da superfície do material, a tensão residual e a influência ambiental.

Se uma amostra for submetida a uma carga cíclica, um núcleo de trinca por fadiga pode ser iniciado em pequena escala (tamanho microscópico), seguido por crescimento de trinca para um tamanho macroscópico e, finalmente ocorre a falha no último ciclo da vida em fadiga. Este conhecimento é essencial para a análise de propriedades de fadiga de uma estrutura de engenharia. Métodos de previsão de fadiga só podem ser avaliados se a fadiga for entendida como um processo de iniciação de trinca seguido por um período de crescimento da mesma (SCHIJVE, 2001).

O processo de falha por fadiga ocorre em geral em três fases bem caracterizadas, como a nucleação de microtrinca (as), regime de propagação nos planos de alta tensão e a fratura final. A primeira destas fases ocorre na superfície, de um modo geral, e também em regiões

que acumulam tensões, por causa de singularidades, tais quais inclusões, entalhes e outros concentradores de tensão. A nucleação superficial (Figura 2.1) é chave, haja vista que os grãos da superfície não possuem o mesmo nível de confinamento dos grãos internos, facilitando as deformações plásticas pontuais (ASM HANDBOOK, 1996). A fase de crescimento corresponde ao aprofundamento das trincas iniciais, conforme planos de cisalhamento dependendo da orientação dos grãos. Nesta fase observa-se a transgranularidade da propagação.

Figura 2-1 Nucleação das trincas em bandas de deslizamento

Fonte: ASM Handbook (1996).

Investigações microscópicas no início do século passado mostraram que a nucleação, provocada pela fadiga, começa como microtrincas invisíveis em bandas de deslizamento (*slip bands*). Depois de mais informação microscópica sobre o crescimento de pequenas trincas, descobriu-se que a nucleação de microtrincas geralmente ocorre muito cedo na vida de fadiga, quase imediatamente se for aplicada uma tensão cíclica acima do limite de fadiga. O limite de fadiga é o nível de tensão cíclica abaixo da qual uma falha por fadiga não ocorre. Apesar da nucleação prematura da trinca, as microtrincas permanecem invisíveis para uma parte considerável da vida. Quando as trincas se tornam visíveis, a vida de fadiga restante, de um corpo de prova de laboratório é geralmente uma pequena porcentagem da vida total. A última

porcentagem pode ser muito maior para estruturas reais, como navios, aeronaves, entre outros (SCHIJVE, 2001).

Depois que uma microtrinca foi nucleada, o crescimento da mesma ainda pode ser um processo lento e errático, devido aos efeitos da microestrutura, e os dos contornos de grãos que não são homogêneos. No entanto, depois de algumas microtrincas o crescimento ocorre longe do local de nucleação, um crescimento mais regular é observado, normalmente perpendicular ao carregamento. Este é o começo do período real de crescimento das trincas. Vários passos na vida em fadiga são indicados na Figura 2.2. O ponto importante é que a vida de fadiga até antes da falha final consiste em dois períodos: o de *iniciação da trinca* e o de *crescimento da trinca*. Há diferenças nos dois períodos, por exemplo, várias condições de superfície afetam o período de iniciação, mas têm uma influência insignificante no período de crescimento das fissuras. Assim os métodos de previsão são diferentes para os dois períodos. O fator de concentração de tensão é o parâmetro mais importante para previsões sobre o início de trinca, enquanto a baixa plasticidade, para previsões sobre o crescimento de trinca. A iniciação de trincas por fadiga e o seu crescimento são consequência do deslizamento cíclico das bandas de deslizamento. Isto implica na deformação plástica cíclica como resultado de deslocamentos em movimento, denominados de intrusões e extrusões. A fadiga ocorre nas tensões de amplitudes abaixo do limite de escoamento, em um nível de tensão baixo, onde a deformação plástica é limitada para um pequeno número de contornos de grãos do material. Esta micro-plasticidade pode ocorrer mais facilmente nos grãos na superfície do material porque o material circundante está presente apenas de um lado (SCHIJVE, 2001).

Devido a uma distribuição não homogênea de tensão, um pico ocorre no concentrador de tensão na superfície. Além disso, a rugosidade da superfície também promove a nucleação da trinca na superfície do material. Outras condições de superfície com efeito similar são a corrosão e a fadiga por atrito, sendo que ambas ocorrem na superfície do material.

Figura 2-2 Etapas iniciais do surgimento de micro trincas

Fonte: Schijve (2001).

A vida em fadiga pode então ser subdividida em quatro etapas: a *iniciação* compreende a fase onde há a formação do núcleo da trinca, que pode ocorrer em função de singularidades micro ou macroestruturais; o *primeiro crescimento* envolve a evolução da trinca em planos de altas taxas de cisalhamento, onde o crescimento é controlado pela zona de deformação plástica a frente da trinca; o *crescimento de segunda ordem* é governado fundamentalmente pela ação das tensões trativas, que crescem em magnitude em função do avanço da trinca; a última etapa corresponde à *fratura final* como ilustrada na Figura 2.3, onde há a ruptura catastrófica da estrutura do material.

Figura 2-3 Propagação final de superfícies de fadiga

Fonte: Ruchert (2007).

Por outro lado, a fadiga pode ser classificadas em dois tipos, de acordo com o número de ciclos até a sua fase final. A *fadiga de baixo ciclo* é aquela que ocorre em elevados níveis de tensão e em menos de 10^5 ciclos; e a *fadiga de alto ciclo*, onde as condições de deformações elásticas são preponderantes sobre as deformações plásticas e ocorrem em uma quantidade de ciclos maiores que 10^3 , de modo que o nível de tensão aplicada é menor que a tensão de escoamento do material.

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (2.1)$$

Figura 2-5 Curva da/dN em função da variação da intensidade de tensão (ΔK)

Fonte: Anderson (2005).

Diversos outros pesquisadores se dedicaram a apresentar equações que relacionassem em parte ou todas as regiões da curva da Figura 2.5 (ANDERSON, 2005), como Forman (1967), Weertman (1966), Danahue (1972), McEvily (1988). Outro aspecto importante se dá na dependência da propagação da trinca com a relação de carregamentos R . Elber (1970) postulou o conceito de fechamento de trincas, relacionando à diferença na rigidez entre resposta carga-deslocamento para um corpo de prova trincado e não trincado, assim surge o conceito de fator de intensidade de tensão de abertura K_{op} e o ΔK_{eff} , sendo o segundo a diferença entre o K_{max} e K_{op} . O fechamento por sua vez pode ser provocado por diversos fatores tais como a plasticidade na ponta da trinca, a ação de óxidos nas faces da trinca, o atrito entre as faces da trinca provocadas por deslocamentos no modo II de abertura, a transformação de fases na região de vizinhança da trinca e, por fim, por ação de um fluido no interior da trinca.

2.1.3 Fadiga em carregamentos de amplitude variável

No decorrer do avanço dos estudos de comportamento em serviço de peças estruturais, conforme ilustra esquematicamente a Figura 2.6, notou-se que a existência de picos de carga acabava por provocar o fenômeno conhecido por retardo, no qual a taxa de propagação é afetada pelo pico do carregamento que, como consequência, provoca um retardo no caminhar da trinca. O mesmo tinha como motivadora, a mudança da configuração da zona plástica a frente da ponta da trinca, de modo a criar uma maior dificuldade de propagação em função da plastificação e consequente mudança nas propriedades do material na referida região.

Figura 2-6 Amplitude variável baseada em um espectro de carregamento/voo
(Adaptado)

Fonte: Dowling (2006).

Uma das razões para este efeito, é a alteração na zona plástica à frente da trinca, conforme se pode ver na Figura 2.7, o que dificulta a propagação, pois maiores tensões são necessárias para a trinca vencer a zona plástica criada ou um maior tempo tem que ser dado. Com o tempo o comportamento de propagação retorna ao seu estado inicial. Schijve e Broek, (1962) observaram este comportamento, conforme está ilustrado na Figura 2.8. Em amplitudes variáveis de carregamento este fenômeno ocorre o tempo todo devido a flutuabilidade nos carregamentos.

Figura 2-7 Representações das zonas plásticas para dois níveis de carga.

Fonte: O autor.

Figura 2-8 Retardo provocado por sobrecargas positiva e positivo-negativa.
(Adaptado)

Fonte: Miedlar et al. (2002).

Quando o carregamento é de amplitude constante, existe claramente uma interdependência entre o tamanho da trinca presente e a carga cíclica aplicada. No entanto, quando o carregamento é de natureza variável, o crescimento da trinca de fadiga é, também, dependente da história do carregamento cíclico precedente, reconhecendo-se este fenômeno como interação de cargas. A interação de cargas e a sequência da mesma afeta significativamente a taxa de crescimento de trinca por fadiga, e por consequência, a vida em fadiga. Segundo Ebner (2004), a influência de um ciclo de carregamento está ligada ao seu histórico e se manifesta por dois efeitos principais: efeito de sobrecarga (retardo): que ocorre após o pico de sobrecarga, quando a zona plástica de uma trinca, devido a um ciclo de carregamento, encontra-se dentro de uma zona plástica causada pelo pico de sobrecarga anterior, reduzindo a taxa de crescimento da trinca e, efeito de subcarga: que ocorre quando uma carga compressiva ou trativa é menor do que a mínima carga registrada desde a última

sobrecarga e tende a diminuir o efeito causado pelo retardo.

Assim diversos modelos buscam descrever o comportamento da propagação das trincas em função da interação entre os diversos níveis de carregamentos. Alguns destes modelos apresentados a seguir de forma resumida. De acordo com Castro e Meggiolaro (2001) pode-se dividir os modelos em quatro categorias: (1) modelos que alteram da/dN , que tem como principal exemplo o Modelo de Wheeler, onde o retardo é produzido mediante a inclusão de uma função de retardo diretamente na taxa de propagação; (2) modelos que alteram o ΔK , onde a função de retardo é admitida mediante a redução na variação do fator de intensidade de tensão; (3) modelos que consideram um R_{eff} , no qual está incluído o modelo de Willenborg, que considera a redução dos fatores de intensidade de carga máximos e mínimos, obtém-se um R efetivo modificado; e por fim (4) modelos baseados no K_{op} , entre os quais está o *Strip Yield Model*, que estima diretamente um fator de intensidade de abertura de trinca, de acordo com o modelo de fechamento adotado por Elber.

Paris e Erdogan foram os primeiros a proporem uma lei de crescimento de trinca, baseados em dados experimentais. Foram realizados inúmeros experimentos medindo-se a taxa de crescimento da trinca da/dN com a variação do fator de intensidade de tensão, ΔK . A região II conhecida como região intermediária, onde Paris ajustou os resultados de seus experimentos, baseado em uma lei de potência, também conhecida como lei de Paris. A equação da Lei de Paris é dada pela equação 1.1, onde C e m são constantes dependentes do material. A região de interesse para o trabalho é a que corresponde a região II da curva de crescimento $da/dN \times \Delta K$ (ANDERSON, 2005) conforme ilustrado na Figura 2.5

2.1.4 Modelos da/dN

Modelos que alteram da/dN , tem como principal exemplo o Modelo de Wheeler, onde o retardo é reproduzido mediante a inclusão de uma função de retardo diretamente na taxa de propagação, conforme mencionado anteriormente. Exemplo deste modelo foi introduzir um fator de redução da taxa de crescimento de trinca, calculado para cada ciclo e usado como um fator de multiplicação, no incremento do crescimento de trinca neste ciclo, conforme mostram as equações 2.2 e 2.3:

$$\frac{da}{dN} = C_p \left(\frac{da}{dN} \right) \quad (2.2)$$

$$C_p = \left[\frac{r_i}{(a_{OL} + r_{OL}) - a_i} \right]^m \quad (2.3)$$

Onde, r_i é raio da zona plástica para um carregamento constante; a_{OL} o tamanho da trinca na sobrecarga (Over Load), o r_{OL} , o raio da zona da zona plástica na sobre carga e a_i o comprimento da trinca em determinado instante “i” da análise.

O parâmetro de retardo empírico introduzido por Wheeler, C_p , varia entre 0 e 1, e permite um retardo por meio da redução da taxa do crescimento de trinca após uma tensão de sobrecarga. Wheeler propôs que o expoente m , uma vez calibrado por meio da seleção do valor que melhor aproxima das curvas experimentais obtidas sob carregamento de um espectro de cargas, poderia ser usado para outros espectros de cargas, mas posteriormente foi mostrado por Sippel e Weisgerber (1977) que o expoente m , além da dependência do material, depende, também, da forma da trinca, do nível de tensão e do espectro de carregamento. A precisão das previsões pode sofrer variações consideráveis se diferentes espectros de cargas forem usados com o mesmo valor de m , principalmente se esses espectros forem muito diferentes entre si. Broek (1988) sugere valores típicos entre 0 e 2 para o expoente m . O modelo de Wheeler não consegue prever o fenômeno de parada do crescimento de trinca, ou crack arrest, após uma considerável sobrecarga, além de não levar em consideração os efeitos causados pela subcarga, ou seja, efeitos de redução de retardo.

2.1.5 Modelos K_{op}

São os modelos que alteram o ΔK , onde a função de retardo é admitida mediante a redução na variação do fator de intensidade de tensão. Gallagher (1974) formulou o modelo de Willenborg Generalizado (GW) introduzindo uma constante empírica nos cálculos. Assim como a versão original, o modelo generalizado de Willenborg só trata de efeitos de retardo. Gallagher criou uma relação entre o fator de intensidade de tensão residual de Willenborg, (K_R) , e um novo fator de intensidade de tensão, (K_{RW}) , conforme mostra a equação 2.4.

$$K_R^W = \Phi K_r = \left(\frac{1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K}}{(R_{SO} - 1)} \right) \cdot K_r \quad (2.4)$$

Segundo Castro e Meggiolaro (2001), valores típicos para R_{SO} são 3,5 para ligas de níquel e aço, e 2,3 para ligas de alumínio e titânio, mas estes valores também são altamente dependentes do tipo de espectro de cargas aplicado. Já de acordo com Harter (2008), valores típicos de R_{SO} são 3,0 para ligas de alumínio, 2,7 para ligas de titânio e 2,0 para ligas aço, sendo necessária uma calibração deste parâmetro de acordo com o tipo de espectro de cargas e de material.

2.1.6 Modelos K_{eff}

Os modelos que consideram um K_{eff} , no qual está incluído o modelo de Willenborg, consideram a redução dos fatores de intensidade de carga máximos e mínimos, de modo a se obter um R efetivo modificado. O modelo de Willenborg apresentado por Castro e Meggiolaro (2001), assume que o retardo em um ciclo depende do carregamento e da extensão da trinca dentro da zona plástica de sobrecarga. Willenborg assumiu que o máximo fator de intensidade de tensão K_{max} que pode ocorrer no comprimento atual da trinca ai irá ser reduzido por um fator de tensão residual, K_r .

O valor de K_r é calculado por meio da diferença entre a intensidade de tensão necessária para produzir uma zona plástica, que poderia alcançar a borda da zona de sobrecarga, distante $(r_{OL} + a_{OL} - a_i)$, ilustrados na Figura 2.9, da atual ponta da trinca, e do atual máximo fator de intensidade de tensão aplicado K_{max} , conforme as equações 2.5 e 2.6.

$$K_r = K_{OL} \sqrt{\frac{(r_{OL} + a_{OL} - a_i)}{r_{OL}}} - K_{max} \quad \text{para } (a_{OL} - a_i) \leq r \quad (2.5)$$

$$K_r = 0 \quad \text{para } (a_{OL} - a_i) > r_{OL} \quad (2.6)$$

Figura 2-9 Dimensões das zonas plásticas nos modelos de zona de escoamento (Adaptado)

Fonte: Khan et al. (2007).

Willenborg propôs que os dois fatores de intensidade de tensão, $K_{\max}$ e $K_{\min}$, no n -ésimo ciclo são efetivamente reduzidos de um valor K_r . Como a variação do fator de tensão ΔK não muda devido à redução uniforme, o efeito de retardo é sentido apenas pela mudança na razão de tensões efetiva R_{eff} calculada conforme a equação 2.7 com a hipótese de que, se $R_{eff} \leq 0$, então $R_{eff} = 0$ e, portanto, $\Delta K_{eff} = K_{eff,max}$.

$$R_{eff} = \frac{K_{eff,min}}{K_{eff,max}} = \frac{K_{\min} - K_r}{K_{\max} - K_r} \quad (2.7)$$

Como consequência, modelos de propagação de trinca que não consideram explicitamente os efeitos da razão de tensões, R , não podem ser usados com o modelo de retardo de Willenborg, pois não seria observado o efeito de retardo. Além disso, este modelo não depende de parâmetros empíricos que podem ser calibrados, como ocorre com outros modelos, o que pode gerar resultados bastante imprecisos para diferentes tipos de espectros de cargas.

Segundo Khan et al. (2007), um problema no modelo de Willenborg é a consideração de que $K_{eff,max} = 0$, ou seja da parada do crescimento de trinca (*crack arrest*), imediatamente após uma sobrecarga se $K_{OL} \geq 2K_{\max}$. Assim, o modelo sempre implica na parada do crescimento da trinca se a razão entre a sobrecarga e as cargas seguintes é maior que dois, o

que nem sempre é real, pois a razão de sobrecarga que implicaria na parada do crescimento de trinca depende de vários fatores como, por exemplo, do material e do carregamento.

O modelo de Willenborg Generalizado Modificado (MGW) consiste em uma modificação do modelo de Willenborg Generalizado feita por Brussat como descrito em NASGRO 4.0 Reference Manual (2002), de forma a se levar em conta o efeito de redução de retardo causado por cargas compressivas ou até mesmo subcargas trativas. O modelo MGW, assim como o modelo GW, utiliza um fator de intensidade de tensão residual (K_R), que determina os fatores de intensidade de tensão efetivos máximos e mínimos conforme as equações 2.8.

$$\begin{aligned}
 K_{eff,max} &= K_{max} - K_R \\
 K_{eff,min} &= \max\{(K_{min} - K_R), 0\} & K_{min} > 0 \\
 K_{eff,min} &= K_{min} & K_{min} \leq 0
 \end{aligned} \tag{2.8}$$

A fim de se avaliar a redução dos efeitos de retardo após a subcarga, o modelo MGW usa um fator Φ_{MGW} , no lugar do fator Φ utilizado no modelo GW. Este fator Φ_{MGW} é definido como uma função da razão das tensões $R_{UL} = S_{ul} / S_{ol}$, onde S_{ul} é definida como a tensão causada pela subcarga após a tensão S_{ol} , causada pela última sobrecarga. O fator Φ_{MGW} é dado pelas equações 2.9 e 2.10, em que o fator Φ_0 é o valor de Φ_{MGW} para $R_{UL} = 0$. Este fator Φ_0 depende do material e pode ser determinado experimentalmente. Segundo o NASGRO 4.0 Reference Manual (2002), valores típicos de Φ_0 variam entre 0,2 e 0,8.

$$\Phi_{MGW} = \min\left(1, \frac{2,523\Phi_0}{1 + 3,5(0,25 - R_{UL})^{0,6}}\right) \quad R_{UL} < 0,25 \tag{2.9}$$

$$\Phi_{MGW} = 1 \quad R_{UL} \geq 0,25 \tag{2.10}$$

2.2 MECÂNICA DA FRATURA

A mecânica da fratura aplicada no estudo de fadiga reconhece a existência das trincas formadas previamente nos componentes estruturais. Por outro lado, as metodologias tradicionais de projeto se utilizam dos conceitos de material carregado estaticamente, sendo seguro se o seu limite de escoamento for maior que as tensões aplicadas, desconsiderando-se assim a existência de defeitos de materiais (ANDERSON, 2005). O processo de ruptura do material ocorre pelo crescimento dessa trinca, que pode ser um defeito inerente ao material e decorrente do processo de fabricação, como trincas de tratamento térmico, defeitos de soldagem, falhas internas em componentes fundidos, etc. Em outros casos a trinca pode se desenvolver devido a uma solicitação dinâmica, como na nucleação de trincas de fadiga (DOWLING, 2007).

2.2.1 Aspectos introdutórios

O desenvolvimento dos estudos a respeito da mecânica da fratura iniciou-se quando os processos usuais de cálculo estrutural se tornaram insuficientes para explicar falhas de estruturas solicitadas por níveis de tensões abaixo das tensões admissíveis, desde que o material contenha uma falha do tipo trinca.

A mecânica da fratura é usada para estimar os ciclos de propagação de trinca, relacionando a tensão aplicada com o tamanho da trinca. Assim, permite quantificar, de uma forma bastante precisa, os níveis admissíveis em que um componente com trincas pode operar, sem que venha a falhar. Griffith foi o primeiro a propor o critério de fratura, baseando-se num simples balanço de energia, aplicável somente na análise de trinca instável em materiais frágeis. Mais tarde, Irwin modificou esta teoria estendendo-a a materiais dúcteis, propondo uma taxa de liberação de energia denominada G , que alcança seu valor crítico (G_c) provoca a instabilidade da trinca (ANDERSON, 2005).

2.2.2 Teoria de Griffith

No desenvolvimento de sua teoria, Griffith baseou-se na 1ª lei da termodinâmica. Segundo sua teoria uma trinca torna-se instável quando a energia disponível para seu crescimento for suficiente para suplantear a energia de resistência do material à sua propagação. O modelo utilizado por Griffith foi uma placa infinita, como mostrado na Figura

2.10, de espessura unitária, e que continha uma trinca passante de comprimento $2a$, sujeita a uma tensão de tração uniforme, aplicado no infinito (ANDERSON, 2005; HERTZBERG, 1989). Conforme descrito por Griffith a energia total (U_t) de uma placa trincada pode ser escrita conforme a equação 2.11.

$$U_t = U_e + U_s \quad (2.11)$$

Onde, U_e energia elástica de uma placa não trincada, e U_s mudança na energia elástica de superfície causada pela formação das superfícies da trinca.

Figura 2-10 Modelo de placa usado por Griffith

Fonte: Anderson (2005).

Griffith propôs com base na solução exata para furo elíptico de raio principal maior de medida a , a seguinte expressão para a energia elástica, onde considerando a fissura em questão como um caso limite para a propagação. Deste modo o valor absoluto de U_e é conforme a equação 2.12 e a energia superficial de fratura são apresentadas pela equação 2.13.(PROENÇA, 2006).

$$U_e = \frac{\sigma^2 \pi a^2}{E} \quad (2.12)$$

$$U_s = 4a\gamma_s \quad (2.13)$$

Levando-se em conta que para um pequeno aumento de trinca ‘da’ não haja variação na energia total obtem-se a relação entre a tensão e a energia superficial, para casos elásticos (equação 2.14).

$$\frac{\partial U_t}{\partial a} = \frac{\partial (U_e + U_s)}{\partial a} = 0 \quad (2.14)$$

Na condição limite de propagação instável, toda energia superficial de fratura será convertida a partir da energia de deformação na energia de deformação de modo a ter-se $U_e = U_s$, assim expressa-se o nível de tensão conforme a equação 2.15.

$$\sigma = \sqrt{\frac{2E\gamma_s}{\pi a}} \quad (2.15)$$

Irwin e Orowan modificaram a teoria de Griffith estendendo a materiais de comportamento plástico, de modo a ter a seguinte apresentação para o cálculo de tensões:

$$\sigma = \sqrt{\frac{2E(\gamma_s + \gamma_p)}{\pi a}} \quad (2.16)$$

Onde o γ_p representa a energia superficial de deformação plástica, em materiais dúcteis é mais importante. Ademais Irwin, fazendo uso da teoria de Griffith, definiu o parâmetro de liberação de energia baseado na equação 2.16, e dado pela letra G:

$$G = \frac{\pi\sigma^2 a}{E} \quad (2.17)$$

Em resumo esta grandeza representa um parâmetro de energia, que confere ou não estabilidade ao crescimento da trinca, este ocorrerá quando G atingir um nível crítico (G_c), que é basicamente função de valor de tensão e extensão da trinca. O G_c pode ser chamado de tenacidade a fratura e pode ser obtido por meio de ensaios variando tensão e tamanho de

trinca.

2.2.3 *Mecânica da fratura elástica linear*

A mecânica da fratura elástica linear é aquela onde a fratura ocorre no regime elástico linear, sendo suas considerações suficientemente próximas dos fenômenos reais. A mecânica da fratura tem por objetivo determinar se uma trinca irá ou não acarretar uma fratura, que leve o material ou estrutura a uma falha catastrófica, em casos que a tensão de serviço ainda atenda ao critério seletivo de segurança estrutural para um elemento trincado. Assim a mecânica da fratura está intimamente relacionada à tolerância controlada de danos do tipo trinca em elementos de função estrutural também trata da relação do material com meios agressivos, como salinidade ou altas temperaturas, e o comportamento propriamente dito à fadiga no caso de peças submetidas a ações permanentemente cíclicas.

Desse modo, um primeiro passo no dimensionamento da fratura, deve caminhar no sentido de que as trincas nunca alcancem tamanhos limites, que chamamos de críticos. Considere-se agora outra abordagem na qual num meio infinito de comportamento elástico, contendo uma trinca com ponta aguda, pretende-se determinar as distribuições de deslocamentos, tensões e deformações em correspondência a certo nível de solicitação. Para o meio submetido a solicitações genéricas, a teoria da elasticidade fornece relações para a determinação, por via analítica ou numérica, dos campos de tensões, deformações e deslocamentos nas vizinhanças da extremidade da trinca. Objetivando desde já simplificar e sistematizar melhor a caracterização de critérios para a propagação de trincas segundo essa abordagem contextualizada em tensões, existem três modos cinematicamente independentes de movimento relativo entre as superfícies das trincas, conforme mostra a Figura 2.11, e por assim dizer tem as seguintes características e nomenclaturas:

- Modo I ou modo de abertura: corresponde ao movimento de abertura da trinca em sentido perpendicular ao seu plano, por efeito de tensões de tração nessa direção;
- Modo II ou modo de escorregamento: corresponde ao movimento relativo entre as faces da trinca por efeito de corte ou cisalhamento na direção paralela à da trinca;
- Modo III ou modo de rasgamento: este corresponde ao movimento relativo entre as faces da trinca por efeito de corte ou cisalhamento na direção transversal à da trinca.

Figura 2-11 Modos de abertura

Fonte: Callister Júnior (2006).

De um modo geral, e considerando-se as solicitações que possam provocar cada um dos modos definidos de abertura de trinca, é possível determinar os campos de tensões e deslocamentos, expressos em termos das coordenadas r e θ do ponto em questão em relação à ponta da trinca como mostra a Figura 2.12, pelas equações 2.18 e 2.19

$$\sigma_{ij} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} f_{ij} \quad (2.18)$$

$$u_i = \frac{K}{2E'} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} f_i \quad (2.19)$$

Figura 2-12 Tensor de tensões planas, em coordenadas polares a frente da trinca.

Fonte: Proença (2008).

Cabe enfatizar, novamente, que as soluções acima são válidas numa vizinhança da extremidade da trinca. As funções f que aparecem nas relações (2.18 e 2.19) são trigonométricas e dependem do tipo de estado de tensão do problema, seja o plano de tensões ou de deformações. O fator K é denominado fator de intensidade de tensões, sendo dependente do carregamento aplicado, das condições de contorno, da geometria do defeito e

da estrutura. Nota-se a singularidade introduzida no campo de tensões pelo termo $r^{-1/2}$, isto é: quando r se aproxima de zero a tensão tende a um valor infinito. Essa singularidade deve-se ao fato da trinca apresentar uma ponta aguda. Assim sendo a descoberta de modelos analíticos que solucionem para os problemas de fraturamento plano passa pelo conhecimento do fator de intensidade de tensão. Este, é a grandeza fundamental que governa o campo de tensão a frente da extremidade da trinca e deste modo, há diversas maneiras para a sua determinação, conforme relata LEONEL (2006), entre as quais podem ser divididas em:

- Analíticos: método de Westergaard, método semi-inverso, método do potencial complexo e métodos energéticos.
- Matemáticos: funções de Green, funções ponderadoras, método dos elementos finitos e método dos elementos de contorno.
- Experimentais: extensimetria, foto-elasticidade, correlações de imagens ou métodos óticos.

Quando o problema tem condições de contorno mais simples em chapas de dimensões infinitas os métodos analíticos (teóricos) são geralmente possíveis de serem aplicados, já em casos de mais alta complexidade o emprego de métodos numéricos, e/ou a realização de experimentos se fazem necessários. Apesar de os métodos teóricos não atingirem uma ampla gama de problemas esses são de grande valia principalmente na calibração de modelos numéricos (LEONEL, 2006).

Leonel (2006) apud Westergaard (1939) que empregou funções de tensão complexas para a determinação do campo de tensão para os três modos básicos de fraturamento, apresenta-se as expressões obtidas por Westergaard, outras expressões podem ser encontradas em livros mecânica da fratura, podem-se explicitar as soluções para cada um dos modos básicos definidos com as equações 2.20, 2.21 e 2.22.

$$\begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{pmatrix} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \begin{pmatrix} 1 - \sin(\frac{\theta}{2}) \sin(\frac{3\theta}{2}) \\ 1 + \sin(\frac{\theta}{2}) \sin(\frac{3\theta}{2}) \\ \sin(\frac{\theta}{2}) \cos(\frac{3\theta}{2}) \end{pmatrix} \quad \text{Modo I} \quad (2.20)$$

$$\begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{pmatrix} = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \begin{pmatrix} -\sin(\frac{\theta}{2})(2 + \cos(\frac{\theta}{2})\cos(\frac{3\theta}{2})) \\ \sin(\frac{\theta}{2})\cos(\frac{\theta}{2})\cos(\frac{3\theta}{2}) \\ -\cos(\frac{\theta}{2})(1 - \sin(\frac{\theta}{2})\sin(\frac{3\theta}{2})) \end{pmatrix} \quad \text{Modo II} \quad (2.21)$$

$$\begin{pmatrix} \tau_{xz} \\ \tau_{zy} \end{pmatrix} = \frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \begin{pmatrix} -\sin\theta/2 \\ \cos\theta/2 \end{pmatrix} \quad \text{Modo III} \quad (2.22)$$

Os fatores de intensidade de tensão que aparecem indicados por K_I , K_{II} e K_{III} representam uma medida local do ‘esforço’ que tende a provocar a abertura da trinca e podem ser obtidos a partir dos seguintes processos limites, tal qual se apresentam nas equações 2.23, 2.24 e 2.25.

$$K_I = \lim_{r \rightarrow 0} \sqrt{2\pi r} \sigma_y(r, 0) \quad \text{Modo I} \quad (2.23)$$

$$K_{II} = \lim_{r \rightarrow 0} \sqrt{2\pi r} \tau_{xy}(r, 0) \quad \text{Modo II} \quad (2.24)$$

$$K_{III} = \lim_{r \rightarrow 0} \sqrt{2\pi r} \tau_{yz}(r, 0) \quad \text{Modo III} \quad (2.25)$$

Ademais, de modo mais direto, tais fatores podem ser expressos pela seguinte forma geral conforme a equação 2.26. Onde σ é a correspondente tensão de referência que aparece nas equações 2.23 a 2.25; ‘a’ é metade do comprimento da trinca; F é um fator de forma adimensional que depende da geometria do sistema/corpo de prova, do tipo de trinca e do tipo de carregamento. Pode-se exemplificar, para o caso básico ilustrado na Figura 2.13, as expressões resultantes para os fatores de intensidade de tensão:

$$K = F \sigma \sqrt{\pi a} \quad (2.26)$$

Figura 2-13 Placa infinita com trinca centrada

Fonte: o autor

Para uma trinca de eixo reto, inserida num plano infinito e submetida a tensões de tração: $K_I = \sigma\sqrt{\pi a}$, um caso de particular interesse é o de uma trinca de eixo reto, inserida num plano com dimensão W finita na direção do eixo e submetida a tensões de tração, conforme equação 2.27. Nesse caso, se duas estruturas com geometria e carregamento diferentes possuem o mesmo valor de K , então o estado de tensão na ponta da trinca é o mesmo.

$$K_I = \sigma\sqrt{\pi a} \left[\sec\left(\frac{\pi a}{2w}\right) \right]^{1/2} \quad (2.27)$$

2.2.3.1 Relação entre G e K

O fator de intensidade de tensão K foi introduzido a partir da solução do problema da determinação da distribuição de tensões nas proximidades da frente da trinca, posta em um meio contínuo e elástico, sem levar em conta a questão da propagação da falha. Todavia, tendo em vista condições críticas relativas à propagação da trinca, ou defeito, imagina-se que de algum modo elas estejam ligadas ao estado de tensões adjacente à ponta da trinca. Dessa maneira, deve ser possível estabelecer uma relação entre os parâmetros K e G .

A dedução que se apresenta em seguida, segundo a Irwin segundo Castro e Meggiolaro (2001), vale para uma condição de propagação em modo I. Considere-se uma trinca num meio plano infinito submetido a um regime uniforme de tensões de tração, como mostra a Figura 2.14. Admita-se que seu comprimento inicial $2a$ seja incrementado, mediante

controle de deslocamentos, de um valor $2(\Delta a)$.

Na situação inicial o campo de tensões na direção vertical, adjacente à ponta da trinca (para $\theta=0$), é determinado pela relação (2.21). Na situação idealizada os deslocamentos u_y , sofridos por uma das faces da trinca em relação ao seu eixo, podem ser determinados pela relação correspondente nas (2.19) para $i=2$, onde (para $\theta=\pi$). Obtendo-se assim a equação 2.28.

$$\Delta U = 2 \int_0^{\Delta a} \frac{1}{2} \sigma_y u_y dx \quad (2.28)$$

Particularizando, a relação (2.21) e (2.19) conforme citado anteriormente, dada origem dos sistemas na ponta da trinca, chegam-se as equações 2.29 e 2.30. E esquematizado pela Figura 2.14.

Figura 2-14 Propagação de trinca no Modo I, passo de $2\Delta a$.

Fonte: Proença (2008)

$$u_y = 2 \left(\frac{2}{\pi} \right)^{1/2} \frac{K_I}{E'} r^{1/2} \quad (2.29)$$

$$\sigma_y = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi(\Delta a - r)}} \quad (2.30)$$

Substituindo as relações 2.29 e 2.30, na equação 2.28, obtemos a equação para a variação de energia interna decorrente da propagação da trinca, tal qual a equação 2.31.

$$\Delta U = -\frac{K_I^2}{E'} \Delta a \quad (2.31)$$

Então finalmente a relação entre K_I e G parte da própria definição para o caso de um deslocamento controlado, representado pela equação 2.32.

$$G = -\left(\frac{dU}{da}\right) = \lim_{\Delta a \rightarrow 0} \left(\frac{\Delta U}{\Delta a}\right) \quad (2.32)$$

Logo, o G é dependente diretamente do K , por meio da equação 2.33:

$$G_c = \frac{K_{Ic}^2}{E'} \quad (2.33)$$

A relação da equação (2.32) indica claramente que a condição crítica de propagação instável, representada na abordagem energética por G_c , pode ser expressa de modo equivalente na abordagem estática por um valor crítico K_{Ic} do fator de intensidade de tensões para o modo I.

2.2.4 Fatores de intensidade de tensão

Os fatores de intensidade de tensão são marcadores da relação entre a tensão remota e a tensão aplicada na ponta da trinca. E acabam por serem ferramentas fundamentais nos estudos de fratura. Os fatores de intensidade de tensão são utilizados para exprimir o campo de tensões existente à frente da trinca em comparação com outras trincas, Anderson, 2005. Estes detêm um papel fundamental no estudo do comportamento da trinca, representando a severidade das tensões na sua frente, onde os níveis críticos de tensões proporcionam o crescimento natural da fenda e eventual fratura, independentemente do seu tipo de propagação.

O valor crítico, para o qual ocorre a propagação, é chamado de tenacidade à fratura crítico ou K_{Ic} que depende da espessura do material. Existem três modos distintos de propagação de trinca correspondentes a três modos distintos de carregamento/deformação. Na Figura 2.14 é possível ver os três modos, Modo I, II e III, destaquem-se o Modo I que, tendo em vista seu tipo de carga, possibilita uma propagação da fratura devido à separação de superfícies. O Modo II representa a propagação cisalhante/deslizante num plano através das tensões de corte e observa-se o escorregamento das superfícies de fenda uma na outra. Por fim

o Modo III faz referência às cargas de rasgamento/torção, viabilizando a separação das superfícies da trinca sobre direções e sentidos opostos.

2.3 LIGAS DE ALUMÍNIO DE GRAU AERONÁUTICO

O alumínio é um metal extraído da bauxita por meio do processo de extração da alumina Al_2O_3 e posteriormente passa pelo processo de extração do oxigênio a altas temperaturas em fornos eletrolíticos com banho químico a base de fluoretos. Quando puro, sua resistência mecânica é baixa e sua resistência à corrosão depende da persistência do filme de alumina que se forma rapidamente quando exposto ao ar. A extração de filme expõe novas partes ao ataque determinando, assim, o prosseguimento da corrosão.

O alumínio é amplamente utilizado em aplicações que vão desde utensílios domésticos até na indústria automobilística e aeronáutica, pois a mesma pode ser infinitamente reciclável possui propriedades importantes, como baixa densidade, baixo peso, moldabilidade, soldabilidade e boa resistência mecânica específica. Sua densidade é de $2,7 \text{ g/cm}^3$ e possui excelente condutividade térmica e elétrica, além de ser resistente à corrosão atmosférica, em meio aquoso e sistemas químicos e oleosos. A característica mais importante é a sua versatilidade. No entanto para alcançar determinadas propriedades físicas e mecânicas, elementos de liga devem ser adicionados e tratamentos térmicos aplicados para adequar o material à sua aplicação. A escolha da liga para um determinado produto significa selecionar o material que apresenta propriedades essenciais com menor custo. Um grande número de ligas foi desenvolvido como opção à demanda

A ABNT (2006) classifica as séries de ligas de alumínio em função de sua produção e do elemento de liga adicionado e as especifica com quatro dígitos. Por exemplo, na liga 1xxx, o segundo dígito indica modificações no limite de impurezas e os dois últimos indicam a porcentagem de alumínio. Já nas séries de 2xxx a 8xxx, o segundo dígito indica a adição de elementos e, os dois últimos, as diferentes ligas do mesmo grupo. A nomenclatura apresentada pelo ASM Handbook (1990) é resumida da seguinte forma:

- 1xxx – Alumínio não ligado com boa resistência à corrosão, alta condutibilidade térmica e elétrica, baixa resistência mecânica e alta ductilidade.
- 2xxx – O cobre, ou o cobre e lítio, são seus os principais elementos de liga. Possui baixa resistência a corrosão quando comparada às outras ligas. Usada amplamente na indústria aeroespacial.

- 3xxx – O elemento de liga é o manganês e ligas desta série não são tratáveis termicamente. Baixa solubilidade do manganês.
- 4xxx – O silício é o principal elemento de liga. Baixa temperatura de fusão sem, contudo, apresentar fragilidade.
- 5xxx – Esta série não são tratáveis termicamente. O manganês é adicionado para promover o endurecimento da solução sólida quando associada o manganês ao magnésio, a eficácia é aumentada relativamente à soldabilidade e resistência a corrosão;
- 6xxx – Composta por magnésio e silício. Possui boa ductilidade, usinabilidade, soldabilidade e resistência à corrosão.
- 7xxx – Tem o zinco como principal elemento de liga, que pode ser associado ao magnésio, cobre e cromo em pequenas quantidades. Abrange a indústria aeronáutica e componentes de alta resistência.
- 8xxx – Nesta série são adicionados vários elementos de liga como Ferro, Silício e Lítio. Usado na indústria aeroespacial e em condições de altíssimas temperaturas.

A designação das classes de tratamento para ligas forjadas ou fundidas é feita por uma sequência de letras e números após a designação das séries vistas acima:

- T1 – resfriamento através de um processo de conformação plástica a altas temperaturas e envelhecido naturalmente a uma condição substancialmente estável.
- T2 – resfriamento após processo de conformação plástica a altas temperaturas, trabalho a frio e envelhecido naturalmente a uma condição substancialmente estável.
- T3 – solução tratada termicamente e envelhecida naturalmente a uma condição substancialmente estável.
- T4 – produtos não trabalhados a frio depois do tratamento térmico e envelhecido naturalmente.
- T5 – resfriamento após processo de conformação plástica a altas temperatura e envelhecimento artificial.
- T6 – solução tratada termicamente e envelhecimento artificial.
- T7 – solução tratada termicamente e estabilizada.
- T8 – solução tratada termicamente, trabalhado a frio e em seguida envelhecida de modo artificial.
- T9 – solução tratada termicamente, envelhecida artificialmente e, em seguida trabalhada a frio.

- T10 – resfriamento após processo de conformação plástica a altas temperaturas, trabalho a frio e, em seguida artificialmente envelhecido.
- T84 – o segundo dígito refere-se ao processo de laminação 4% de redução por laminação. Ou seja, foi tratada termicamente, trabalhada a frio (aproximadamente 4% de redução) e por último foi envelhecida artificialmente.

2.4 MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS

O método dos elementos finitos é reconhecido como a principal ferramenta de auxílio à modelagem de problemas de engenharia. Neste sentido a sua aplicação e estudo é uma das mais seguras formas de encontrar bons resultados para boa parte de problemas ligados a mecânica da fratura e a fadiga de materiais. A análise por meio de elementos finitos é o método numérico mais comumente utilizado para modelar o fechamento de trincas por fadiga induzido por plasticidade (SOLANKI et al., 2004). Entre as dificuldades encontradas na modelagem está a determinação do grau de refinamento necessário à rede de elementos, além da caracterização de avanço e desenvolvimento das trincas.

Ricardo (2003) apresenta uma metodologia para modelar o mecanismo de abertura e fechamento de trincas de fadiga pelo método dos elementos finitos, sendo que esta metodologia auxilia a simular o referido mecanismo de propagação de trincas, sem a necessidade direta de utilização de códigos específicos para problemas de fadiga.

Em sua tese Sarzosa Burgos (2012) observa uma avaliação de diferentes metodologias para o cálculo do fechamento de trinca provocado por plasticidade e faz, para tanto, o uso do Método dos Elementos Finitos. Em McClung e Sehitoglu (1989a) simula-se, por meio do MEF em regime não-linear, a abertura e fechamento de trincas. Reforçam a importância da rede de elementos finitos, principalmente na região a frente da trinca. Já em McClung e Sehitoglu (1989b) o estudo é continuado dando ênfase aos efeitos das tensões máximas, como o encruamento e o limite elástico. Diferentes modelos constitutivos são investigados.

Embora conceitualmente obtêm-se os fatores de intensidade de tensão de uma maneira simples, pelas análises de elementos finitos com elementos convencionais, perto da ponta da trinca, sempre subestimam os gradientes de tensão crescentes. Em vez de tentar capturar o comportamento conhecido de singularidade $1/r$ com elementos menores e cada vez menores. Considera-se como mais eficiente à introdução um método direto deslocando-se o nó do meio do lado, elemento isoparamétrico quadrilateral ao ponto de um quarto do nó da ponta da

trinca, conforme mostra a Figura 2.15. Uma das principais dificuldades na modelagem consiste no cálculo dos parâmetros de fratura, como fatores de intensidade de tensão ou taxa de liberação de energia. Usando-se a análise de elementos finitos é requerida uma malha refinada ao redor da ponta da trinca ou a utilização de "elementos especiais" com a singularidade de tensão incorporada perto da ponta da trinca (MADENCI; GUVEN, 2015).

Figura 2-15 Ponta da trinca com elementos especiais.

Fonte: Madenci e Guven (2015).

Em seu trabalho Grbovic e Rasuo (2012) consideram a utilização do Método dos Elementos Finitos como uma boa alternativa para a previsão da vida em fadiga de uma longarina, bem como a correlação entre comprimento de trinca e o número de ciclos necessários para a propagação crítica. Deste modo os referidos pesquisadores afirmam que é possível estabelecer intervalos de inspeção de modo a garantir a não ocorrência de falhas catastróficas.

Outro aspecto destacado por Grbovic e Rasuo (2012) é que o MEF pode ser usado como aliado da indústria aeronáutica e aeroespacial, pois pode encurtar o tempo de desenvolvimento de elementos, uma vez que o seu uso pode reduzir ou por vezes substituir custos (relativamente à duração/tempo e ao preço de execução) experimentos. Já Infante e Silva (2011) os autores fazem a determinação de fatores de intensidade de tensão (K) para uma série de problemas, com diferentes geometrias e carregamentos, para a propagação de trincas via modelagem em elementos finitos, usando para tanto, programas comerciais.

Em desenvolvimentos mais recentes, encontra-se a busca pelo modelamento computacional do crescimento de pequenas trincas conforme o trabalho de Hochhalter, 2010. Neste o foco da pesquisa está no evento de nucleação, quando uma trinca se estende de dentro de uma partícula de segunda fase para um grão adjacente, tal qual ilustra a figura 2-16, assim

modela-se desde a fase de nucleação até o crescimento da trinca dentro do contexto uma liga de grau aeronáutico e suas fases. De modo a cada uma das fases sendo particularmente modeladas, o material portanto como um todo com um comportamento anisotrópico.

Figura 2-16 Modelagem via MEF de partícula da liga de Alumínio.

Fonte: Hochhalter (2010).

Já em Spear 2014, propõe-se o desenvolvimento de novas ferramentas numéricas para prever a evolução das fissuras em modelagem via elementos finitos 3D, em aplicações que contenham várias microestruturas de ligas de alumínio, fazendo uso de redes neurais artificiais (RNA), sendo estas treinadas com base na mecânica de fratura linear elástica (LEFM) e seus modelos numéricos. As RNA's prevêm a resistência residual, com base em um conjunto de parâmetros de danos. Buscas-se deste modo representar os da curva de da / dN versus dK. A figura 2-17 ilustra a modelagem em duas partes da estrutura, uma visão macroscópica dos corpos de prova, e outra que modela separadamente as fases da liga de alumínio na vizinhança da trinca.

Figura 2-17 Modelagem macroscópica e microscópica de liga de Alumínio.

Fonte: Spear (2014)

2.4.1 XFEM – Método dos Elementos Finitos Estendido

O método dos elementos finitos é a principal ferramenta de análise numérica desenvolvida na história recente da humanidade, para os mais diversos problemas de ciências e engenharia, sobretudo na área estrutural. Em sua versão estendida (BELYTSCHKO et al., 1999) observa-se que há uma ajuda significativa para o encontro dessas soluções, com custo computacional menor, pois nela se dispensa a necessidade crucial de atualização da rede de elementos finitos a cada passo de propagação da trinca. Isso só é possível por causa da modelagem interna de elemento pré-trincado, baseada na partição de unidade com funções descontínuas.

A análise por meio de elementos finitos é comumente usada (SOLANKI et al., 2004) mas requer um critério rigoroso de refino de rede, o que por vezes torna impraticável o uso da técnica tendo em vista o custo computacional, que acaba por ser um fator limitante. Assim surge a necessidade de encontrar um ponto de equilíbrio, que é uma rede suficientemente refinada combinada com uma modelagem que garanta a representação efetiva dos fenômenos da mecânica da fratura. A Figura 2.18 mostra o avanço da trinca, e a marca da zona plástica ao longo do crescimento da trinca, assim como a esquematização das zonas plásticas.

Figura 2-18 Avanço da trinca e zonas plásticas envolvidas.

Fonte: Solanki et al. (2004).

Sabe-se que em problemas de carregamento de amplitude variável (AL-ASADY et al., 2010) devido à natureza aleatória, modelar todos os parâmetros torna-se difícil, uma vez que diversas possibilidades de combinação de fatores influenciam o crescimento de trinca sob este tipo de ação estrutural. Neste contexto, Castro e Meggiolaro (2001) afirmam que devido ao número e à complexidade dos mecanismos envolvidos no retardo do crescimento da trinca, provocados por ações de maior intensidade, chamados picos de carga, a criação de um modelo que possa eficientemente quantificar os efeitos de interação na vida em fadiga é bastante difícil. Podem-se citar fatores como a microestrutura do material, o tamanho da trinca, estado de tensão dominante, e o meio em que se encontra. A importância relativa de cada um destes mecanismos varia de caso para caso e não há ainda um modelo único que seja aceito como capaz de descrever todos os casos possíveis. E por isso, que vários modelos de interação de cargas têm sido desenvolvidos ao longo da história para correlacionar as taxas de crescimento de trinca sob fadiga e prever, de maneira mais realista, o crescimento de trinca sob carregamento de amplitude variável.

Segundo Ebner (2004) a influência de um ciclo de carregamento está ligada ao seu histórico e se manifesta por dois efeitos principais: Efeito de sobrecarga (retardo): que ocorre após o pico de sobrecarga, quando a zona plástica de uma trinca devido a um ciclo de carregamento encontra-se dentro de uma zona plástica causada pelo pico de sobrecarga anterior, reduzindo a taxa de crescimento da trinca; efeito de subcarga: que ocorre quando uma carga compressiva ou trativa é menor do que a mínima carga registrada desde a última

sobrecarga e tende a diminuir o efeito causado pelo retardo.

Em seu trabalho Fleck (1986) estudou a propagação por fadiga, em um material de comportamento elasto-plástico perfeito, onde o avanço da trinca é dado por meio da liberação de nós, ilustrado pela Figura 2.19. Esta estratégia é dada por meio do controle de K_{max} , a medida que ela é atingida se libera o nó, promovendo a mudança na condição de contorno local. Neste estudo, crescimento de trinca por fadiga é modelado usando uma análise de elementos finitos bidimensionais. As ações típicas de uma aeronave são impostas e o avanço da trinca é simulado pela soltura dos nós.

Figura 2-19 Rede de elementos finitos (a) com foco na região refinada de crescimento de trinca, (b) estratégia de liberação do nó, imposta pelo tamanho da malha e intensidade de tensão.

Fonte: Fleck (1986).

Por outro lado, Belytschko et al. (1999) apresentam uma nova técnica de modelagem da trinca, baseada no enriquecimento por meio da partição da unidade com funções descontínuas em cuja aplicação não faz-se necessária a reconstrução das malhas durante o processo de propagação da trinca, tão pouco o excessivo refino verificado anteriormente. A este método batizado de XFEM, consegue-se aliar as técnicas de apropriação de respostas numéricas no melhoramento da caracterização das tensões na ponta da trinca. A Figura 2.20, adaptada de Belytschko et al. (1999) mostra com círculos e quadrados os nós que foram enriquecidos durante o crescimento de uma trinca não alinhada à rede de elementos finitos. Já a Figura 2.21 mostra a representação de uma partição da unidade enriquecida.

Figura 2-20 Rede de elementos finitos e nós enriquecidos ao redor da trinca,

Fonte: Belytschko et al. (1999).

Em Solanki et al. (2004) usando elementos finitos bidimensionais para as geometrias de M(T) e de C(T) foram conduzidas para estudar o fechamento de trincas por fadiga e calcular os valores de abertura, em estado plano de deformação e estado plano de tensão. Estudos de refinamento de malha foram realizados em ambas as geometrias com vários tipos de elementos. Para o corpo de prova C(T), foram observadas cargas insignificantes de abertura de trincas sob condições de deformação plana. Em contraste, para o M(T), as tensões de abertura de trinca de tensão-plano foram significativamente maiores. Quando em estado plano de tensão, verificou-se que a restrição no plano tem efeito insignificante, de tal forma que os valores de abertura são aproximadamente os mesmos para ambos os espécimes CT e MT.

Figura 2-21 Elemento finito enriquecido com função de descontinuidade para a trinca XFEM

Fonte: Almeida (2016).

MATERIAIS E MÉTODOS

Neste capítulo são apresentados os materiais estudados e os métodos usados no desenvolvimento do trabalho de Doutorado e, sobretudo em aspectos relacionados à modelagem computacional via pacotes fechados e via pacotes abertos de elementos finitos.

3.1 MATERIAIS ESTUDADOS

Os materiais estudados nas modelagens respondem a alguns dos estudados nas pesquisas apresentadas pelo grupo ao longo dos últimos anos, com destaque aos estudos das ligas de alumínio de grau aeronáutico. Destaquem-se neste sentido as pesquisas: Ruchert, 2007; Maciel 2013, Pascoal Jr, 2014 e Chemin, 2017. Estas serviram como base de resultados experimentais para a aproximação e estudo numérico.

3.1.1 Liga 2050 T84

Esta liga faz parte da terceira geração de ligas de alumínio lítio, e foi desenvolvida para aplicações militares e aeroespaciais e, comparada a outras gerações, apresenta alta resistência a solicitações estáticas e tolerância ao dano (FENDONI, 2009). Uma das ligas usada nas simulações consiste na liga de alumínio-lítio-cobre AA 2050 cujo tratamento térmico foi na condição T84. Sua composição segundo Maciel (2013) atende a norma AMS 4413, conforme se observa na Tabela 3.1.

Tabela 3-1 Composição química da liga 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	0,01	0,05	0,025	-	Base
min	0,7	3,2	0,2	0,2	0,06	0,2	-	-	-	-	-	-	-	Base
Valores Experimentais AA 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).

No tocante as propriedades mecânicas, Maciel (2013) obtiveram os resultados apresentados na Tabela 3.2. Esta liga é caracterizada pelos melhoramentos de resistência à

tração, tenacidade à fratura, resistência ao crescimento de trinca por fadiga, excelente resistência a corrosão sob tensão (HAFLEY, 2011). A Figura 3-1 apresenta a microestrutura da referida liga, bem como a Figura 3-2, mostra a curva de propagação da/dN x ΔK.

Tabela 3-2 Propriedades Mecânicas da liga 2050 T84

σ_U (MPa)	σ_y (MPa)	E (GPa)	K_{IC} (MPa√m) LT	K_{IC} (MPa√m) TL
511,00	472,00	75,00	41,90	32,50

Fonte: Maciel (2013).

Figura 3-1 Microestrutura da Liga 2050-T84

Fonte: Maciel (2013).

Figura 3-2 Curva da/dN 'vs' ΔK

Fonte: Maciel (2013).

3.1.1.1 Carregamentos de Amplitude Constante e Variável – Picos Simples

Para esta liga, foram usados dados dos ensaios de perfis simples de carregamento, conforme Chemin (2017). Neste ensaiou-se três perfis de carregamento, com amplitude constante, pico trativo e pico trativo e compressivo, com respectivamente as seguintes razões de carregamento $R=0,6$ (amplitude constante); $R=0,3$ (Pico trativo) e $R= - 0,2$ (Vale compressivo). Os níveis de tensões aplicadas e outros detalhes são mostrados na seção 3.4, mais adiante deste capítulo.

3.1.2 Liga 7475 T7351

A outra liga usada nas simulações foi estudada por Ruchert (2007), que utilizou a liga de alumínio de grau aeronáutico SAE- AMS 7475 T7351, cedida na forma de bloco laminado (800 x 500 x 100 mm) e/ou placa laminada pela EMBRAER, cuja análise química (tendo como padrão os limites de peso estabelecidos pela norma SAE AMS 2355) resultou nos dados da Tabela 3.3. A Figura 3-3 apresenta a microestrutura da referida liga, bem como a Figura 3-4, mostra a curva de propagação $da/dN \times \Delta K$. Esta foi desenvolvida para combinar, boa tenacidade à fratura e resistência à corrosão. (PASCOAL JR, 2014). Usual para a fuselagem do avião e outras estruturas (CASTRO; MEGGIOLARO, 2001).

Tabela 3-3 – Composição química da liga de Alumínio 7475 T7351

Elemento químico	% Peso Normalizado		Resultados Experimentais	
	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: Ruchert (2007).

Figura 3-3 Microestrutura da Liga 7475 T7351

Fonte: Chemin (2012).

Figura 3-4 Curva da/dN ‘vs’ ΔK – Liga 7475 T7351

Fonte: Ruchert (2007).

Além disso, foram preparados corpos de prova com orientações LT e TL, cujos resultados de propriedades mecânicas médias, onde quatro pontos por orientação foi usado na caracterização das propriedades, avaliadas por meio de ensaio de tração cujos corpos de prova foram retirados do bloco laminado e seguem a norma ASTM-E8M (2000). Os resultados são mostrados na Tabela 3.4.

Tabela 3-4 – Resultados médios para os ensaios de tração liga de Alumínio 7475 T7351

Orientação	Φ (mm)	A (mm ²)	S_r (MPa)	S_e (MPa)	RA (%)	ΔL (%)	E (MPa)
LT	6,00	28,2	472	398	14,55	11,18	73430
TL	6,05	28,8	470	395	19,42	16,55	71430

Fonte: Ruchert (2007).

3.1.2.1 Amplitude Constante de Carregamentos

Para entender o comportamento em fadiga em amplitude constante, Ruchert (2007), que utilizou a liga de alumínio de grau aeronáutico SAE- AMS 7475 T7351, cedida na forma de bloco laminado (800 x 500 x 100 mm) e/ou placa laminada pela EMBRAER, cuja análise química atende aos limites de peso estabelecidos pela norma SAE AMS 2355. Além disso, foram preparados corpos de prova com orientações LT e TL.

O modelo de corpo de prova adotado ideal para análises que só envolvam tensões trativa foi do tipo C(T) (*Compact Tension*) mostrado na Figura 3.5. Além disso, foram usadas cinco razões de carregamento obtendo, portanto, as curvas de da/dN em função de ΔK , seguindo a norma ASTM 647-05, com cinco níveis de carregamento R (0,1; 0,3; 0,5; 0,7; 0,8) na orientação LT, quatro níveis de R (0,1; 0,5; 0,7; 0,8) na orientação TL, ambos com 25 mm de espessura. E mais cinco níveis de R (0,1; 0,3; 0,5; 0,7; 0,8) com predominância de tensão plana, na orientação LT, com espessura de 2,5mm.

Figura 3-5 Esquema geométrico do Corpo de prova CT

Fonte: O autor.

3.1.2.2 Carregamentos de Amplitude Variável – Espectros de Voos

Trabalhou-se com corpos de prova em estado plano de deformação e em tensão plana, razão pela qual temos CP's de 25mm e de 2,5mm, dentro dos valores estabelecidos como máximo e mínimo da norma ASTM 647-05, conforme os ensaios executados por Ruchert, (2007). A resposta experimental deste trabalho foi apresentada em Ruchert (2007), no qual foram utilizados corpos de prova do tipo middle-cracked tension M(T), ilustrado na Figura 3.6, extraídos na orientação transversal à direção de laminação (TL) de uma placa da liga AMS 7475-T7351.

Figura 3-6 Esquema geométrico do Corpo de prova MT

Fonte: O autor.

Estes corpos de prova foram submetidos aos diferentes tipos de espectros de carga, sendo que para os espectros Mini-Twist e Falstaff foram ensaiados dois corpos de prova para cada, enquanto que para os espectros Twist e Mini-Falstaff foi ensaiado um corpo de prova para cada. Para os espectros Falstaff e Mini-Falstaff foi usada à tensão máxima de 200 MPa e para os espectros Twist e Mini-Twist, tensão média de 80 MPa.

3.2 PACOTES FECHADOS – DEDICADOS A FCG

Os pacotes fechados são aqui apresentados como a reunião de vários programas que realizam a simulação de propagação de trinca por fadiga, em modo “caixa-preta” onde o usuário tem pouca ou nenhuma possibilidade de interferência e programação. Estes programas desenvolvem modelos de simulação para previsão de vida e para descrever as curvas de propagação de trinca sob carregamentos de amplitude variável. Neste escopo foram utilizados os programas NASGRO 4.0, AFGROW e CRACK 2000.

A metodologia de uso dos programas de FCG consiste basicamente em escolher o tipo de trinca dentre vários tipos disponíveis e definir suas dimensões, escolher o material a ser analisado e o modelo de interação de cargas, entrar com o espectro de carga, e então iniciar a simulação do crescimento de trinca. A Tabela 3.5 ilustra os diversos modelos de interação para cada um dos programas utilizados nas simulações.

Tabela 3-5 - Modelos de interação de cargas utilizados em cada programa

Modelo de interação de cargas	AFGROW	NASGRO 4.0	CRACK 2000
Sem interação	X	X	X
Wheeler	X		X
GW	X	X	X
MGW		X	

Fonte: O autor.

3.2.1 NASGRO 4.0

As simulações se basearam na utilização do Software NASGRO 4.0 (2002) cedido pela Embraer – S. José dos Campos-SP. Cabe ressaltar que esta versão está defasada da atualmente comercializada pelo SwRI® Southwest Research Institute® que é a versão 8.1. Todavia a versão disponível tem a funcionalidade necessária ao desenvolvimento das pesquisas atuais, com restrição apenas a bancos de dados que foram acrescentados (entre 2002 e 2016). A Figura 3.7 apresenta a tela inicial do módulo NASFLA do NASGRO, na preparação de um corpo de prova do tipo C(T).

O programa NASGRO 4.0 é um programa desenvolvido em uma parceria entre o NASA Johnson Space Center e o Southwest Research Institute, que pode ser utilizado na análise de propagação de trincas e previsão de vida. O programa fornece seis possibilidades com relação à interação de cargas: Non- Interaction, Boeing Constant Closure, Generalized Willenborg, Modified Generalized Willenborg, Chang Willenborg, Strip Yield.

Figura 3-7 Tela no módulo Nasfla do NASGRO 4.0

Fonte: O autor.

No programa NASGRO 4.0, foram utilizados os modelos Willenborg Generalizado (GW) e Willenborg Generalizado Modificado (MGW), calibrados de acordo com o espectro de cargas utilizado para uma melhor representação dos resultados experimentais. Também foi realizada uma simulação desconsiderando o efeito de interação de cargas no intuito de mostrar a eficácia dos modelos de retardo na taxa de propagação de trinca por fadiga.

3.2.2 AFGROW

O AFGROW é um programa desenvolvido pelo AFRL (*Air Force Research Laboratory*), versão de uso 4.0012.15, que pode ser aplicado na análise do crescimento de trinca por fadiga e na previsão de vida. Com relação à interação de cargas existem seis possibilidades: *No Retardation*, *Closure Model*, *Fastran Model*, *Hsu Model*, *Wheeler Model* e *Generalized Willenborg Model*. No programa AFGROW, foram utilizados os modelos de *Wheeler*, *Willenborg* Generalizado (GW) que foram calibrados de acordo com o tipo de espectro de cargas utilizado para uma melhor representação dos resultados experimentais. Também foi realizada uma simulação desconsiderando o efeito de interação de cargas. A Figura 3.8 apresenta a tela de preparação de amostra a ser ensaiada no programa AFGROW.

Figura 3-8 Tela de abertura do AFGROW

Fonte: O autor.

3.2.3 CRACK 2000

O programa CRACK 2000 (Versão 3.0), desenvolvido pelo engenheiro aeronáutico

Dr. Alberto Mello W. S. Jr. é cedido para a utilização neste trabalho, é um programa que pode ser utilizado para análise do crescimento de trinca por fadiga e previsão de vida. O programa disponibiliza as seguintes opções de modelo de interação de cargas: *No retardation*, *Generalized Willenborg*, *Willenborg/Chang*, *Wheeler* e *Smart Model*. A Figura 3.9 mostra a tela de preparação para uma amostra do tipo MT no programa CRACK 2000.

No programa CRACK 2000 foram utilizados os modelos Generalized Willenborg e Wheeler. Além disso, também foram realizadas simulações desconsiderando os efeitos de interação de cargas. A equação da taxa de crescimento de trinca foi adotada a equação Forman (*full version*), também conhecida como equação NASGRO, assim como nos demais programas. A Tabela 3.5 resume os modelos de interação usados em cada um dos programas para as simulações deste trabalho.

Figura 3-9 Tela de abertura do CRACK 2000

Fonte: O autor.

3.2.4 GENESIS

No auxílio às pesquisas utilizou-se o programa GENESIS (*Generator for Standardised load Sequences for Fatigue*) para a obtenção dos espectros padronizados de carregamento do

tipo Twist, Mini-Twist, Falstaff e Mini-Falstaff. A Figura 3.10 representa a tela do programa, onde está sendo criado um espectro de voo do tipo TWIST, com uma tensão média de 80 MPa.

Figura 3-10 Tela de Configuração dos espectros de carregamento no programa GENESIS

Fonte: O autor.

3.3 PACOTES ABERTOS – ELEMENTOS FINITOS

Os pacotes abertos são aqui caracterizados como aqueles que não são dedicados exclusivamente a problemas de fadiga e fratura. E neste sentido este trabalho busca no método dos elementos finitos (MEF) uma alternativa mais flexível a programação e simulação/calibração de modelos, pois como é de conhecimento que o MEF tem se destacado como a principal ferramenta de auxílio à modelagem de problemas de engenharia da

atualidade. Neste sentido a sua aplicação e estudo é uma das mais seguras formas de encontrar chaves para boa parte de problemas ligados à mecânica da fratura e fadiga de materiais.

A Figura 3.11 apresenta de forma esquemática o fluxograma para o desenvolvimento dos modelos simulados em pacotes abertos. O módulo de cálculos está ligado diretamente as estratégias de consideração dos efeitos de retardo e aceleração a ser considerados. Para validação dos dados usar-se-ão os dados experimentais apresentados em pesquisas recentes desenvolvidas no contexto do NEMAF, advindos dos trabalhos de Chemin (2017) e Maciel (2018). Neste contexto, diferentemente do carregamento de amplitude constante, onde o comprimento do crescimento da trinca, Δa , é dependente apenas do tamanho da trinca presente e da carga aplicada, sob carregamento de amplitude variável, o incremento do crescimento da trinca de fadiga é também fortemente dependente da história do carregamento cíclico precedente.

Figura 3-11 Fluxograma de processo de propagação de trinca em amplitude variável de carregamento

Fonte: O autor.

3.3.1 ABAQUS

No tocante a modelagem por meio do método dos elementos finitos (MEF) fez o uso do programa reconhecido comercialmente, e com licença disponível na Escola de Engenharia de São Carlos (EESC), ABAQUS®. Para tanto se desenvolveu um aplicativo, em linguagem

Python 2.7, por meio da IDE (*Integrated Development Environment*), Eclipse, que deu suporte à geração total do modelo desenvolvido. Assim se produziu um programa com interface amigável ao usuário, para a geração do modelo para exportação para o ABAQUS®.

Como o ABAQUS® tem em sua programação o uso da linguagem Python, houve uma natural adaptação entre os códigos do programa, provisoriamente chamado de S_NEMAF. Mas nada impede que o mesmo possa ser adaptado para outros pacotes abertos de elementos finitos. A Figura 3.12 ilustra os passos simples para a utilização do programa em desenvolvimento onde:

- Seleção do tipo de corpo de prova a ser modelado, funcionais apenas no momento o CT e MT, mas pode-se desenvolver para qualquer tipo de geometria;
- Caracterização pelo usuário dos parâmetros geométricos, exportação do modelo para um arquivo do tipo *.py;
- Arquivo gerado, que pode ser aberto em qualquer leitor de .txt;
- Arquivo aberto no Notepad++.

Figura 3-12 Procedimento geral de utilização do S_NEMAF

Fonte: O autor.

Com o ABAQUS® aberto, vai-se então a linha de inserção de comandos (Figura

3.13a) e copia-se todo o texto contido no arquivo gerado. Posteriormente toda a simulação é executada (Figura 3.13b), e por fim são gerados os resultados ao final da simulação (Figura 3.13c). Cabe ressaltar que a versão atual do programa está bem simplificada e ainda só tem a possibilidade de caracterização de dados geométricos, mas espera-se ao longo dos anos após o Doutorado que se possa ir agregando mais informações e funcionalidades. Há também a necessidade para migração para um programa de elementos finitos que seja totalmente aberto/não-pago (freeware) para que não haja dependência de licenças pagas.

Figura 3-13 Ilustração da utilização do ABAQUS

Fonte: O autor.

3.4 ESPECTROS E PERFIS DE CARREGAMENTO

Os voos do tipo Twist e Falstaff e seus minis foram obtidos diretamente por meio do programa Genesis. E são apresentados em sequência nas Figura 3.14 a Figura 3.17. O voo normalizado Twist, para um total de 805.331 reversos e 4000 voos únicos. Para os voos TWIST e seu mini, a tensão média de projeto adotada foi de 80 MPa.

Figura 3-14 Espectro de carregamento para voo do tipo Mini-Twist

Fonte: O autor.

Figura 3-15 Espectro de carregamento para voo do tipo Twist

Fonte: O autor.

O voo normalizado Falstaff por sua vez foi desenvolvido para projeto de aeronaves de defesa e para um total de 35.966 reversos e 200 voos únicos. Para os voos FALSTAFF e seu mini, a tensão máxima de projeto adotada foi de 200 MPa.

Figura 3-16 Espectro de carregamento para voo do tipo Mini-Falstaff

Fonte: O autor.

Figura 3-17 Espectro de carregamento para voo do tipo Falstaff

Fonte: O autor.

Por outro lado, os carregamentos envolvendo perfis simples contaram com 3 (três) diferentes abordagens, que estão resumidas e ilustradas pelas Figuras 3.18; 3.19 e 3.20. O primeiro deles foi o carregamento de amplitude constante representado por Cte e com tensões nominais $S_{\max}$ de 67,21 MPa e $S_{\min}$ de 42,72 MPa é apresentada pela Figura 3.18. A razão de utilizar um $R=0,6$ foi para simular as repostas experimentais desenvolvidas no trabalho de Chemin (2017).

Figura 3-18 Perfil de carregamento de amplitude constante - Cte

Fonte: O autor.

Outro dos perfis foi carregamento com pico trativo representado pela sigla PcT, contando com tensões idênticas ao perfil Cte, com $S_{\max}$ de 67,21 MPa e $S_{\min}$ de 42,72 MPa e um pico de 143 MPa a cada 500 ciclos, conforme o trabalho de Chemin (2017). Representado esquematicamente na Figura 3.19.

Figura 3-19 Perfil de carregamento de amplitude variável com Pico Trativo - PcT

Fonte: O autor.

E por fim o carregamento com pico trativo e compressivo, este perfil foi simbolicamente representado nos resultados como PcC. E possui semelhança aos dois perfis anteriores com $S_{\max}$ de 67,21 MPa e $S_{\min}$ de 42,72 MPa e um pico de 143 MPa a cada 500 ciclos e um vale compressivo de 33MPa. E sua apresentação se dá tal qual a Figura 3.20.

Figura 3-20 Perfil de carregamento de amplitude variável com Pico Trativo e Compressivo - PcC

Fonte: O autor.

Os tipos de perfis de carregamentos simulados ficam assim resumidos: Cte (carregamento de amplitude constante, $S_{\max}$ de 67,21 MPa e $S_{\min}$ de 42,72 MPa), PcT (carregamento com pico trativo, idênticos $S_{\max}$ e $S_{\min}$ do Cte e um pico de 143 MPa) e PcC

(carregamento com pico trativo e compressivo, idênticos $S_{\max}$ e $S_{\min}$ do Cte e um pico de 143 MPa e um vale compressivo de 33MPa). Os referidos valores buscam reproduzir o ensaio experimental e são os mesmos usados por Chemin (2017).

3.5 APARATO COMPUTACIONAL

A relação dos aparelhos computacionais envolvidos na modelagem e execução dos modelos, foi por meio de um computador pessoal do pesquisador, equipado com um Intel Core i7-4510U CPU @ 2.00GHz, 2,60 GHz e 8 GB de RAM. E um sistema operacional 64 bits W10. O mesmo foi capaz de executar programas e cálculos, sem grandes dificuldades.

Aqui cabe uma ressalva: que por vezes em função da grande quantidade de processamentos envolvidos, o tempo de resolução acabava por ser um fator importante no desenvolvimento do trabalho, o que justificaria, por vezes, a execução de processamentos em equipamentos potentes, de modo a reduzir, principalmente, o tempo total de processamento.

RESULTADOS NUMÉRICOS

Este capítulo apresenta uma série de exemplos e resultados numéricos obtidos com uso de pacotes abertos de análise de fadiga, bem como os resultados que advêm da modelagem em elementos finitos (pacotes abertos e não dedicados a fadiga exclusivamente). Os pacotes fechados como o NASGRO, AFGROW e CRACK 2000 foram utilizados, uma vez que são ferramentas amplamente utilizadas em estudos de propagação de trincas em problemas da indústria aeronáutica e espacial. A modelagem destes está baseada no método dos elementos finitos, e fez uso de pacotes comerciais abertos como ABAQUS® e ANSYS®, ou outros se for o caso.

4.1 SIMULAÇÕES EM PACOTES FECHADOS

São mostrados nesta seção os distintos modelos simulados com uso dos programas NASGRO, AFGROW e CRACK, para carregamentos constantes e variáveis, perfis simples e simulações de espectros de voos padronizados.

4.1.1 Amplitude Constante de Carregamentos – Liga 7475

Apresentam-se os resultados numéricos comparativamente as respostas experimentais obtidas em Ruchert (2007), que utilizou a liga de alumínio de grau aeronáutico SAE- AMS 7475 T7351, cedida na forma de bloco laminado (800 x 500 x 100 mm) e/ou placa laminada pela EMBRAER, cuja análise química (tendo como padrão os limites de peso estabelecidos pela norma SAE AMS 2355). Além disso, foram preparados corpos de prova com orientações LT e TL.

Figura 4-1 Esquema geométrico do Corpo de prova CT

Fonte: O autor.

O modelo de CP adotado foi o compact test C(T), além disso, usaram-se cinco razões de carregamento obtendo, portanto, as curvas de da/dN em função de ΔK , seguindo a norma ASTM 647-05. Conforme ilustra a Figura 4.1.

A simulação computacional fez uso do programa NASGRO 4.0, sendo dividido em módulos sendo que os utilizados neste trabalho foram o NASFLA, que simula o crescimento de trinca por fadiga, a partir de resultados experimentais obtidos por Ruchert (2007), onde se realizou a comparação entre as constantes C e m resultantes da simulação. Os resultados são apresentados de acordo com as orientações e espessuras do espécime ensaiado experimentalmente. Para cada uma das classes simulou-se de forma análoga ao experimento para as diversas razões de carregamento.

4.1.1.1 *Corpos de prova com orientação LT e espessura de 25 mm*

Observando os gráficos da Figura 4.2 e as informações constantes na Tabela 4.1, vê-se pela comparação entre as constantes da equação de Paris das simulações e dos ensaios experimentais que o erro da constante m está entre 8% para $R=0,8$ e 4% para $R=0,1$. O valor de K_c se correlacionou bem para as razões de $R=0,1$; $R=0,3$, $R=0,7$ e $R=0,8$. Porém, teve erro de 21% para a razão de 0,5.

Tabela 4-1 Resultados experimentais e numéricos para as constantes de Paris e K-crítico, para cada uma das razões de carregamentos nos corpos de prova com largura de 25 mm e orientação LT

	C	m	$K_c(MPa\sqrt{m})$	Razão de carregamento
Ensaio	1,43E-07	3,02	30,14	R=0,1
Simulação	1,62E-07	2,91	29,15	
Teste/Simulação	0,88	1,04	1,03	
Ensaio	1,43E-07	3,02	28,98	R=0,3
Simulação	2,38E-07	2,91	29,08	
Teste/Simulação	0,60	1,04	1,00	
Ensaio	3,42E-07	2,87	22,03	R=0,5
Simulação	2,60E-07	2,98	18,23	
Teste/Simulação	1,32	0,96	1,21	
Ensaio	3,56E-07	3,05	12,83	R=0,7
Simulação	2,74E-07	3,12	11,47	
Teste/Simulação	1,30	0,98	1,12	
Ensaio	4,21E-07	2,93	8,27	R=0,8
Simulação	3,26E-07	3,18	8,13	
Teste/Simulação	1,29	0,92	1,02	

Fonte: O autor.

Figura 4-2 Gráfico (log da/dN vs log ΔK) para as diversas razões de carregamento, resposta experimental e resposta numérica, para os corpos de prova com largura de 25 mm e orientação LT

Fonte: O autor.

Quanto a constante C, os dados da simulação numericamente não estão tão próximos dos dados experimentais, tendo o menor erro de 13%. Isto indica que as curvas da simulação estão deslocadas para a direita ou esquerda quanto a curva experimental no gráfico da/dN vs ΔK . Mas como os valores de “m” estão mais próximos, as inclinações entre a simulação e os experimentos estão bem próximas. De modo geral, os gráficos da Figura 4.2 de sobreposição de curvas para vários R estão coerentes, com as curvas devido a maiores R deslocadas para a esquerda e representam com boa acuracidade a comparação entre experimental e simulado.

4.1.2 Efeito de R e Equação de Walker

É de se esperar que a razão de tensão R tenha influência significativa na curva da/dN vs ΔK , aumentando o valor da constante C da equação de Paris conforme maior for a razão, como pode ser exemplificado na Figura 4.3.

Figura 4-3 Efeito da razão de tensão R na curva da/dN vs ΔK

Fonte: Dowling, 2006.

Sendo assim, a Equação de Walker tenta minimizar o efeito de R de forma que as

curvas para diferentes razões de carregamento fiquem sobrepostas em um gráfico de da/dN vs ΔK . No caso, o valor da variação do fator de intensidade de tensão para a equação de Walker é:

$$\overline{\Delta K} = \frac{\Delta K}{(1-R)^{1-\gamma}} \quad (4.1)$$

Onde γ é uma constante do material. Nota-se que $\overline{\Delta K}$ é igual a ΔK quando o valor de R é igual a 0. O valor de constante C quando R é igual a zero é denotado por C_0 . Agora, a relação entre C e C_0 é dependente de R , m e γ , sendo:

$$C = \frac{C_0}{(1-R)^{m(1-\gamma)}} \quad (4.2)$$

Então, a taxa de crescimento é igual a:

$$\frac{da}{dN} = C_0 (\overline{\Delta K})^m \quad (4.3)$$

Os dados da Figura 4.3 foram relacionados a partir da equação de Walker na equação 4.1. Nota-se que agora os pontos de diferentes razões R estão alinhados em uma reta, e não mais em várias retas paralelas.

As curvas experimentais e simuladas foram colocadas no gráfico da/dN x ΔK utilizando a equação de Walker. Para calcular os valores de γ e C_0 da equação de Walker, aplicou-se o Log na equação 4.2, resultando na equação 4.4.

$$\text{Log } C = -m(1-\gamma)\log(1-R) + \log C_0 \quad (4.4)$$

Então, foi observada a tendência linear do conjunto de pontos de “Log C ” vs “Log $(1-R)$ ”, conforme a Figura 4.4.

Figura 4-4 Log C vs Log (1-R) para estimar os valores das constantes de Walker

Fonte: O autor.

Então, os coeficientes das retas são dados pelas equações 4.5 e 4.6 e os valores da taxa de propagação pela equação 4.3.

$$b_0 = \log C_0 \quad (4.5)$$

$$b_1 = -m(1 - \gamma) \quad (4.6)$$

Sendo assim, é possível calcular os valores das constantes de Walker C_0 e γ . Os gráficos com as curvas de Walker estão apresentados abaixo:

Figura 4-5 Constantes de Walker para os ensaios experimentais e para as simulações para os corpos de prova LT e B=25 mm

Fonte: O autor.

Vê-se pela comparação entre as constantes da equação de Paris das simulações e dos ensaios experimentais que o erro da constante m está entre -8,5% para $R=0,8$ e 3,8% para $R=0,1$. O valor de K_c se correlacionou bem para as razões de $R=0,1$; $R=0,3$, $R=0,7$ e $R=0,8$. Porém, teve erro de 21% para a razão de 0,5.

Quanto a constante C , os dados da simulação não foram próximos dos dados experimentais, tendo o menor erro de 13%. Isto indica que as curvas da simulação estão deslocadas para a direita ou esquerda quanto a curva experimental no gráfico da dN vs ΔK . Mas como os valores de “ m ” estão mais próximos, as inclinações entre a simulação e os experimentos estão próximas. Isto pode ser percebido pelo gráfico das curvas de Walker, onde as retas estão quase paralelas mas deslocadas lateralmente.

Os gráficos de sobreposição de curvas para vários R estão coerentes, com as curvas devido a maiores R deslocadas para a esquerda.

4.1.2.1 *Corpos de prova com orientação TL e espessura de 25 mm*

Tendo como base os gráficos da Figura 4.6 e as informações constantes na Tabela 4.2 nos corpos de prova TL, a constante C também não apresentou resultados próximos aos valores experimentais, tendo o menor erro de 20% para o corpo com $R=0,7$. Isto mostra um grande deslocamento lateral entre as curvas simuladas e as curvas experimentais. Os valores de m estão mais próximos, mas com resultados relativamente mais dispersos comparados aos resultados dos corpos de prova LT, tendo erros entre 3% e 26%.

Os valores de K_c se relacionaram com erro de até 9% para as razões de carga 0,1; 0,5 e 0,7; e teve um erro de 19% para a razão de carga 0,8. As curvas com vários R sobrepostas estão coerentes novamente, tendo uma correlação próxima ao se comparar as distâncias entre as curvas experimentais com as distâncias entre as curvas da simulação.

Cabe neste ponto a seguinte consideração de ordem de material e formato preferencial do grão, nos corpos de prova TL, a trinca está paralela à direção preferencial dos grãos, enquanto que nos corpos de prova LT, as trincas estão perpendiculares à direção preferencial dos grãos. Devido a isso, nos corpos LT, a trinca encontra mais barreiras durante seu crescimento, o que pode inferir um aumento no número de fatores não previsto pelos softwares de simulação de crescimento de trincas, portanto o programa não leva em conta aspectos microestruturais locais.

Figura 4-6 Gráfico ($\log da/dN$ vs $\log \Delta K$) para as diversas razões de carregamento, resposta experimental e resposta numérica, para os corpos de prova com largura de 25 mm e orientação TL

Fonte: O autor.

Tabela 4-2 Resultados experimentais e numéricos para as constantes de Paris e K-crítico, para cada uma das razões de carregamentos nos corpos de prova com largura de 25 mm e orientação TL

	C	m	$K_c (MPa\sqrt{m})$	Razão de carregamento
Ensaio	1,21E-07	4	26,92	R=0,1
Simulação	7,14E-08	4,07	29,57	
Teste/Simulação	1,69	0,98	0,91	
Ensaio	2,14E-08	4,33	14,51	R=0,5
Simulação	1,51E-08	4,2	15,02	
Teste/Simulação	1,42	1,03	0,97	
Ensaio	1,02E-08	5,01	9,08	R=0,7
Simulação	1,28E-08	4,56	9,97	
Teste/Simulação	0,80	1,10	0,91	
Ensaio	2,55E-09	6,34	6	R=0,8
Simulação	1,01E-09	5,03	7,38	
Teste/Simulação	2,52	1,26	0,81	

Fonte: O autor.

Abaixo, são traçadas as curvas de Walker para os corpos de prova TL, nas

quais as constantes foram obtidas do mesmo modo realizado nos corpos de prova LT:

Figura 4-7 Log C vs Log (1-R) para estimar os valores das constantes de Walker

Fonte: O autor.

Figura 4-8 Constantes de Walker para os ensaios experimentais e para as simulações para os corpos de prova TL e B=25 mm

Fonte: O autor.

Nos corpos de prova TL, a constante C também não apresentou resultados próximos aos valores experimentais, tendo o menor erro de 20% para o corpo com R=0,7. Isto mostra um grande deslocamento lateral entre as curvas simuladas e as curvas experimentais. Os valores de m estão mais próximos, mas com resultados mais distantes que no caso dos corpos de prova LT, tendo erros entre 3% e -26%. No gráfico com as curvas de Walker, vê-se que as retas estão próximas de paralelas, mas deslocadas lateralmente mais que nos corpos LT.

Tabela 4-3 - Razões "Experimento/Simulação" para os corpos de prova LT e TL com $B=25\text{ mm}$

	R	C	m	K_c
LT b=25 mm	0,10	0,88	1,04	1,03
	0,30	0,60	1,04	1,00
	0,50	1,31	0,96	1,21
	0,70	1,30	0,98	1,12
	0,80	1,29	0,92	1,02
TL b=25 mm	0,10	1,69	0,98	0,91
	0,50	1,42	1,03	0,97
	0,70	0,80	1,10	0,91
	0,80	2,52	1,26	0,81

Fonte: O autor.

Os valores de K_{lc} se relacionaram com erro de até 9% para as razões de carga 0,1; 0,5 e 0,7; e teve um erro de 19% para a razão de carga 0,8. As curvas com vários R sobrepostas estão coerentes novamente, tendo uma correlação próxima ao se comparar as distâncias entre as curvas experimentais com as distâncias entre as curvas da simulação. Nos corpos de prova TL, a trinca está paralela a direção preferencial dos grãos, enquanto que nos corpos de prova LT, as trincas estão perpendiculares a direção preferencial dos grãos. Devido a isso, nos corpos LT, a trinca encontra mais barreiras durante seu crescimento, o que pode aumentar o número de fatores não previsto pelos softwares de simulação de crescimento de trincas.

4.1.2.2 *Corpos de prova com orientação LT e espessura de 2,5 mm*

Os corpos de prova com espessura de 2,5 mm e orientação LT foram os que tiveram as maiores diferenças entre os valores da constante C. Entretanto, os valores de KC foram os que mais se aproximaram dos resultados experimentais. Já os valores da constante m tiveram um erro entre 3% e 23%, com 3 corpos de prova próximos a 15%. Estes resultados estão ilustrados pela Figura 4.9 e pela Tabela 4.4.

Essa maior correlação entre as simulações e os experimentos reais pode ser justificada considerando que os modelos computacionais para crescimento de trinca por fadiga são mais relacionados a um estado plano de tensão, presente nos corpos de prova com menor espessura. As curvas sobrepostas com vários R estão coerentes, com as curvas deslocadas para a esquerda à medida que se aumenta o valor de R.

Tabela 4-4 Resultados experimentais e numéricos para as constantes de Paris e K-crítico, para cada uma das razões de carregamentos nos corpos de prova com largura de 2,5 mm e orientação LT

	C	m	Kc (MPa. m ^{1/2})	Razão de carregamento
Ensaio	9,23E-08	3,26	28,57	R=0,1
Simulação	1,72E-07	2,83	27,96	
Teste/Simulação	0,54	1,15	1,02	
Ensaio	1,33E-07	2,99	26,46	R=0,3
Simulação	2,21E-07	2,88	26,48	
Teste/Simulação	0,60	1,04	1,00	
Ensaio	5,76E-07	2,54	19,59	R=0,5
Simulação	2,93E-07	2,88	19,78	
Teste/Simulação	1,97	0,88	0,99	
Ensaio	1,55E-07	3,38	11,49	R=0,7
Simulação	3,31E-07	2,95	12,69	
Teste/Simulação	0,47	1,15	0,91	
Ensaio	1,37E-07	3,77	8,73	R=0,8
Simulação	3,21E-07	3,05	9,25	
Teste/Simulação	0,43	1,24	0,94	

Fonte: O autor.

Figura 4-9 Gráfico ($\log da/dN$ vs $\log \Delta K$) para as diversas razões de carregamento, resposta experimental e resposta numérica, para os corpos de prova com largura de 2,5 mm e orientação LT

Fonte: O autor.

Na Figura 4.10 é apresentada a curva de $\log C$ vs $\log (1-R)$ para os corpos de prova LT com $B=2,5$ mm e na Figura 4.11 é apresentada a curva de Walker.

Figura 4-10 $\log C$ vs $\log (1-R)$ para estimar os valores das constantes de Walker

Fonte: O autor.

Figura 4-11 Constantes de Walker para os ensaios experimentais e para as simulações para os corpos de prova LT e B=2,5 mm

Fonte: O autor.

Os corpos de prova com espessura de 2,5 mm e orientação LT foram os que tiveram as maiores diferenças entre os valores da constante C. Entretanto, os valores de K_{Ic} foram os que mais se aproximaram dos resultados experimentais. Os valores da constante m tiveram um erro entre 3% e 23%, com 3 corpos de prova próximos de 13%.

Na curva de Walker, observa-se que as constantes C0 estão mais próximas que nos outros casos, apesar da diferença entre os valores de m estarem um pouco maior. Essa maior correlação entre as simulações e os experimentos reais pode ser justificada considerando que os modelos computacionais para crescimento de trinca por fadiga são mais relacionados a um estado plano de tensão, presente nos corpos de prova com menor espessura.

As curvas sobrepostas com vários R estão coerentes, com as curvas deslocadas para a esquerda à medida que se aumenta o valor de R. Na teoria, o mesmo material deverá ter o valor da constante m igual para diferentes valores da razão de carregamento R. Sendo assim, os corpos de prova na direção LT apresentaram um menor desvio em relação aos valores de m, sendo menor o desvio (0,08) para a espessura 2,5 mm (0,12 para b=25 mm LT). Os corpos de prova TL apresentaram um desvio maior, de cerca de 0,50.

Em geral, há melhor correlação entre os valores experimentais e simulados na constante “m” e em “ K_c ”. Na constante “C”, a maior diferença entre o valor experimental e o valor simulado foi no corpo de prova com R=0,8 e orientação TL, tendo a razão Experimento/Simulação um valor de 2,52.

Tabela 4-5 Resumo dos valores das razões Experimento/Simulação

	R	C	m	K _C
LT b=25 mm	0,10	0,88	1,04	1,03
	0,30	0,60	1,04	1,00
	0,50	1,31	0,96	1,21
	0,70	1,30	0,98	1,12
	0,80	1,29	0,92	1,02
TL b=25 mm	0,10	1,69	0,98	0,91
	0,50	1,42	1,03	0,97
	0,70	0,80	1,10	0,91
	0,80	2,52	1,26	0,81
LT b=2,5 mm	0,10	0,54	1,15	1,02
	0,30	0,60	1,04	1,00
	0,50	1,97	0,88	0,99
	0,70	0,47	1,15	0,91
	0,80	0,43	1,23	0,94

Fonte: O autor.

Por fim a Tabela 4.7 apresenta a comparação entre as propriedades mecânicas usadas pelo software NASGRO, e as mesmas obtidas em Ruchert, 2007. Percebe-se que há grande correlação entre os dados, com diferenças da ordem de menos de uma dezena percentual em quase todos os dados, exceto no K_{Ic} para o LT.

Tabela 4-6 Comparação entre as propriedades mecânicas da liga Al 7475-T7351 presentes no NASGRO e obtidas experimentalmente

LT				TL			
	NASGRO	Exp.	Diferença (%)		NASGRO	Exp.	Diferença (%)
S _R (MPa)	486,40	470,00	-3%	S _R (MPa)	482,60	472,00	-2%
S _E (MPa)	420,60	395,00	-6%	S _E (MPa)	413,70	398,00	-4%
K _{IC} (MPa.m ^{1/2})	43,96	50,50	13%	K _{IC} (MPa.m ^{1/2})	38,45	37,10	-4%

Fonte: O autor.

4.1.3 Cálculo numérico dos Valores de ΔK_{th} para $R=1$ e $R=0$ – Liga 7475

O NASGRO utiliza os valores de $\Delta K_{th}(R=1)$ e $\Delta K_{th}(R=0)$ para o cálculo do valor de ΔK_{th} . Os dois valores ainda estão relacionados a partir da constante C_{th} . Tendo isto em vista, o software possui uma ferramenta para calcular o valor destes 3 parâmetros a partir dos dados de ΔK_{th} para diferentes R. Utilizou-se os valores de ΔK_{th} da liga Al 7475-T7351 obtidos por Al-Rubaie et al (2007), sendo:

$$\Delta K_{th}(R=0,1)=1,81MPa\sqrt{m}$$

$$\Delta K_{th}(R=0,5)=1,31MPa\sqrt{m}$$

Então obteve-se os valores de $\Delta K_{th}(R=1)$, $\Delta K_{th}(R=0)$ e C_{th} , como mostra a Figura 4.12 para os corpos de prova na orientação LT. Para os corpos de prova na orientação TL, foram utilizados os valores contidos na base de dados do NASGRO 4.0.

Figura 4-12 Obtenção dos valores de $\Delta K_{th}(R=1)$, $\Delta K_{th}(R=0)$ e C_{th} a partir de $\Delta K_{th}(R=0,1)$ e $\Delta K_{th}(R=0,5)$

Fonte: O autor.

Tabela 4-7 Valores de ΔK_{th} para $R=1$ e $R=0$ para a liga Al 7475-T7351 nas orientações LT e TL calculados pelo NASMAT

	$\Delta K_{th}(R=0)$	$\Delta K_{th}(R=1)$	C_{th}
LT	2,00	0,99	0,80
TL	3,27	0,82	2,5
* ΔK_{th} em $MPa\sqrt{m}$			

Fonte: O autor.

4.1.3.1 Corpos de prova LT com espessura de 25 mm

Da Figura 4.13 até a Figura 4.17, são apresentados os resultados obtidos no NASMAT para os corpos de provas C(T) Al 7475 T7351 na orientação LT e espessura de 25 mm ensaiados experimentalmente por Ruchert (2007). No NASMAT, as unidades estão em $MPa\sqrt{m}$ e mm/ciclo.

Figura 4-13 Corpo de prova C(T) LT B=25 mm - R=0,1

Fonte: O autor.

Figura 4-14 Corpo de prova C(T) LT B=25 mm – R=0,3

Fonte: O autor.

Figura 4-15 Corpo de prova C(T) LT B=25 mm – R=0,5

Fonte: O autor.

Figura 4-16 Corpo de prova C(T) LT B=25 mm – R=0,7

Fonte: O autor.

Figura 4-17 Corpo de prova C(T) LT B=25 mm – R=0,8

Fonte: O autor.

A Tabela 4.8 apresenta as constantes encontradas após o ajuste de curva para os corpos de prova LT com B=25 mm.

Tabela 4-8 Constantes da equação de Paris e da equação de NASGRO para os corpos de prova LT e B=25 mm

		LT 25 mm				
	R	0,1	0,3	0,5	0,7	0,8
Equação de Paris	C	1,43E-07	1,35E-07	3,42E-07	3,56E-07	4,22E-07
	m	3,024	3,061	2,874	3,051	2,932
	K_C (MPa.m ^{1/2})	33,49	41,40	44,04	42,76	41,37
Equação de NASGRO	C	1,13E-06	6,51E-07	1,68E-06	1,85E-06	8,52E-07
	n	2,703	2,531	2,186	2,140	2,388
	p	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00
	q	0,50	0,50	0,50	0,50	0,50
	K_C (MPa.m ^{1/2})	35,00	42,71	44,40	42,38	44,29
	ΔK_0 (MPa.m ^{1/2})	2,00	2,00	2,00	2,00	2,00
	α	2,00	2,00	2,00	2,00	2,00
	S_{MAX}/σ_0	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30
	C_{th+}	0,8	0,8	0,8	0,8	0,8

Fonte: O autor.

4.1.3.2 Corpos de prova TL com espessura de 25 mm

Da Figura 4.18 até a Figura 4.21, são apresentados os resultados dos corpos de prova Al 7475-T7351, do tipo C(T) e orientação TL, espessura de 25 mm.

Figura 4-18 Corpo de prova C(T) TL B=25 mm – R=0,1

Fonte: O autor.

Figura 4-19 Corpo de prova C(T) TL B=25 mm – R=0,5

Fonte: O autor.

Figura 4-20 Corpo de prova C(T) TL B=25 mm – R=0,7

Fonte: O autor.

Figura 4-21 Corpo de prova C(T) TL B=25 mm – R=0,8

Fonte: O autor.

A Tabela 4.9 apresenta os resultados das constantes da equação de NASGRO obtidas após o ajuste de curva para os corpos de prova TL com B=25 mm.

Tabela 4-9 Constantes da equação de Paris e da equação de NASGRO para os corpos de prova TL e B=25 mm

	R	TL 25			
		0,1	0,5	0,7	0,8
Equação de Paris	C	5,10E-07	2,14E-08	1,02E-08	2,56E-09
	m	3,47	4,33	5,008	6,343
	K_C (MPa.m ^{1/2})	29,91	29,02	30,28	30,01
Equação de NASGRO	C	2,94E-07	1,49E-07	1,00E-07	1,97E-08
	n	3,094	3,460	3,646	4,758
	p	1,00	1,00	1,00	1,00
	q	0,50	0,50	0,50	0,50
	K_C (MPa.m ^{1/2})	31,94	27,86	30,92	29,97
	ΔK_0 (MPa.m ^{1/2})	3,27	3,27	3,27	3,27
	α	2,00	2,00	2,00	2,00
	S_{MAX}/σ_0	0,30	0,30	0,30	0,30
	C_{th+}	2,50	2,50	2,50	2,50

Fonte: O autor.

4.1.3.3 Corpos de prova LT com espessura de 2,5 mm

Da Figura 4.22 até a Figura 4.26, são apresentados os resultados dos corpos de prova Al 7475-T7351, do tipo C(T) e orientação LT, espessura de 2,5 mm, onde ocorre um estado próximo ao estado plano de tensões.

Figura 4-22 Corpo de prova C(T) LT B=2,5 mm – R=0,1

Fonte: O autor.

Figura 4-23 Corpo de prova C(T) LT B=2,5 mm – R=0,3

Fonte: O autor.

Figura 4-24 Corpo de prova C(T) LT B=2,5 mm – R=0,5

Fonte: O autor.

Figura 4-25 Corpo de prova C(T) LT B=2,5 mm – R=0,7

Fonte: O autor.

Figura 4-26 Corpo de prova C(T) LT B=2,5 mm – R=0,8

Fonte: O autor.

A Tabela 4.10 apresenta as constantes da equação de NASGRO obtidas após o ajuste de curva no software NASMAT para os corpos de prova LT com B = 25 mm.

Tabela 4-10 Constantes da equação de Paris e da equação de NASGRO para os corpos de prova LT e B=2,5 mm

		LT 2,5				
	R	0,1	0,3	0,5	0,7	0,8
Equação de Paris	C	9,23E-08	1,33E-07	5,76E-07	1,55E-07	1,37E-07
	m	3,261	2,985	2,542	3,38	3,766
	K _C (MPa.m ^{1/2})	31,74	37,80	39,18	38,30	43,65
Equação de NASGRO	C	1,27E-06	1,57E-06	3,00E-06	5,22E-07	1,18E-06
	n	2,416	2,057	1,782	2,632	2,360
	p	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00
	q	0,50	0,50	0,50	0,50	0,50
	K _C (MPa.m ^{1/2})	32,18	38,63	39,74	39,33	44,05
	ΔK ₀ (MPa.m ^{1/2})	2,00	2,00	2,00	2,00	2,00
	α	2,00	2,00	2,00	2,00	2,00
	S _{MAX} /σ ₀	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30
	C _{th+}	0,80	0,80	0,80	0,80	0,80

Fonte: O autor.

Figura 4-27 Ajuste de curva para todos os corpos de prova LT com B=25 mm

Fonte: O autor.

Na Figura 4.27, há o ajuste feito com todas as curvas dos corpos de prova LT e B=25 mm. Os valores das constantes obtidas foram comparados com a base de dados do US *Department of Transportation*, realizada por Forman et al. (2005), onde encontram-se os valores das constantes da Equação de NASGRO para a liga de alumínio 7475-T7351 na orientação TL, presentes na Tabela 4.11. Nota-se diferença no parâmetro C_{th} , utilizado nos cálculos do limiar de propagação, igual a 0,80 no ajuste de curva deste trabalho. O valor da constante “n” nesta base de dados é igual a 2,60, valor que se mostrou próximo para o resultado dos corpos de prova deste trabalho.

Tabela 4-11 Valores das constantes da Equação de NASGRO para a Liga 7475-T7351 TL na base de dados do *US Department of Transportation*

	<i>US Department of transportation</i>	Ruchert (2007)
$\sigma_{\max}/\sigma_0$	0,30	0,30
α	2,00	2,00
σ_E	426,00	395,00
K_{IC}	43,92	42,69
A_K	1,00	1,00
B_K	2,00	2,00
C	4,00E-08	7,85E-07
n	2,60	2,525
p	0,50	0,50
q	1,00	1,00
$\Delta K_{th(R=1)}$	0,77	0,99
C_{th}^+	2,40	0,80

Fonte: O autor.

Os valores da função de abertura de trinca “f” da Equação de NASGRO estão representados no gráfico da Figura 4.28. O valor de “f” é calculado utilizando-se propriedades dos materiais e a Razão (R). Vê-se que o valor da razão $(1-f)/(1-R)$, presente na equação de NASGRO, se aproxima de 1 quanto maior for o valor de R, indicando que quanto maior o valor de R, menor é a influência da função de abertura de trinca na taxa de crescimento do material.

As constantes “C” e “n” da equação de NASGRO não se correlacionaram com as constantes “C” e “m” da Equação de Paris, como mostram as Tabelas 4.9; 4.10 e 4.11.

Figura 4-28 Valores da função de abertura de trinca em função da Razão de Carga R

Fonte: O autor.

4.1.4 Carregamentos de Amplitude Variável – Voos Simulados – Liga 7475

São apresentados os resultados numéricos obtidos por meio da modelagem com o uso de ferramentas numéricas, os programas: NASGRO 4.0, o AFGROW e o CRACK 2000. Como regra, adotaram-se os parâmetros de calibração para cada modelo de interação, onde o resultado fosse mais conservativo, por mais que por vezes o parâmetro consequente representa-se menores erros na resposta relativa, optou-se pela apresentação sequencial de cada um dos espectros de voo.

Figura 4-29 Esquema geométrico do Corpo de prova MT

Fonte: O autor.

Em todos os casos, foram obtidos também os resultados sem a consideração dos efeitos de interação de cargas, além da utilização dos vários modelos de interação, cujos parâmetros de retardo foram calibrados para cada tipo de espectro de cargas, de modo a apresentar a menor diferença entre a resposta numérica e a resposta experimental.

4.1.4.1 Mini-Twist

No Caso do espectro de carregamento Mini-Twist foram obtidos por meio de calibração da resposta os seguintes valores para os parâmetros dos modelos de retardo: $m = 0,6$, $RSO = 2,3$ e $\Phi_0 = 0,8$, para os modelos de Wheeler, Willenborg Generalizado (GW) e Willenborg Generalizado Modificado (MGW), respectivamente.

A Tabela 4.12 apresenta os resultados numéricos e experimentais para o espectro de

cargas mini-twist. Na tabela vê-se os resultados relativos a vida obtida para cada um dos modelos/programa. Bem como os resultados obtidos pelos dois ensaios executados por Ruchert (2007).

Tabela 4-12 Vida dada em nº de voos dos modelos em cada programa para o espectro Mini-Twist

	AFGROW	NASGRO 4.0	CRACK 2000	Ensaio 1	1Ensaio 2
Sem retardo	4501	4239	4480	9370	9098
GW ($R_{SO} = 2,3$)	7360	7976	5224		
MGW ($\Phi_0 = 0,8$)	-	7529	-		
Wheeler ($m = 0,6$)	7524	-	6787		

Fonte: O autor.

Observa-se a boa correlação entre as respostas por meio da Figura 4.30 especialmente quando se leva em consideração os modelos de retardo, no programa NASGRO. Como era de se esperar, para os modelos sem interação provocada pelo retardo, à resposta numérica diverge de forma bastante significativa da resposta experimental. O modelo de Willenborg Generalizado foi o que mais se aproximou das respostas obtidas no ensaio laboratorial.

Figura 4-30 Resultados NASGRO 4.0 para o espectro Mini-Twist

Fonte: O autor.

Observa-se a boa correlação entre as respostas por meio da Figura 4.31 especialmente quando se levam em consideração os modelos de retardo, no programa AFGROW. Como era de se esperar, para os modelos sem interação provocada pelo retardo, à resposta numérica diverge de forma bastante significativa da resposta experimental. Por sua vez neste programa observa-se que diferentemente do NASGRO, modelo de Wheeler foi o que mais se aproximou das respostas obtidas no ensaio laboratorial.

Figura 4-31 Resultados AFGROW para o espectro Mini-Twist

Fonte: O autor.

Observa-se a não correlação entre as respostas por meio da Figura 4.32 até mesmo quando se levam em consideração os modelos de retardo, no programa CRACK 2000. Como era de se esperar, para os modelos sem interação provocada pelo retardo, a resposta numérica diverge de forma bastante significativa da resposta experimental. Tal qual o AFGROW, modelos de Wheeler foi o que mais se aproximou das respostas obtidas no ensaio laboratorial.

Figura 4-32 Resultados CRACK 2000 para o espectro Mini-Twist

Fonte: O autor.

4.1.4.2 Twist

Já a Tabela 4.13 apresentam os resultados para os carregamentos do tipo Twist. Na tabela têm-se os resultados para vida obtida para cada um dos modelos/programa.

No Caso do espectro de carregamento Twist foram obtidos por meio de calibração da resposta os seguintes valores para os parâmetros dos modelos de retardo: $m = 0,1$, $RSO = 3,9$ e $\Phi_0 = 0,4$, para os modelos de Wheeler, Willenborg Generalizado (GW) e Willenborg Generalizado Modificado (MGW), respectivamente.

Tabela 4-13 Vida dada em nº de voos dos modelos em cada programa para o espectro Twist

	AFGROW	NASGRO 4.0	CRACK 2000	Ensaio 1
Sem retardo	2565	2458	2541	2936
GW ($R_{SO} = 3,9$)	2825	2809	2589	
MGW ($\Phi_0 = 0,4$)	-	2748	-	
Wheeler ($m = 0,1$)	2761	-	2697	

Fonte: O autor.

Observa-se uma excelente correlação entre as respostas por meio da Figura 4.33, quando se leva em consideração os modelos de retardo, no programa NASGRO, onde nota-se que existe uma grande precisão na previsão de vida, para os modelos GW em ligas de alumínio nas condições ensaiadas. A divergência para os modelos sem retardo foi, neste tipo de voo, de pequena monta.

Figura 4-33 Resultados NASGRO 4.0 para o espectro Twist

Fonte: O autor.

Observa-se uma excelente correlação entre as respostas por meio da Figura 4.34, quando se leva em consideração os modelos de retardo, no programa AFGROW, há uma grande precisão na previsão de vida, para os modelos de Willenborg Generalizado. A

divergência para os modelos sem retardo foi discreta.

Figura 4-34 Resultados AFGROW para o espectro Twist

Fonte: O autor.

Observa-se uma excelente correlação entre as respostas por meio da Figura 4.35, quando se leva em consideração os modelos de retardo, nos programas CRACK 2000, há uma grande precisão na previsão de vida, para os modelos GW. A divergência para os modelos sem retardo foi insignificante, especialmente em se tratando do CRACK 2000.

Figura 4-35 Resultados CRACK 2000 para o espectro Twist

Fonte: O autor.

4.1.4.3 Mini- Falstaff

A Tabela 4.14 apresenta os resultados para o espectro de cargas mini-Falstaff. Na tabela veem-se os resultados relativos à vida obtida para cada um dos modelos/programa.

No Caso do espectro de carregamento Mini-Falstaff foram obtidos por meio de calibração da resposta os seguintes valores para os parâmetros dos modelos de retardo: $m = 1,0$, $RSO = 2,3$ e $\Phi_0 = 0,9$, para os modelos de Wheeler, Willenborg Generalizado (GW) e Willenborg Generalizado Modificado (MGW), respectivamente.

Tabela 4-14 Vida dada em nº de voos dos modelos em cada programa para o espectro Mini-Falstaff

	AFGROW	NASGRO 4.0	CRACK 2000	Ensaio 1
Sem retardo	1525	1393	1529	5330
GW ($R_{SO} = 2,3$)	4573	4773	3207	
MGW ($\Phi_0 = 0,9$)	-	4913	-	
Wheeler ($m = 1,0$)	4773	-	3472	

Fonte: O autor.

Observa-se a boa correlação entre as respostas por meio da Figura 4.36 especialmente quando se leva em consideração os modelos de retardo, no programa NASGRO, há uma melhor precisão na vida, para os modelos MGW. Para os modelos sem interação provocada pelo retardo, a resposta numérica diverge de forma acentuada de tal modo que em nada representa a resposta experimental, nestes casos.

Figura 4-36 Resultados NASGRO 4.0 para o espectro Mini- Falstaff

Fonte: O autor.

Observa-se a boa correlação entre as respostas por meio da Figura 4.37 especialmente quando se leva em consideração os modelos de retardo, no programa AFGROW, há uma melhor precisão na vida, para os modelos Wheeler. Como era de se esperar, para os modelos

sem interação provocada pelo retardo, à resposta numérica diverge de forma acentuada de tal modo que em nada representa a resposta experimental, neste caso.

Figura 4-37 Resultados AFGROW para o espectro Mini-Falstaff

Fonte: O autor.

Observa-se uma ruim correlação entre as respostas por meio da Figura 4.38, para todos os modelos de retardo, no programa CRACK 2000. Como era de se esperar, para os modelos sem interação provocada pelo retardo, a resposta numérica diverge de forma ainda mais acentuada de tal modo que nenhuma curva de crescimento de fadiga representa a resposta experimental, nestes casos.

Figura 4-38 Resultados CRACK 2000 para o espectro Mini-Falstaff

Fonte: O autor.

4.1.4.4 Falstaff

A Tabela 4.15 apresenta os resultados para o espectro de cargas Falstaff. Na tabela veem-se os resultados relativos à vida obtida para cada um dos modelos/programa. No Caso do espectro de carregamento Mini-Twist foram obtidos por meio de calibração da resposta os seguintes valores para os parâmetros dos modelos de retardo: $m = 0,7$, $RSO = 2,7$ e $\Phi_0 = 0,7$, para os modelos de Wheeler, Willenborg Generalizado (GW) e Willenborg Generalizado Modificado (MGW), respectivamente.

Tabela 4-15 Vida dada em nº de voos dos modelos em cada programa para o espectro Falstaff

	AFGROW	NASGRO 4.0	CRACK 2000	Ensaio 1	Ensaio 2
Sem retardo	1612	1425	1636	5572	4088
GW ($R_{SO} = 2,7$)	3773	3597	2603		
MGW ($\Phi_0 = 0,7$)	-	3744	-		
Wheeler ($m = 0,7$)	3832	-	3112		

Observa-se uma regular correlação entre as respostas por meio da Figura 4.39 especialmente quando se leva em consideração os modelos de retardo, nos programas NASGRO. Para os modelos sem interação provocada pelo retardo, a resposta numérica diverge novamente de forma bastante significativa da resposta experimental, fato que é justificado pela diferença entre as respostas experimentais, haja vista que neste caso há dois ensaios que divergem entre si de forma representativa. O modelo de MGW se aproximou mais da resposta numérica do ensaio número 2.

Figura 4-39 Resultados NASGRO 4.0 para o espectro Falstaff

Fonte: O autor.

Observa-se uma regular correlação entre as respostas por meio da Figura 4.40 especialmente quando se leva em consideração os modelos de retardo, no programa AFGROW. Para os modelos sem interação provocada pelo retardo, a resposta numérica diverge novamente de forma bastante significativa da resposta experimental, fato que é ampliado pela diferença entre as respostas experimentais, haja vista que neste caso há dois ensaios que divergem entre si de forma representativa. O modelo de Wheeler se aproximou mais da resposta numérica do ensaio número 2.

Figura 4-40 Resultados AFGROW para o espectro Falstaff

Fonte: O autor.

Observa-se uma correlação ruim entre as respostas por meio da Figura 4.41 quando se leva em consideração até os modelos de retardo no programa CRACK 2000. Para os modelos sem interação provocada pelo retardo, a resposta numérica diverge ainda mais da resposta experimental, fato que é ampliado pela diferença entre as respostas experimentais, veja que neste caso há dois ensaios que divergem entre si de forma representativa.

Figura 4-41 Resultados CRACK 2000 para o espectro Falstaff

Fonte: O autor.

4.1.5 Carregamentos de Amplitude Constante e Variável – Liga 2050 T84

Nesta seção do texto busca-se apresentar alguns resultados numéricos que foram levantados por meio de análise no pacote fechado apenas usando o programa NASGRO 4.0, para estudo do comportamento da liga de alumínio 2050 T84. Nos resultados adotou-se a seguinte nomenclatura apresentados de forma resumida a seguir.

- Indicam o tipo de corpo de prova:
 - MT (conforme Figura 4.29)
 - CT (conforme Figura 4.1)
- Indicam o tipo de espectro de carga:
 - Cte - Carregamento de amplitude constante (conforme Figura 3.14)
 - PcT - Carregamento apenas com pico trativo (conforme Figura 3.15)
 - PcC - Carregamento com pico trativo e compressivo (conforme Figura 3.16)
- Indicam o tipo de interação no modelo de propagação de trinca, considerar os efeitos provocados pelo histórico de carga na vida:
 - SemInt - modelo desconsiderando efeitos de carga;
 - Will - Willenborg Generalizado;
 - WillMod - Willenborg Generalizado Modificado;
 - YdSt – Modelo de Strip Yield.

Figura 4-42 Esquema representativo do perfil de carregamento – Amplitude constante

Fonte: O autor.

4.1.5.1 Corpo de prova MT – Carregamento de amplitude constante

O corpo de prova padronizado analisado encontra-se apresentado na Figura 4.42. Os resultados da simulação estão apresentados na Figura 4.43 e na Figura 4.44. O carregamento usado apresenta um S_{max} de 67,21 MPa e S_{min} de 42,72 MPa, estas estão ilustradas na Figura 4.18.

Figura 4-43 Curva comprimento de trinca versus número de ciclos, para um corpo de prova MT submetido a carregamento de amplitude constante

Fonte: O autor.

Observa-se que mesmo sem a presença de carregamentos variáveis os modelos que usam interação no carregamento, apresentam diferentes respostas na propagação da trinca ao longo dos ciclos, conforme se vê na Figura 4.43. No tocante aos gráficos apresentados na Figura 4.44 de $(da/dN \times \Delta K)$ as respostas se apresentam de forma igual, independente do modelo de interação e sem interação.

Figura 4-44 Curva da/dN versus ΔK , para um corpo de prova MT submetido a carregamento de amplitude constante

Fonte: O autor.

4.1.5.2 Corpo de prova MT – Carregamento com pico trativo

Os resultados da simulação estão apresentados na Figura 4.45 e na Figura 4.47. O carregamento usado apresenta os mesmos valores para $S_{\max}$ e $S_{\min}$, além disso, há um pico de 143 MPa, a cada mil ciclos de repetição da amplitude constante, na Figura 4.21 apresenta-se um esquema do perfil de carregamento.

Figura 4-45 Esquema representativo do perfil de carregamento – Pico trativo

Fonte: O autor.

Figura 4-46 Curva comprimento de trinca versus número de ciclos, para um corpo de prova MT submetido a carregamento com pico trativo

Fonte: O autor.

Observa-se que na presença de carregamentos de pico trativo, a sensível diferença entre os modelos que usam interação no carregamento, apresentando grandes diferenças nas respostas de propagação da trinca ao longo dos ciclos, conforme se vê na Figura 4.46.

No tocante aos gráficos apresentados na Figura 4.47 de $(da/dN \times \Delta K)$ as respostas se apresentam uma pequena dispersão em função da ação de um pico superior a S_{max} , independente do modelo de interação e sem interação.

Figura 4-47 Curva da/dN versus ΔK , para um corpo de prova MT submetido a carregamento com pico trativo

Fonte: O autor.

Observa-se uma grande diferença na vida apresentada pelo corpo de prova, entre os modelos, enquanto o Modelo de Yield Strip apresenta algo da ordem de 2 milhões de ciclos, os modelos de Willenborg respondem por cerca de 200 mil ciclos enquanto o modelo sem interação, como era de se esperar resulta em aproximadamente 120 mil ciclos. Em função disso apresentam-se de forma separada estas respostas da Figura 4.48 a Figura 4.50.

Figura 4-48 – Curva comprimento de trinca versus número de ciclos, para um corpo de prova MT submetido a carregamento com pico trativo, desconsiderando o modelo de Yield Strip

Fonte: O autor.

Figura 4-49 Curva da/dN versus ΔK , para um corpo de prova MT submetido a carregamento com pico trativo, modelos sem interação e Willenborg Generalizado

Fonte: O autor.

Figura 4-50 Curva da/dN versus ΔK , para um corpo de prova MT submetido a carregamento com pico trativo, modelos Willenborg Generalizado Modificado e Yield Strip

Fonte: O autor.

4.1.5.3 Corpo de prova MT – Carregamento com pico trativo e compressivo

Os resultados da simulação estão apresentados na Figura 4.51 e na Figura 4.53. O carregamento usado apresenta valores de $S_{\max}$ e $S_{\min}$ análogos aos dois casos anteriores, além disso, há um pico trativo de 143 MPa seguido de um vale compressivo de 33MPa. Seguindo o mesmo critério anterior de para cada mil ciclos de repetição da amplitude constante, o pico e vale trativo/compressivo, conforme esquematicamente se representa na Figura 4.27.

Figura 4-51 Esquema representativo do perfil de carregamento – Pico Trativo e Vale Compressivo

Fonte: O autor.

Figura 4-52 Curva comprimento de trinca versus número de ciclos, para um corpo de prova MT submetido a carregamento com pico trativo e compressivo

Fonte: O autor.

Observa-se que na presença de carregamentos de pico compressivo, a sensível diferença entre respostas dos modelos que usam interação no carregamento, além do que há uma redução na vida para todas as opções, que se dá em função da tensão compressiva que

tende a acelerar o caminhar da trinca, conforme se vê na Figura 4.52, a tensão compressiva microscopicamente no material causa um reaguçamento da trinca devido a tensões cisalhantes contrárias, logo ocorre uma aceleração da trinca.

No tocante aos gráficos apresentados na Figura 4.53 de $(da/dN \times \Delta K)$ ainda se percebe que as respostas se apresentam uma forte perturbação em função da ação de um pico superior a $S_{\max}$ e o Vale interior a $S_{\min}$, independente do modelo de interação e sem interação.

Figura 4-53 Curva da/dN versus ΔK , para um corpo de prova MT submetido a carregamento com pico trativo e compressivo

Fonte: O autor.

4.1.5.4 Corpo de prova CT – Carregamento de amplitude constante

O corpo de prova padronizado analisado encontra-se apresentado na Figura 4.1. De forma análoga foram usados os mesmos carregamentos para a simulação nos corpos de prova CT. Os resultados da simulação estão apresentados na Figura 4.54 e na Figura 4.55.

Figura 4-54 Curva comprimento de trinca versus número de ciclos, para um corpo de prova CT submetido a carregamento de amplitude constante

Fonte: O autor.

Observa-se que apesar dos carregamentos constantes os modelos que usam interação no carregamento, apresentam diferentes respostas na propagação da trinca ao longo dos ciclos, conforme se vê na Figura 4.54, fato que não ocorreu com o corpo de prova MT. No tocante aos gráficos da Figura 4.55 de $(da/dN \times \Delta K)$ apresentam as mesmas respostas, seja com o modelo de interação ou sem considerar os efeitos de interação.

Figura 4-55 Curva da/dN versus ΔK , para um corpo de prova CT submetido a carregamento de amplitude constante

Fonte: O autor.

4.1.5.5 Corpo de prova CT – Carregamento com pico trativo

Os resultados da simulação estão apresentados na Figura 4.56 e na Figura 4.57. Observa-se que na presença de carregamentos de pico trativo, assim como no corpo de prova MT, a sensível diferença entre os modelos que usam interação no carregamento, apresentando grandes diferenças nas respostas de propagação da trinca ao longo dos ciclos, conforme se vê na Figura 4.56. Vê-se também que com a inclusão de picos o comprimento crítico da trinca varia em função do modelo de interação, onde o modelo de Willenborg Generalizado apresenta um maior a_+ .

Figura 4-56 Curva comprimento de trinca versus número de ciclos, para um corpo de prova CT submetido a carregamento com pico trativo

Fonte: O autor.

Em relação aos gráficos de $(da/dN \times \Delta K)$ as respostas apresentam pequena dispersão em função da ação de um pico superior a S_{max} , independente do modelo de interação e sem interação, observa-se isto na Figura 4.57, onde novamente o modelo de Willenborg Generalizado descola um pouco dos demais modelos.

Figura 4-57 Curva da/dN versus ΔK , para um corpo de prova CT submetido a carregamento com pico trativo

Fonte: O autor.

4.2 MODELAGEM VIA PACOTES ABERTOS - ABAQUS CAE

Por meio da análise por elementos finitos obteve-se os resultados apresentados nesta seção da taxa de propagação de trinca por fadiga e curvas de tensão, ou seja, a representação do comportamento mecânico em fadiga dos corpos de provas estudados. Estão divididos os resultados entre os dois tipos de CP's estudados que são apresentados a seguir.

4.2.1 Corpo de prova CT - Simulação de Ensaio de K_{IC}

O primeiro dos estudos apresenta uma comparação entre os resultados obtidos por Maciel, 2013 e Pascoal Jr, 2014, para uma liga do tipo 2050 T84, onde foram executados ensaios de Tenacidade à fratura, de acordo com a norma ASTM E399-17.

No tocante à análise numérica para este tipo de corpo de prova foram realizadas simulações com uso de carga do tipo “*Ramp*”, de modo a representar a aplicação de uma força auto equilibrada nos orifícios do CP até a ruptura do corpo de prova. Procurou-se a ruptura por meio de uma análise não linear computacional, onde se buscou o equilíbrio na posição deformada. Usou-se uma malha com elementos (Figura 4.58) retangulares estruturada, onde não houve preocupação de refino, nem do tipo h, nem do tipo p. O polinômio aproximador foi o bilinear para todos elementos, exceto os elementos (fraturado) que foram ativados ao XFEM (ver Figura 4.59), que é realizado automaticamente na rotina do modelo.

Figura 4-58 Rede de 3276 elementos adotada na análise

Fonte: O autor.

Figura 4-59 Representação dos elementos XFEM ativados na análise

Fonte: O autor.

Alguns dados desta modelagem são:

- Número de elementos quadriláteros (conforme a Figura 4.58) de casca 2D foi de 3278;
- Número de nós do modelo numérico foi de 6924;
- Número de operações em ponto flutuante por interação foi de 1.91E+007;
- Total de interações até a falha computacional final foi de 276;
- Graus de liberdade do modelo foram 13846.

Sobre este primeiro modelo obteve-se a representação computacional da propagação da trinca, vista na Figura 4.60. O resultado corrobora com o obtido de forma experimental conforme é observado também por meio do gráfico de Força Aplicada em função do COD (abertura do corpo de prova vertical) que está ilustrado na e na Figura 4.61.

Figura 4-60 Corpo de prova CT fraturado, tensões máximas principais na iminência da ruptura final

Fonte: O autor.

Cabe ressaltar que a resposta numérica apresenta semelhança à resposta experimental, divergência na rigidez do corpo de prova, embora tenha se induzido, inicialmente, as propriedades mecânicas usadas pelo ensaio, sendo a resposta numérica um pouco mais conservativa. O controle imposto no experimento computacional, não foi suficiente para a representação completa da resposta experimental.

Figura 4-61 Resposta Força x Abertura do corpo de prova

Fonte: O autor.

Com a análise numérica não linear adotada, Newton-Raphson, por outro lado, apresentou a resposta, pós-pico, numérica com uma série de patamares, que são justificados pela aplicação computacional numérica de incremento de deslocamento no ensaio/modelagem computacional. Tal fato pode ser otimizado por meio da adoção de controle de carga (força), bem como uma adequação na rede de elementos finitos, sendo que um estudo mais apropriado neste campo é necessário.

4.2.2 Corpo de Prova MT – Propagação de trinca

Estes modelos foram construídos com uma simplificação devido à simetria do corpo de prova em relação ao plano médio vertical, de modo a reduzir o tempo de processamento pela metade do número de nós e elementos, mantendo, todavia, a faixa de separação dos elementos fraturados, na direção horizontal do centro do corpo de prova.

Figura 4-62 Redes de elementos finitos adotadas nas simulações de propagação

Fonte: O autor.

Para este tipo de corpo de prova foi feita uma análise qualitativa das respostas em tensão perante o refino sucessivo da rede de elementos finitos, desde a rede com 5 divisões laterais até uma rede bem refinada com 40 elementos. Conforme ilustra a Figura 4.62. E em todos os casos observou-se a propagação da trinca ao longo de todo comprimento do corpo de prova.

A carga de ação utilizada para tal análise consistiu no tipo ‘*Ramp*’. De tal modo que foi possível representar os campos de tensões. Apresenta-se o caminhar dos campos de tensões e propagação de trinca ao longo da análise, para três redes entre as oito apresentadas, conforme mostram a Figura 4.63, a Figura 4.64 e a Figura 4.65.

Figura 4-63 Campo de tensões na região da trinca ao longo da propagação, para a rede mais pobre de elementos finitos

Fonte: O autor.

Figura 4-64 Campo de tensões na região da trinca ao longo da propagação, rede refinada intermediária de elementos finitos

Fonte: O autor.

Figura 4-65 Campo de tensões na região da trinca ao longo da propagação, rede mais refinada de elementos finitos

Fonte: O autor.

CONSIDERAÇÕES FINAIS

A finalidade deste último capítulo é apresentar as conclusões e considerações finais da pesquisa realizada. Além disto, tem a importância de trazer sugestões de trabalhos futuros, com base no estudo aqui desenvolvido.

5.1 CONCLUSÕES

5.1.1 Modelagem em pacotes fechados – Amplitude Constante

O uso do programa NASGRO, ainda que em uma versão não atualizada foi de grande valia para o estudo deste tipo de solicitação, envolvendo amplitudes constantes de carregamento. A liga 7475 T7351 foi bem caracterizada e a representação das curvas (da/dN vs ΔK), também foram comparadas às constantes da Equação de Paris (Equação 1): “C” e “m” assim como o valor de K_{IC} . Este último parâmetro foi o que mais se correlacionou com os valores experimentais e simulados, assim como também a constante “m”. O valor da constante “C” foi o que menos se aproximou relativamente do valor experimental mas visualmente o gráfico ficou bastante próximo. A correlação relativa entre os valores de C, distanciaram de 1, com valores de 2,52 e a 0,43. O valor mais próximo de 1 foi 0,88. Já a correlação entre os valores da constante “m” obtiveram melhor resultados entre a simulação e o experimento, sendo 1,26 o valor mais distante, e de 1 e 0,98 os valores mais próximos. Os resultados mais dispersos ocorreram para $R=0,8$ tendo em vista ser uma razão de carga muito alta com valores de K_{max} muito elevados e de difícil correlação. Os valores de K_{IC} também obtiveram uma melhor correlação entre os resultados de simulação e do experimento. O resultado de K_{IC} experimental dividido por K_{IC} da simulação mais distante de 1 foi o de 1,21, e os mais próximos obtiveram o valor de 1,00. Conforme os resultados da Tabela 4.5.

5.1.2 Modelagem em pacotes fechados – Amplitude Variável

O uso dos programas se mostra promissor na capacidade de representar bem os fenômenos envolvidos na propagação de trincas por fadiga, em carregamentos de amplitude variável, sobretudo quando relacionados aos de voos comerciais e militares. Consegue-se

representar bem os experimentos por meio de pacotes fechados como NASGRO e similares. Em termos gerais pode-se concluir que, desconsiderando os efeitos de interação de carga, normalmente obtém-se resultados consideravelmente diferentes dos reais. Em todos os programas as melhores previsões foram obtidas para o espectro Twist, menos severo, sendo que os resultados entre os três programas foram bastante próximos, inclusive com a desconsideração dos efeitos de interação de carga. Este fato possivelmente indica que, devido ao grande número de ciclos presentes no espectro Twist, os efeitos de sobrecargas e, conseqüentemente, de retardo, têm menos influência no resultado final, da vida em fadiga, por ser um voo mais brando, em termos de picos de cargas, se comparado ao Falstaff. Para os espectros de cargas Twist e Mini-Twist o modelo MGW, que é o único capaz de levar em consideração os efeitos de subcarga (redução de retardo), apresentou uma vida menor que o modelo GW. Isto indica que para estes tipos de espectros de carregamento as subcargas podem ter uma influência importante na previsão da vida em fadiga. Para os espectros de cargas Falstaff e Mini-Falstaff, os resultados dos modelos MGW indicam vidas maiores que os dos modelos GW, o que possivelmente indica que as cargas menos severas têm uma menor influência na vida em fadiga, como já havia sido constatado nos modelos sem interação de carga. Os modelos GW e Wheeler apresentaram, em geral, resultados bem próximos, exceto para os espectros Mini-Twist e Falstaff no programa CRACK 2000. A diferença da aplicação do modelo GW entre os três programas foi de, no máximo, 34,50% para o espectro de cargas Mini-Twist entre os programas NASGRO 4.0 e CRACK 2000. Os modelos de retardo apresentaram erros menores que 45%, sendo de, no máximo, 44,25% para o modelo GW com o espectro de cargas Mini-Twist no CRACK 2000. O programa NASGRO 4.0 apresentou, de uma maneira geral, os melhores resultados de previsão de vida em fadiga, enquanto o CRACK 2000 apresentou os resultados mais conservativos. Os programas AFGROW e CRACK 2000 apresentaram, de uma maneira geral, um critério de falha mais conservativo com relação ao tamanho final da trinca já que, geralmente, previram a fratura do material em um tamanho de trinca menor que o NASGRO 4.0 e, também, que os ensaios.

5.1.3 Modelagem em pacotes de elementos finitos

Em relação aos resultados de elementos finitos, foi utilizada a técnica dos elementos finitos estendidos para modelar a resposta numérica em corpos de prova do tipo CT e MT. Utilizou-se de dados dos estudos de Maciel, 2013 e Pascoal Jr, 2014, para uma liga do tipo 2050 T84, onde foram executados ensaios de tenacidade à fratura, de acordo com a norma

ASTM E399-17. No tocante à análise numérica, para este tipo de corpo de prova, foram feitas simulações com uso de carga do tipo ‘*Ramp*’, e foi possível representar bem o ensaio realizado. De modo a representar a Força Aplicada em função da abertura da trinca, COD, (vide Figura 4.36) onde, a resposta numérica guarda semelhança com a experimental, com pequena divergência na rigidez do corpo de prova, embora tenha se induzido, inicialmente, as propriedades mecânicas usadas pelo ensaio. A resposta numérica é mais conservativa, mas a resposta pós-pico numérica apresenta uma série de patamares, que são justificados pela aplicação numérica de incremento de deslocamento no ensaio/modelagem computacional. Tal fato pode ser melhorado por meio da adoção de controle de carga (força), bem como uma adequação na rede de elementos finitos. Um estudo mais apropriado neste campo faz-se necessário.

5.2 PROPOSTAS PARA TRABALHOS FUTUROS

Em face dos estudos realizados neste trabalho, bem como dos resultados, dificuldades e potencialidades, pode-se de forma sintética reunir as seguintes sugestões para trabalhos futuros, principalmente relacionadas ao campo da análise numérica e por elementos finitos:

- Estudar outros trabalhos apresentados no APÊNDICE A, e fazer outras simulações para outras pesquisas experimentais;
- Explorar a simulação de outros perfis de carregamentos, no trabalho de Chemin, 2017, relativos aos grupos III, ali estudados por meio de instrumentação dos corpos de prova MT. Resultados de correlação de imagens podem ser levados em conta, na simulação computacional;
- Analisar criticamente a possibilidade de usar outros (e novos) elementos finitos, pensando, também, na opção pela simulação de problemas no campo tridimensional;
- Estudar com mais clareza a importância do grau de refino, h e p ou misto, com o uso de métodos sem malhas, método de elementos finitos por meio da Formulação híbrida-Trefftz;
- Estudar os problemas experimentais aqui simulados, por meio do Método dos Elementos de Contorno;
- Trabalhar novas funções aproximadoras com uso do MEFG e proposição de modelos de retardo e aceleração baseados na ótica de elementos finitos.

REFERÊNCIAS

ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE NORMAS TÉCNICAS. **NBR 6834:2006**: Alumínio e suas ligas: Classificação da composição química. Rio de Janeiro, 2006.

ALMEIDA, A. F. P. (2016). **Estudo da Mecânica da Fratura Linear Elástica do Osso Cortical como Material Compósito**. Dissertação de Mestrado – Instituto técnico de Lisboa, Lisboa, 2016.

AL-RUBAIE, K. S.; GODEFROID, L. B.; BARROSO, E. K. L; LOPES, J. A. M. **Statistical modeling of fatigue crack growth rate in inconel alloy 600 and 7475-t7351 aluminum alloy**. COBEM 2007, 2007.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **ASTM E 647-05**; Standard test method for measurement of fatigue crack growth rates. Philadelphia: ASTM, 2007.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **ASTM E 8M-04**. Standard Test Method for Tension Testing of Metallic Materials [Metric], Philadelphia: ASTM, 2004.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **ASTM E1820 - 08**: Standard Test Method for Measurement of Fracture Toughness. Philadelphia: ASTM, 2008.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **ASTM E399-17**: Standard Test Method for Linear-Elastic Plane-Strain Fracture Toughness K_{Ic} of Metallic Materials. Philadelphia: ASTM, 2017.

ANDERSON, T. L. **Fracture Mechanics - Fundamentals and Applications**. Third edition, CRC press, (2005).

ASM Handbook. (1990). Ohio: ASM International. v.2.

ASM Handbook. **Fatigue and Fracture**. Vol. 19. ASM International, 1996.

BARBOSA, J. F. C. (2017). **Propagação de Trinca por Fadiga na Liga AA 7050-T745: Considerando o Efeito do Meio Ambiente, Razão de Tensões e Forma de Onda**. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2017.

BEDEN, S. M., ABDULLAH, S., ARIFFIN, A. K., AL-ASADY, N. A. **Fatigue crack growth simulation of aluminum alloy under spectrum loadings**. Materials and Design, Vol. 31, No. 7, pp. 3449-3456, August (2010).

BELYTSCHKO, T. A.; MOËS, N.; DOLBOW, J.; **Finite element method for crack growth without remeshing**. International journal for numerical methods in engineering, v. 46, n. 1, p. 131-150, 1999.

BENACHOUR, M.; HADJOU, A.; BENGUEDIAB, M.; BENACHOUR, N. (2010). **Effect of the amplitude loading on fatigue crack growth**. Procedia Engineering (Vol. 2, pp. 121-

127).

- BONAZZI, L. H. C. (2013). **Comportamento em fadiga de uma nova liga Al Li**. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2013.
- BOSE FILHO, W. W. (1989). **Estudo das propriedades mecânicas de tração e resistência a oxidação de ligas ferrosas inoxidáveis do sistema 'FE'-'MN'-'CR'**. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 1989.
- BROEK, D. **The Practical Use of Fracture Mechanics**. Kluwer 1988.
- CALLISTER JUNIOR, W.D. (2006). **Fundamentos da ciência e engenharia de materiais: uma abordagem integrada**. 2.ed. Tradução de Sergio Murilo Stamile Soares. Rio de Janeiro: LTC.
- CASTELETTI, L. C. (1981). **Propriedades mecânicas e físicas de aços austeníticos baseados no sistema ferro-manganês-alumínio**. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 1981.
- CASTELETTI, L. C. (1986). **Propriedades de tração e dureza de aços martensíticos envelhecíveis**. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 1986.
- CASTRO, J. P. P., MEGGIOLARO, M. A. (2001). **Comparing overload-induced retardation models on fatigue crack propagation**. 56º Congresso Anual da ABM, Belo Horizonte, MG.
- CHEMIN, A. E. A. (2012). **Avaliação da propagação de trinca associada à corrosão da liga 7475 T7351 submetida a carregamentos de voos simulados**. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2012.
- CHEMIN, A. E. A. (2017). **Análise do fechamento da trinca na liga AA2050 T84 submetida a carregamento de amplitude constante e variável**. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2017.
- D' TODARO JÚNIOR, E. (2003). **Efeito da razão de tensão na propagação de trinca por fadiga na liga de alumínio 7475-T7351**. 2003. 121 f. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2003.
- DANAHUE, R.J., CLARK, H.M., ATANMO, P., KUMBLE, R., McEVILY, A.J. (1972) **Crack opening displacement and the rate of fatigue crack growth**. International journal of fracture mechanics, v.8, p. 209-219.
- DE JONGE, J. B., SCHÜTZ, D., LOWAK, H., SCHIJVE, J. **A Standarized Load Sequence for Flight Simulation Tests on Transport Aircraft Wing Structures**. NLR TR 73029 U, (1973).
- DOWLING, N. E. (2006). **Mechanical behavior of materials: engineering methods for deformation, fracture and fatigue**. 3ª ed. Líbano, Pearson Prentice Hall.
- EBNER, E. C. (2004) **Efeitos da sequência de carregamento na propagação de trincas em**

estruturas aeronáuticas comerciais. Tese (Doutorado) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

ELBER, W. (1970). **Fatigue Crack Closure Under Cyclic Tension.** Engineering Fracture Mechanics, v. 2, p.37-45.

FENDONI, A. (2009). **The Effect of post weld heat treatment on the corrosion behavior of a AA2050T34-FSW.** Thesis (MRes) - University of Bermingham, Bermingham. p. 4-13.

FLECK, N. A. (1986). **Finite element analysis of plasticity-induced crack closure under plane strain conditions.** Engineering Fracture Mechanics, 25(4), 441-449.

FORMAN R.G., KEARY, V.E., ENGLE, R.M. (1967). **Numerical Analysis of Crack Propagation in Cyclic-Loaded Structures.** Journal of Basic Engineering, v. 89, p. 459-464.

FORMAN, R.G, S.R METTU, S.R. **Behavior of surface and corner cracks subjected to tensile and bending loads in Ti-6Al-4V alloy.** Fracture Mechanics 22nd Symposium, Vol. 1, ASTM STP 1131, H.A. Saxena and D.L. McDowell, eds., American Society for Testing and Materials, Philadelphia, 1992.

GAITAN, R. T. (2014). **Simulação da Taxa de Crescimento de Trinca por Fadiga para a Liga AL 7574-T7351 sob Amplitude Constante de Carregamento.** 2014. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Mecânica) - Escola de Engenharia de São Carlos. Universidade de São Paulo, São Carlos, 2014.

GALLAGHER, J.P. **A Generalized Development of Yield Zone Models.** AFFDL-TM-74-28-FBR, Wright Patterson Air Force Laboratory, 1974.

GAMBONI, O. C. (2011). **Estudo do fenômeno corrosão-fadiga em ligas de alumínio de aplicação aeronáutica,** 2011. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2011.

GENESIS 4 Fatigue 1.0. **Generator for Standardized load Sequences for Fatigue.** National Aerospace Laboratory NLR, Netherlands, (2001). Disponível em: <http://www.nlr.nl/downloads/genesis.zip> .

GRBOVIC, A.; RASUO, B. (2012). **FEM based fatigue crack growth predictions for spar of light aircraft under variable amplitude loading.** Engineering Failure Analysis, 26, 5-64.

HAFLEY, R.A. et al. (2011). **Evaluation of aluminum alloy 2050-T84. Microestruture and mechanical properties at ambient and cryogenic temperatures.** Hampton: NASA.

HARTER, J. A. **AFGROW Version 4.0012.15 - Users Guide and Technical Manual.** AFRL-VA-WP-TR-2008-XXXX, Air Force Research Laboratory , Ohio, July (2008).

HOCHHALTER, J. D. (2010). **Finite element simulations of fatigue crack stages in AA 7075-T651 microstructure.** 2010. Tese (Doutorado) - Cornell University, 2010.

INFANTE, V.; SILVA, J. M. (2011). **Case studies of computational simulations of fatigue crack propagation using finite elements analysis tools.** Engineering Failure Analysis 18, 616-624.

- JENSEN, B. E. (2015). **Numerical Analysis of Crack Propagation and Lifetime Estimation**. Thesis (MRes) - Aalborg University Esbjerg, Esbjerg, 2015.
- KHAN, S. U., ALDERLIESTEN, R. C., SCHIJVE, J., BENEDICTUS, R. **On the fatigue crack growth prediction under variable amplitude loading**. Computational & Experimental Analysis of Damaged Materials, Transworld Research Network, Kerala, India, pp. 77-105, (2007).
- LEONEL, E. D. **Método dos Elementos de Contorno aplicado à Análise de Sólidos Multifraturados**. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos: 2006.
- LIBARDI, R. (1984). **Efeito do N+9b na tenacidade a fratura em ligas do sistema Al-Zn-Mg**. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 1984.
- MACIEL, C.I. S. (2013). **Estudo da Tenacidade à fratura e propagação de trinca por fadiga em meio assistido da liga AA2050-T84**. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2013.
- MACIEL, C.I. S. (2018). **Estudo de fadiga e tenacidade de ligas de alumínio e alumínio-lítio soldadas por fricção-mistura (FSW) submetidas a atmosferas corrosivas e criogênicas**. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2018.
- MADENCI, E., & GUVEN, I. (2015). **The finite element method and applications in engineering using ANSYS®**. Springer.
- MALAFIA, A. M. de S. (2009) **Avaliação das propriedades mecânicas de tração e fadiga, com monitoramento de trinca s de juntas de untas de AL AA2024-T3 soldadas a ponto por fricção-mistura**. 2009. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2009.
- MARQUES, H. V. C. F. (1982). **Propriedades mecânicas de fadiga de ligas de alumínio de alta resistência**. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 1982.
- MARQUES, H. V. C. F. (1995). **Propriedades mecânicas de tração, tenacidade à fratura e propagação de trinca por fadiga em aços de alta resistência e baixa liga**. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 1995.
- MAZELLA, I. J. G. (2007). **Sobre metodologias de modelagem computacional de propagação de trincas por fadiga em fuselagens aeronáuticas**. Universidade de São Paulo, Escola Politécnica, 2007.
- MCCLUNG, R.; SEHITOGLU, H. (1989a). **On the finite element analysis of fatigue crack closure—1**. Basic modeling issues. Engineering Fracture Mechanics, 33(2), 237-252.
- MCCLUNG, R.; SEHITOGLU, H. (1989b). **On the finite element analysis of fatigue crack closure - 2**. Numerical results. Engineering Fracture Mechanics, 33(2), 253-272.

McEVILY A.J. (1988). **On closure in fatigue crack growth**. ASTM STP 982, American Society for Testing and Materials, p 35-43.

MELLO, A. W. S. JR. **Crack 2000 Program: Software for Practical Fracture Mechanics and Damage Tolerance Analysis**. User's Manual, CTA, São José dos Campos-SP, Brasil, (1998).

MESSIAS FILHO, A. A. (2006). **Estimativa da razão de carregamento a partir da análise fratógráfica da relação entre a altura e espaçamento inter-estrias de uma liga de Al aeronáutica AMS 7475-T7351**. 2006. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2006.

MIEDLAR P. C.; BERENS A. P.; GUNDERSON A.; GALLAGHER J.P. (2002). **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. Recuperado em 05-05-2015, de <http://www.afgrow.net/applications/DTDDHandbook/about.aspx>

MIRANDA, A. C. O. (2003) **Propagação de Trincas por Fadiga em Geometrias 2D Complexas sob Cargas Cíclicas Variáveis**. Rio de Janeiro, 2003. 106p. Tese de Doutorado - Departamento de Engenharia Civil, Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro.

MOREIRA A. E. A. (2017). **Análise do fechamento da trinca na liga AA2050 T84 submetida a carregamento de amplitude constante e variável**. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2017.

MORETO, J. A. (2012). **Propagação de Trinca por Fadiga em Ar e Solução Salina de Ligas de Al de Aplicação Aeronáutica**. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2012.

NASA Johnson Space; Southwest Research Institute. **NASGRO 4.0 Fracture Mechanics and Fatigue Crack Growth Analysis Software - Reference Manual**. San Antonio, TX: Southwest Research Institute, 2002.

NASGRO 4.0. **Fracture Mechanics and Fatigue Crack Growth Analysis Software**. Reference Manual, Southwest Research Institute, San Antonio, Texas, May (2002).

PADMADINATA U. H. **Investigation of Crack-Closure Prediction Models for Fatigue in Aluminum Sheet under Flight-Simulation Loading**. Tese de doutorado, Delft University of Technology, (1990).

PASCOAL JUNIOR, F. A. **Análise microestrutural, tenacidade a fratura e vida em fadiga das ligas AA7050-T7451 e AA2050-T84(Al-Li)**. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo 2014.

PEREIRA, L. E. (2005). **Propagação de trinca por fadiga em uma liga de alumínio 2024-T3 soldada por fricção-mistura FSW: o papel das tensões residuais**. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2005.

PROENÇA, S. P. B. (2008). **Introdução às Mecânicas do Dano e da Fratura– Capítulo IV: Elementos de Mecânica da Fratura**. Notas de Aula, Escola de Engenharia de São

Carlos, Universidade de São Paulo, São Paulo, 2008.

RICARDO, L. C. H. (2003). **Modelamento do fenômeno de abertura e fechamento de trincas em fadiga pelo método dos elementos finitos**. Tese de Doutorado, Escola Politécnica, Universidade de São Paulo, São Paulo, 2003.

RUCHERT, C. O. F. T. (2003). **Correlação estrias de fadiga com espectro de cargas em liga de alumínio aeronáutica SAE - AMS 7475 T7351**. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2003.

RUCKERT C. O. F. T. (2007). **Estudo da inferência de carregamento em histórias de vôos simulados na liga de Al aeronáutico SAE-AMS 7475 T7351**. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2007.

SARZOSA BURGOS, D. F. (2012). **Avaliação da vida à fadiga em materiais homogêneos e juntas soldadas incluindo efeitos de fechamento de trinca**. Tese (Doutorado). Escola Politécnica, Universidade de São Paulo, São Paulo, 2012.

SCHIJVE J.; BROEK D. (1962). **Crack Propagation Based on a Gust Spectrum with Variable Amplitude Loadin**. Aircraft Engineering, v. 34, p. 314-316.

SCHIJVE, J., VLUTTERS, A. M., ICHSAN, E PROVÓ KLUIT, J. C. **Crack Growth in Aluminum Alloy Sheet Material under flight-simulation Loading**. International Journal Fatigue 7, No.3, pp. 127-136, (1984).

SCHIJVE, J. (2001), **Fatigue of Structures and Materials**. 1ª ed. Nova Iorque, Kluwer Academic Publishers, 2001.

SILVA, V. F. (2004). **Comportamento da liga de alumínio A356-T6 fundida e tixoeextrudada sob fadiga isotérmica e termomecânica**. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2004.

SIQUEIRA, A. F.; BAPTISTA, C. A. R. P.; GUIMARÃES, O. L. C.; RUCHERT, C. O. F. T.; (2010). **Describing the total fatigue crack growth curves for aluminum alloys with an exponential equation**. Procedia Engineering, v. 2, p. 1905-1914.

SIPPEL, K.O.; WEISGERBER, D. **Flight by Flight Crack Propagation Test Results with Several Load Spectra and Comparison with Calculation According to Different Models**. ICAF, Darmstadt, 1977.

SOLANKI, K.; DANIEWICZ, S.; NEWMAN, J. (2004). **Finite element analysis of plasticity-induced fatigue crack closure: an overview**. Engineering Fracture Mechanics, 71(2), 149–171.

SPINELLI, D. (1974). **Superplasticidade em ligas de 'SN-CD'**. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 1974.

SPEAR, A. D. (2014). **Numerical and experimental studies of three-dimensional crack evolution in aluminum alloys: Macroscale to microscale**. Tese (Doutorado) - Cornell University, 2014.

TARPANI, J. R. (1991). **Avaliação da estabilidade de trincas em componentes estruturais**

por meio de parâmetro elasto-plástico integral-J e comparação com resultados obtidos via mecânica da fratura elástica-linear. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 1991.

TARPANI, J. R. (1995). **Curvas de resistência à propagação de trincas sob condição de tensão plana tendo como parâmetro de tenacidade a integral-J.** Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 1995.

TOTI, F. de A.. (2004). **Tenacidade à fratura dinâmica de uma liga de alumínio de alta resistência AMS 7475 T7351.** Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2004.

VAN DIJK, G. M., DE JONGE, J. B., LOWAK, H., SCHÜTZ, D., **FALSTAFF, A** **description of a Fighter Aircraft Loading Standard for Fatigue evaluation.** Joint publication by F+W (Switzerland), LBF and IABG (Germany) and NLR (The Netherlands), (1976).

WEERTMAN, J (1966). **Rate of growth of fatigue cracks calculated from theory of infinitesimal dislocations distributed on a plane.** International journal of fracture mechanics, v.2, p. 460-467.

WESTERGAARD, H.M. (1939). **Bearing pressures and cracks,** J. Appl. Mechanics n.6 49-53.

Anexo A – Coletânea de publicações

No decorrer do doutorado algumas publicações já foram realizadas ou estão em fase de desenvolvimento/publicação:

- Artigo 01 – Aceito, apresentado e publicado nos anais do congresso nacional de engenharia mecânica CONEM 2016, com o título **“Utilização de modelos numéricos para previsão de vida para carregamentos de amplitude variável em liga de alumínio aeronáutico SAE-AMS 7475-T7351”**.
- Artigo 02 – Aceito, apresentado e publicado nos anais do congresso nacional de engenharia mecânica CONEM 2016, com o título **“Método computacional para a simulação da taxa de crescimento de trinca por fadiga para liga de alumínio aeronáutico SAE-AMS 7475-T7351 sob carregamentos de amplitude constante”**.
- Artigo 03 – Aceito/mas não apresentado e não publicado por ausência de participação do autor no Congresso Brasileiro de Engenharia e Ciência dos Materiais – CBECiMat 2016, com o título: **“Estudo numérico da aceleração e do retardo na propagação de trinca por fadiga em ligas de alumínio de grau aeronáutico”**.
- Artigo 04 - Aceito, apresentado e publicado nos anais do Congresso Brasileiro de Engenharia e Ciência dos Materiais – CBECiMat 2018, com o título: **“Estudo da fadiga de liga de alumínio de grau aeronáutico AA2050 t84: simulação via método dos elementos finitos estendido”**.
- Artigo 05 - Aceito, apresentado e publicado nos anais do Congresso Brasileiro de Engenharia e Ciência dos Materiais – CBECiMat 2018, com o título: **“Estudo numérico da aceleração e do retardo na propagação de trinca por fadiga em ligas de alumínio de grau aeronáutico”**.
- Artigo 06 – Submetido para publicação em periódico internacional, com o título provisório **“On the use of NASGRO software to estimate fatigue life under constant and variable amplitude loadings in aluminum alloy SAE-AMS 7475-T7351”**.
- Artigo 07 – Submetido para publicação em periódico internacional, com o título provisório: **“Study of fatigue of aeronautical aluminium alloy aa2050 t84: simulation by extended finite element method”**.
- Resumo expandido 01 – Aceito, apresentado e publicado nos anais do XVII SICEM

SIMPÓSIO EM CIÊNCIA E ENGENHARIA DE MATERIAIS 2016, com o título **“Simulation of retardation caused by peak loading in aircraft-grade aluminum alloy SAE-AMS 7475-T7351”**.

- Resumo expandido 02 - Aceito, apresentado e a ser publicado nos anais do XVIII SICEM SIMPÓSIO EM CIÊNCIA E ENGENHARIA DE MATERIAIS 2017, com o título **“Fatigue crack propagation in aluminum alloy 2050: numerical analysis of acceleration and retardation”**.
- Resumo expandido 03 - Aceito, apresentado e publicado nos anais do XX SICEM SIMPÓSIO EM CIÊNCIA E ENGENHARIA DE MATERIAIS 2018, com o título **“Numerical analysis by the finite element method extended for a fatigue crack in aluminium alloy 2050 in CT specimen”**.

Apêndice A – Histórico NEMAF

SOBRE PESQUISAS CORRELATAS DO NEMAF

Este apêndice se presta a que retrata as pesquisas, relativas ao grupo do NEMAF, sobretudo aquelas originadas a partir do doutorado do Prof. Dirceu Spinelli. Como um relato histórico ele visa mostrar as pesquisas realizadas no NEMAF ligadas ao estudo de ligas de Al, e pesquisas importantes para a caracterização da história da área. Neste sentido se apresenta além de teses diretamente ligadas a Al aeronáutico, também as pesquisas que deram origem ao grupo via formação pelo pesquisador Spinelli, bem como outros professores de materiais que passaram pelo grupo e fazem parte do SMM também são aqui brevemente apresentadas.

No levantamento feito percebe-se que há quase três dezenas de dissertações e teses defendidas, com origem na tese desenvolvida pelo Prof. Dirceu, que dá origem ao que representa hoje o grupo de análise de falhas. A Figura AP.01-01 mostra um organograma apresentando os principais trabalhos desenvolvidos no laboratório, desde o surgimento do grupo, contanto apenas os trabalhos relativos ao material alumínio com exceção dos coloridos que ali estão ilustrados que mostram os docentes do SMM formados no grupo.

Este teve entre seus orientados, 4 docentes do programa, seja na forma direta de orientador ou co-orientador. No tocante ao próprio NEMAF, dois docentes em sequencia formaram o trio que encabeçou as pesquisas, Prof. Waldeck e Prof Cassius. Com o falecimento do Prof. Dirceu estes mantiveram a estrutura e ampliaram as pesquisas com o mesmo ainda em vida, e formaram o núcleo principal do NEMAF, com a atuação/formação de dezenas de outros pesquisadores.

Figura AP.01-01 Organograma das pesquisas principais desenvolvidas no âmbito do NEMAF.

Fonte: O autor.

1ª GERAÇÃO – PRIMÓRDIOS DO NEMAF

A Origem do NEMAF se confunde com o primeiro trabalho aqui apresentado, Spinelli (1974) realizou estudos referentes às condições de escoamento superplástico em ligas de Sn-Cd projetados por meio de tratamento termomecânico e recozimentos a várias temperaturas. A obtenção dos resultados se deu por intermédio de ensaios de tração isotérmicos com variações bruscas da velocidade de tração, feitos a várias temperaturas, tamanhos de grãos diferentes e na gama de taxa de deformação de 10^{-3} A 100 min^{-1} . Verificou-se ainda que a tensão de escoamento e a sensibilidade a taxa de deformação mostraram-se fortemente dependentes da taxa de deformação e do tamanho de grão. Quanto a tensão de escoamento e a sensibilidade máxima à taxa de deformação variou pouco com a temperatura. Já no que se refere ao tamanho de grão constante, variáveis mecânicas foram relativamente insensíveis à composição da liga. Os fatores que influenciam na porcentagem do alongamento total foram

investigados pelo mesmo e uma expressão relacionando o alongamento total com a sensibilidade à taxa de deformação e a geometria da amostra foi proposta. Dois métodos foram utilizados para cálculo das energias de processos de deformação os valores obtidos foram bastante concordantes. Após os estudos referentes às dependências da taxa de deformação, o autor pode propor a equação que fornece a taxa de rotação total, cujos resultados sugeriu o mecanismo responsável pela deformação na região superplástica. Assim, pode-se verificar qual seria o processo responsável pelo comportamento superplástico. O qual foi testado por mais uma comparação entre os cálculos obtidos para as taxas de deformação por totais aplicando o modelo dos resultados da taxa de formação obtidos experimentalmente.

Já sobre a tutela do Prof. Dirceu Spinelli, em Casteleti (1981) foram medidos e comparados os parâmetros de resistência e ductilidade de uma liga do sistema Fe-Mn-Al, com outras ligas dos sistemas Fe-Ni-Cr e Fe-Mn-Cr. Realizaram-se ensaios de tração realizados nas temperaturas entre 24°C e 815°C, os quais forneceram valores das tensões de resistência e escoamento bem elevados. O mesmo ocorreu com os resultados dos ensaios de dureza e tração feitos com a variação da porcentagem de redução a frio entre 0% e 80%. A temperatura de transição dúctil-frágil foi determinada e apresentou o valor mais alto do que o específico para as ligas do sistema Fe-Mn-Cr. Neste estudo, foram também medidas a resistência à oxidação às temperaturas de 700°C e 800°C e a resistividade elétrica na faixa de temperatura entre 90°C e 812°C para uma liga do sistema Fe-Mn-Al. A resistência à oxidação da liga a 700°C até 70 horas de tratamento foi próximo à do aço inoxidável AISI 304 e a 800°C foi inferior, os valores da resistividade elétrica foram superiores aos especificados para as ligas comerciais de Ni-Cr.

Também sobre a orientação do saudoso Prof. Dirceu, Marques (1982) estudou as propriedades de fadiga em quatro ligas de alumínio de alta resistência, laminadas a frio em 10 e 15%, solubilidade por 2,5 horas a 400°C, pré-precipitadas por 6 horas a 100°C e precipitação final á temperatura de 160° por 2 e 14 horas. Por meio das curvas tensões alternadas em função do log do número de ciclos para falhar (S_a/N_f), obtidas em ensaios com carregamento axial em tração-compressão, $r = -1$ e onda senoidal obteve-se que a liga 2 Nas condições de 10% de laminação a frio e duas horas de tratamento de precipitação apresentou melhores valores de resistência à fadiga. Constatou-se também que a presença de Nb aumentou de forma significativa os valores de resistência à fadiga para liga 2 nas condições de pico de dureza. Foram correlacionadas as propriedades de fadiga e as propriedades monotônicas das ligas estudadas, pela determinação do coeficiente de resistência à fadiga. Os

resultados obtidos deste parâmetro, se apresentaram mais elevados em relação aos valores de resistência verdadeira à fratura, obtidos nos ensaios monotônicos. Segundo o autor as microestruturas das ligas foram obtidas por metalografia ótica e observou-se a morfologia e tamanho de grãos entre as ligas 2 e 4 e as ligas 5 e 8. Todas as microestruturas das ligas 2 e 8 parecem não serem afetadas pelas condições diferentes tratamentos mecânicos e de precipitação enquanto que diferenças marcantes só observarem os nas ligas 4 e 5 nas diferentes condições de teste. Por meio da técnica de microscopia óptica e eletrônica de varredura observaram-se os aspectos da fratura transgranular, os estágios e propagação da trinca por fadiga na região dos corpos de prova fraturados por fadiga.

No estudo de Libardi (1984), os valores da tenacidade à fratura em deformação plana (K_{IC}), razão da resistência da amostra e as propriedades mecânicas de dureza e tração por determinadas em quatro ligas de Al-Zn-Mg, com e sem adição dos elementos da linha Cu, Cr e Nb. Os corpos de prova utilizados para determinação dos valores foram usinados após o tratamento térmico de solubilização a 460°C por 2,30 horas, pré-envelhecimento a 100°C por 6 horas e envelhecimento final a 160°C Nas condições de pico de dureza, 3 horas, e superenvelhecimento, 20 horas. Conforme o estudo, as ligas contendo Cu e Cr e as ligas contendo Cu, Cr e Nb apresentaram melhores valores do limite de escoamento e limite de resistência da condição de pico de dureza em relação à liga base (Al-Zn-Mg). Observou-se também que as ligas contendo em Nb apresentaram maior ductilidade nas condições de pico de dureza e superenvelhecimento. Em função do valor do parâmetro razão da resistência da amostra verificou-se que a Liga com adição de Cu, Cr e Nb apresentaram maior tenacidade à fratura nas condições de pico de dureza e superenvelhecimento. Exames de microscopia óptica e macrofractografia mostraram que a adição de Nb a liga base diminuiu o tamanho do grão. Por meio de técnicas de microscopia eletrônica de varredura observou-se que a morfologia da superfície de fratura na condição de melhor tenacidade para as ligas em estudo, exceto a liga, foi caracterizada pela presença de “dimples” na região de início de propagação da trinca por fadiga em flexão.

2ª GERAÇÃO – CRESCIMENTO DO NEMAF

Para analisar o comportamento mecânico em tração e à resistência à oxidação de aços inoxidáveis do sistema Fe-Mn-Cr, Bose Filho (1989) submeteu as ligas há um processo de fundição em forno de indução, quais foram forjadas e tratadas termicamente utilizando-se

várias velocidades de resfriamento. Em sequência o autor submeteu os materiais obtidos a análises metalográficas, ensaios de tração na temperatura ambiente e ensaio de oxidação contínua com intermissão ao ar nas temperaturas de 600°C, 700°C e 800°C. Os resultados então apontaram a existência da transformação de fase $\gamma - \epsilon$, não apresentam variação nas quantidades de fases austenita (γ) e epsilon (ϵ) com a mudança da velocidade de resfriamento. Bose Filho (1989) constatou ainda que os valores do limite de resistência e alongamento total das fases foram sempre iguais ou superiores aos especificados para os aços inoxidáveis austeníticos da série AISI 300. No entanto as ligas contendo Nb (nióbio) na sua composição apresentar os valores do limite de escoamento convencional superiores devido ao efeito do refino de grão. Quanto à resistência à oxidação estas se mostram somente razoáveis nas temperaturas em 600°C e 700°C quando comparados aos aços inoxidáveis comumente usados.

Em seu estudo Marques (1995) pondera acerca de trabalhos relacionados à compreensão do fenômeno de limiar de fadiga ou fator de intensidade de tensão limite (ΔK_0), os quais têm possibilitado a aplicação de medidas de segurança para evitar acidentes ou perdas. Para o autor o conhecimento mais aprofundado dos mecanismos que induzem ou promovem o fechamento de trinca por fadiga, auxilia na avaliação dos resultados obtidos para ΔK_0 e permite o conhecimento mais preciso deste valor, ao introduzir o parâmetro ΔK_0 , ef. Através destes estudos há possibilidade de se avaliar e substituir peças contendo falhas até o estabelecimento de prazos entre inspeções. O autor estudou o crescimento de trinca por fadiga para a liga aeronáutica 7050-T73651 com decaimento de ΔK para determinação de ΔK_0 . Para isso, foi considerado o efeito de fechamento de trinca para se verificar o valor de $\Delta K_{0,eff}$, para a orientação de laminação LT. Sendo verificada a eficiência das equações de Priddle e de Donahue para se prever o comportamento da curva da/dN versus ΔK em função dos parâmetros da equação de Paris e características do material.

Já no estudo de Tarpani (1995) são comparados os resultados analíticos de previsão de falha de um vaso nuclear (PWR) destinado à produção naval, contendo oito diferentes tipos de trinca, obtidos segundo a Mecânica da Fratura Elástica Linear (MFEL) e a correspondente Elasto-Plástica (MFEP). Os resultados do estudo são fornecidos em termos da pressão interna e do gradiente de deformações ao longo da espessura da parede do componente estrutural diretamente aplicáveis às condições impostas e desenvolvidas em ensaios isotérmicos de hidro-pressurização. Para o autor, o intenso efeito das dimensões dos corpos de prova e os

resultados obtidos a partir de ambas as abordagens, assim como papel determinante dos entalhes laterais nos ensaios da MFEP foram devidamente comprovados. Relação aos efeitos exercidos nos resultados de previsão de falha pelo tipo, profundidade e comprimento da trinca contida na parede do vaso de pressão, ficou demonstrada que as trincas de superfície são muito mais críticas que as sub-superficiais de idêntica profundidade e comprimento, assim como que as avaliações de integridade são muito mais sensíveis a mudanças na propriedade da trinca relativamente a alterações no seu comprimento. Foi verificado ainda, ainda segundo Tarpani (1995), a tendência da corrente do vazamento do meio pressurizante anteriormente à falha do vaso por instabilidade dúctil nos casos da presença das trincas mais profundas, independentemente de serem elas de superfície ou sub-superficiais e, novamente, de seu comprimento, contribuindo assim para a percepção visual da iminência da falha bem como para eventos de freamento de trinca dúctil, impedindo a falha catastrófica do vaso PWR. Por outro lado, trincas rasas ou menos profundos tendem a entrar no regime de instabilidade dúctil muito precocemente, com a essência da propagação se dando de modo instável, causando fratura rápida e súbita do vaso sem sinal anterior. Finalmente, foi comprovada nesse estudo a aplicabilidade da técnica analítica de normalização linear para o levantamento de curvas J-R para a avaliação de integridade estrutural de componentes robustos falhando modo que após considerável, e mensurável, crescimento estável de trinca. O fim do estudo foi proposto o ajuste logarítmico de dados de curvas J-R, em oposição ao hoje consensualmente utilizado via lei de potência, de modo a computar os efeitos do fenômeno de saturação de J, permitindo assim extrapolações conservativas e seguras para as condições em que se verifica a falha do componente nuclear.

3ª GERAÇÃO – CONSOLIDAÇÃO E EXPANSÃO DO NEMAF

Esta nova fase do laboratório é marcada pelo trabalho de Ruchert (2003), que discutiu a relação entre o espaçamento inter-estrias, isto é, a taxa de propagação da trinca microscópica SL (local) e SP (projetada) e a taxa de propagação da trinca microscópica, da/dN, obtido após o ensaio de propagação de trinca por fadiga. Corpos de prova compacto C(T) foram extraídos na orientação LT do centro de uma placa laminada de liga de alumínio SAE-AMS 7475 T7351 onde posteriormente foram realizados ensaios de fadiga sobre carga ou ΔK constantes, à temperatura ambiente de acordo com a Norma ASTM-E647 (1993). Para o ensaio sobre carga constante foram obtidos os dados do estágio II e III na curva de Paris.

Para o ensaio de fadiga sobre ΔK constante, quatro níveis de ΔK foram utilizados com taxas de crescimento de trinca variando entre 0,15 a 2,4 $\mu\text{m}/\text{Ciclo}$. Adicionalmente foram realizados ensaios de tenacidade à fratura, K_{IC} nas direções LT e TL conforme a norma ASTM-E1820 (1999). A análise fotográfica por microscopia eletrônica de varredura foi conduzida no ensaio de fadiga a ΔK constante para determinar os espaçamentos inter-estrias. As taxas de propagação macroscópica e microscópica foram comparadas e boas correlações foram obtidas para um intervalo entre 0,1 a 1,0 mm/ciclo. Através da técnica de Berkovitz, o espectro de carregamento foi estimado através da técnica de parametrização do fator K e os resultados foram comparados aos carregados pela máquina de ensaio. Utilizando o espaçamento inter-estrias local, SL, e para valores de Delta K menores que 23 MPa m^{1/2} (região de Paris), a estimativa de carregamento que exibiu um erro menor que 15%. As vidas estimadas em propagação fornecidas pelas taxas microscópicas de propagação de trincas foram comparadas a vida real de propagação obtida a partir da taxa de propagação de trinca macroscópica e o erro absoluto entre ambos os valores foi menor que 15,7%. Esses resultados sugerem que a vida em fadiga e o espectro de carga podem ser adequadamente estimados utilizando o espaçamento inter-estrias local, SL.

No trabalho de Silva (2004) os gradientes térmicos induzidos no interior de componentes sujeitos a variação de temperatura durante o período de funcionamento podem provocar a ocorrência de tensões e deformações internas. A repetição desses ciclos térmicos pode causar a nucleação e a propagação de trincas por um processo denominado fadiga termomecânica. Em seu trabalho o referido autor apresenta um estudo sobre o comportamento da liga de alumínio A356-T6, processada nas condições fundida e sob fadiga isotérmica e termomecânica. Assim, neste estudo foram realizados ensaios de fadiga de baixo ciclo isotérmico para as temperaturas de 120 e 280°C, e ensaios de fadiga termomecânica em-fase e fora-de-fase para faixa de temperatura de 120 a 280°C. O material apresentou melhor desempenho em fadiga nas condições isotérmica e anisotérmica (Termomecânica) devido a uma microestrutura globular com menor nível porosidade.

Em Pereira (2005) um estudo sobre propagação de trinca por fadiga em uma liga de alumínio 2024-T3 soldada por fricção-mistura (FSW), cujas tensões residuais resultantes do processo de soldagem foram qualificadas pelo Método de Flexibilidade ao Entalhe (Entalhe Incremental), Pereira (2005), identificou valores negativos do fator de intensidade de tensão devido à tensão residual que reduz a taxa de propagação pela queda dos valores da

variação do fator de intensidade de tensão efetiva e da razão de tensão efetiva. Aplicando a comparação entre a previsão baseada no método da razão de carga efetiva e os valores experimentais, o autor sugere que a taxa de propagação é afetada por uma interação entre tensões residuais, microestrutura e relaxação de tensões. Assim, após um ensaio de propagação de trincas por fadiga de alto ciclo, verificou-se que a magnitude da relaxação de tensões depende principalmente do nível de tensão aplicada e do perfil inicial de tensões residuais. Concluindo o estudo após uma análise fotográfica, o mesmo indica que tanto para o material base quanto para a junta soldada o mecanismo de fratura consiste em nucleação, crescimento e coalescimento de microvazios, assim, na superfície de fratura das juntas soldadas em fadiga e propagação de trinca por fadiga foi possível verificar a presença de finas estrias e pequenos microvasos na região do cordão, decorrentes provavelmente, segundo o autor, do processo de soldagem.

Em seu trabalho de doutorado Ruchert (2007) discutiu o estudo da inferência de carregamento e a reconstrução fotográfica da taxa de propagação da trinca por fadiga em histórias de voos simulados do tipo Twist, mini-Twist, Falstaff e mini-Falstaff. O material estudado foi uma liga de alumínio de grau aeronáutico SAE-AMS 7475 T7351 na qual foram obtidas as propriedades mecânicas a partir dos ensaios de tração e dureza, análise química, metalográfica. Foram realizados ensaios de amplitude constante de carregamento em corpos de prova com geometria tipo C(T) extraídos de um bloco e ensaios de amplitude variável em corpos de prova com geometria tipo M(T) extraídos de uma placa. 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 vs. ΔK) 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). Foram realizados dois tipos de ensaios de fadiga com amplitude constante de carregamento. Primeiro, o ensaio com amplitude constante para obtenção dos dados dos estágios II e III das curvas da/dN vs. ΔK 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, H/s e a razão de carregamento R . Adicionalmente foram realizados ensaios de tenacidade à fratura, nas direções L-T e T-L, conforme a norma ASTM-EI 820 (1999). As taxas de propagação macroscópica e microscópica foram comparadas e boas correlações foram obtidas para um intervalo entre 0,1 a 1,0 $\mu m/ciclo$, mesmo com distintos R . Através da

técnica proposta por Berkovitz (1995), o espectro de carregamento foi estimado para distintos valores de R , através da técnica de parametrização do fator K e os resultados foram comparados ao espectro de carregamento real imposto pela máquina de ensaio. 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 servohidráulica de ensaios dinâmicos. A partir destes ensaios notou-se que suprimir os voos com os carregamentos menos severos influencia muito a vida da propagação da trinca de fadiga, quando voos simulados do tipo Twist e mini-Twist, fato este não observado para o Falstaff e mini-Falstaff. Foi possível observar também o efeito da aceleração e desaceleração da trinca por fadiga observando os gráficos de $d2a/dvôo$ vs. a obtidos dos ensaios de amplitude variável. Foi realizado um estudo da superfície de fratura do CP05 por meio da técnica fractográfica do reconhecimento de blocos marcadores sendo possível mostrar uma satisfatória reconstituição da taxa de propagação da trinca por fadiga de voo simulado do tipo Falstaff por meio de medidas das marcações na superfície de fratura dos voos mais severos, realizadas em imagens obtidas por MEV.

O objetivo principal de Malafaia (2009) foi à determinação dos parâmetros de soldagem a ponto pelo processo de fricção-mistura (FSSW) em uma liga de alumínio AA2024-T3, pela comparação de resultados obtidos em ensaios de cisalhamento e arrancamento em tração e ensaio de fadiga em juntas sobrepostas, contudo o mesmo realizou ensaios nas mesmas condições em juntas rebitadas da mesma linha para comparação de propriedades mecânicas. Dentre os principais parâmetros do processo FSSW o autor explorou principalmente: profundidade de penetração e rotação da ferramenta. Ensaio de cisalhamento em tração possibilitaram a determinação da resistência ao cisalhamento das juntas soldadas a ponto, que apresentaram valores inferiores, mas próximos aos obtidos nas juntas rebitadas. Ensaio de fadiga foram executados sob controle de carga, com razão de carga $R=0,1$, em corpos de prova confeccionados com os parâmetros que geraram os melhores resultados em ensaios de cisalhamento em tração. Também foi utilizada uma técnica de monitoramento de defeitos (MVC) para as juntas soldadas, baseada na diferença de pressão de vácuo, apresentando então bons resultados. O autor então conclui que apesar de resultados similares em ensaio de cisalhamento em tração, as juntas soldadas apresentam vida relativamente inferior nos ensaios de vida em fadiga, quando comparadas com as juntas rebitadas.

O trabalho de (Gamboni, 2011) objetiva analisar novas ligas Al que estão no mercado,

comparando o comportamento mecânico de fadiga e baixo ciclo e eletroquímico das ligas de alumínio 2525 T3 e 7050 de T7451 utilizadas pela EMBRAER, com os das ligas T851 2198 e 7081 T73511. O autor realizou ensaios de nucleação de trincas por fadiga ao ar e espécimes pré-condicionados por 15 dias em névoa salina 5%, para obtenção de curvas S-N. Curvas de polarização potenciodinâmicas foram obtidas para investigação eletroquímica do comportamento das ligas em um ambiente corrosivo, também foram feitos ensaios de resistência à tração e dureza. O autor realizou duas séries de testes onde na primeira mostra-se que as ligas são menos susceptíveis a corrosão por pites, por apresentarem valores de E_{pit} mais positivos do que as ligas da segunda série. Porém, seus valores de j_{corr} também são mais positivos, o que aumenta a velocidade de corrosão nas ligas, uma vez iniciado o processo. Para Otávio (2011), tal fato se deve a presença de precipitados de elementos de liga que agem de modo a elevar o potencial para valores mais altos. Já com relação ao comportamento em fadiga das ligas pré-condicionadas em ambientes salinos foi inferior em relação ao comportamento das ligas mantidas ao ar. Os pites funcionaram como concentradores de tensão, aumentando a ocorrência de nucleação de trincas de fadiga. A resistência à fadiga ao ar das ligas estudadas foi ligeiramente inferior aos das ligas bases. Contudo, as quatro curvas obtidas para os espécimes pré-condicionados apresentaram-se superpostas. Isso indica que a ação dos pites rege o mecanismo de nucleação das trincas, enquanto que em ar, adiciona-se a ação do acabamento superficial.

Moreto (2012) em seu estudo objetivou avaliar os processos de corrosão e corrosão-fadiga nas ligas 2198-T851 e 7081-T73511, que são promissoras substitutas das ligas 2524-T3 e 7050-T7451 normalmente utilizada pela indústria aeronáutica. Assim o mesmo utilizou as técnicas de potencial de circuito aberto (PCA), polarização potenciodinâmica, polarização potenciodinâmica em eletrodo cilíndrico rotatório, espectroscopia de impedância eletroquímica (EIE), eletrodo vibratório de alta resolução (SVET) e mapeamento de potencial (SKP) para esclarecer e quantificar os mecanismos de corrosão destas ligas de alumínio. O autor então realizou ensaios de fadiga e corrosão-fadiga com uma razão de carga (R) de 0,1 e frequência de 15 Hz em ar e 0,1 Hz em meio de névoa salina. As amostras antes e após os testes de corrosão e corrosão-fadiga foram analisadas usando microscopia eletrônica de varredura (MEV). As características localizadas das quatro ligas estão essencialmente relacionadas com a existência de compostos intermetálicos que, devido à sua natureza diferente, podem ser catódicos ou módicos em relação à matriz de alumínio. Os resultados de corrosão-fadiga encontrados pelo autor mostraram uma rápida redução no limite de fadiga

para as ligas da série 2XXX e 7XXX. Essa redução, explica o autor, pode ser atribuída à formação de cavidades de corrosão (pites), e considerando o estágio de propagação de trinca, o ambiente salino aumentou a taxa de crescimento de trinca para um mesmo intervalo de fator de intensidade de tensão.

Para Chemin (2012) a análise da vida em fadiga em amplitude variável associada à corrosão é bastante complexa, devido a combinações entre as interações eletroquímicas ocorridas, tendo em vista a exposição da frente da trinca à névoa salina somada aos efeitos deletérios do carregamento de amplitude variável. Desta feita, a autora, neste estudo, tem objetivo de avaliar a vida em fadiga da liga 7475 T7351, utilizando carregamento de voos simulados TWIST e FALSTAFF e submetida a névoa salina a 3,5 e 5%. Para isso, foram executados ensaios eletroquímicos, para verificar o potencial de corrosão dessa liga e análise microestrutural para verificar a formação de pits. Já os ensaios de crescimento de trinca por fadiga foram executados com carregamento de voos simulados e os parâmetros para o sistema de geração de névoa salina foram determinados experimentalmente. As curvas de crescimento de trinca e taxa de propagação em névoa salina foram comparadas às curvas em ar, as quais também foram obtidas sob as mesmas condições de carregamento. Observou-se então que para os ensaios em névoa salina, a trinca rompeu com maior número de voos em relação às curvas em ar.

No seu estudo Maciel (2013) devido à importância do conhecimento sobre o comportamento do material estrutural perante ambientes corrosivo ou de baixa temperatura para a avaliação da vida útil de aeronaves, faz-se necessário avaliar o comportamento da liga AA2050-T84 sob ponto de vista de corrosão-fadiga e tenacidade à fratura em criogenia e, correlacionar com a microestrutura e fractografia através ensaios mecânicos e de tenacidade à fratura em temperatura ambiente e criogênica. A autora determinou as condições de ensaios próximas a de serviço a que o material será inserido sendo, para criogenia -54°C e para os ensaios de propagação de trinca por fadiga em atmosfera ambiente e névoa salina com concentração de solução de 3,5% e 5% NaCl, frequência de 15Hz e razões de carga $R=0,1$ e $0,5$. Os resultados em criogenia mostraram que há melhora nas propriedades trativas e estabilidade na tenacidade, pois o material retém ductilidade com o decréscimo da temperatura. Já os ensaios de propagação de trinca por fadiga foram executados com ΔK decrescente e os parâmetros para geração de névoa salina foram determinados experimentalmente. As curvas de crescimento de trinca e determinação do fator limite foram comparadas quanto à razão de carga e atmosfera de ensaio. A autora observou ainda que para

os ensaios de propagação de trinca por fadiga a presença da névoa salina acelera a taxa de propagação e resultam em um fator limite menor.

Para Bonazzi (2013) as novas ligas de alumínio que contém lítio são atraentes devido à sua baixa densidade, alto módulo elástico, elevada resistência mecânica e por terem boa resistência à corrosão em comparação com ligas similares que não contém lítio. A degradação do material devido à fadiga e corrosão são os dois principais fatores que contribuem para o envelhecimento de uma aeronave. Assim, o autor objetiva em seu trabalho estudar a resistência à fadiga de uma nova liga de Al-Li, denominada de AA 2050-T84, considerando os estágios de nucleação e de propagação. No primeiro caso são avaliados o efeito da variação do concentrador de tensão (k_t) e o efeito da razão de tensões (R), enquanto que no segundo caso são estudados os efeitos da direção de laminação e da razão de tensões (R) na taxa de propagação da trinca por fadiga. Para o estágio de iniciação é possível observar que quanto maior o valor de R , menor é a vida em fadiga. Para um R constante, o concentrador de tensão reduz significativamente a vida em fadiga. Considerando a vida de propagação de trinca por fadiga, observa-se que, independente da direção de laminação, quanto maior o valor de R , para um mesmo ΔK , maior foi a taxa de propagação de trinca. Para um mesmo R , o expoente m da equação de Paris é maior na direção TL indicando maior velocidade de crescimento de trinca. Independentemente da direção tomada, quanto maior o valor de R maior o valor de m . Assim o autor conclui que o modelo matemático utilizado previu muito bem o efeito de R na taxa de propagação de trinca. A liga AA 2050 apresenta resistência à fadiga similar as ligas das famílias 2XXX e 7XXX e similar à da liga Al-Li AA 2198 T8.

Já Pascoal Júnior (2014) realizou um estudo comparativo entre as ligas AA7050-T7451 e AA2050-T84, bem como entre as direções L-T e T-L para analisar o comportamento das ligas, quando submetidos à temperatura ambiente e criogênica. Para realizar a análise comparativa entre as ligas e entre as direções, o autor utilizou corpos de prova tipo C(T) (*Compact Tension*), pré-trincados em fadiga. A análise comportamental das ligas foi avaliada através dos ensaios de tenacidade à fratura, K_{IC} , Curva K_R , fadiga, da/dN . A microestrutura foi caracterizada através da microscopia ótica, microscopia eletrônica de varredura e microscopia eletrônica de transmissão. Nessas condições foi observada pelo autor que, na direção L-T há uma maior resistência à propagação da trinca em relação à direção T-L, no que diz respeito à Curva K_R , tanto para temperatura ambiente quanto para temperatura criogênica. E quando o mesmo comparou as duas ligas na direção L-T em temperatura ambiente, ambas apresentaram um fator de intensidade de tensão similar. Os resultados dos ensaios de fadiga

então mostraram que a direção T-L é mais sensível à razão de carga e a análise dos resultados entre as direções L-T e T-L, conclui que as duas ligas apresentaram comportamento anisotrópico.

Em seu mestrado Barbosa (2017) discorre que os principais fatores modificadores extrínsecos e intrínsecos da taxa de propagação de trincas na liga AA7050-T7451 foram avaliados para fornecer subsídios para projetistas de estruturas aeronáuticas, com base na filosofia de tolerância ao dano. A metodologia experimental consistiu em ensaiar corpos de prova do tipo *compact tension* (CT) da liga nas direções de laminação TL e LT, para verificar seu comportamento sob diferentes razões de tensões, forma de onda e condição ambiente. Neste estudo, o autor analisou os valores de razão de tensão 0,1 e 0,5, onde as formas de onda foram, senoidal e trapezoidal ou de Dwell, em condições normais de laboratório, ao ar, e névoa salina 3,5% NaCl, em massa, para simular um ambiente marinho. No caso dos ensaios Dwell, os resultados foram conferidos pelo método de queda de potencial eléctrico (QPE), além do método de flexibilidade elástica. Usando os coeficientes de Walker calculados a partir dos resultados obtidos, pôde-se projetar com precisão o comportamento da propagação de trinca na região de Paris e prever a vida em fadiga usando os diagramas da/dN e S-N para diferentes valores da razão de tensões. Segundo o referido autor, o ambiente corrosivo aumenta tanto a taxa de propagação de trinca, quanto o valor de ΔK_{th} por causa da formação de óxidos na trajetória da trinca, que geram um efeito de fechamento sobre a mesma. Quanto à forma de onda, o autor verificou-se que o carregamento Dwell diminui a taxa de propagação de trinca, diminuindo a inclinação das curvas $\log (da/dN)$ versus $\log (\Delta K)$ na região de Paris, ao invés de deslocá-la paralelamente como ocorre com ligas de titânio. A mudança da direção de laminação de LT para TL aumenta a taxa de propagação de trinca por fadiga (PTF) tanto na região de *threshold*, quanto na região de Paris, onde a mudança de taxa é pequena.

Por fim, o doutorado de Chemin (2017) teve como foco analisar a propagação de trinca por fadiga da liga AA2050 T84 submetida a carregamentos constantes e variáveis. Para isso o autor dividiu os ensaios em três grupos: Grupo I onde se determinou o Limiar e a região de Paris; Grupos II (constante, sobrecarga e sobrecarga-compressão) e III (voos simulados) ambos com objetivo de determinar a deformação e o fechamento de trinca. Os resultados dos ensaios do Grupo I mostraram uma região de transição entre o Limiar e Paris, a qual é resultado da oxidação que o meio provoca nessas ligas. Os resultados dos ensaios do Grupo II mostraram a vida em fadiga foi superior para os ensaios com sobrecarga seguido dos ensaios com sobrecarga-compressão e constante. Para esses ensaios o nível de deformação não

promoveu fechamento de trinca. Para os ensaios do Grupo III, observou-se que houve o fechamento de trinca em alguns eventos de desaceleração, mas não foi predominante. Chemin (2017), conclui ainda que as análises mostraram que teorias como a de zona de escoamento e de fechamento de trinca dependem da resposta do material quando submetido a um determinado carregamento. Esse fato pode ser analisado por meio das deformações medidas em ambos os grupos. Ainda segundo o autor, para uma mesma distância entre *strain gages*, observou-se que a diferença de deformação entre os sensores foi maior no Grupo II do que no Grupo III, ou seja, os ensaios do Grupo II (sobrecarga e sobrecarga-compressão) tiveram sua frente de trinca não apenas deformada plasticamente, como possivelmente encruada, o que levou ao não fechamento de trinca. Para os ensaios do Grupo III, os quais apresentaram o fechamento de trinca, a diferença nos níveis de deformação entre os sensores foi menor o que levou a concluir que, para os ensaios executados, o fechamento de trinca está associado a uma distribuição de dano e não ao tamanho ou extensão da zona plástica.

Apêndice B – Script's e Modelos

SCRIPT MODELO CT – ENSAIO DE K_{IC}

```
# === Módulos ===

from part import *
from material import *
from section import *
from assembly import *
from step import *
from interaction import *
from load import *
from mesh import *
from job import *
from sketch import *
from visualization import *
from connectorBehavior import *

#####-----
#Modelo referente a replicação do ensaio de Kic
##-----
# === Parâmetros===
modelName = 'CT_Kic'
length = 0.0635                # CT length
radius = 0.00635               # hole radius
height = 0.0610                # CT height
width = 5.0e-03                # CT width
Comp_1 = 0.0368                # Fenda inicial
Tx_ps = 0.80                   # Posição relativa dos furos
YM = 75e+09                    # Young's modulus
NU = 0.3                       # Poisson's ratio
GI = 23408.0                   # Fracture energy
ETA = 1.0                      # B-K exponent
MAXPS = 22.0e+07               # Damage initiation
DTOL = 0.01                    # Damage tolerance
#-----
```

```

# === Criação de modelo ===
Mdb()
viewportName = session.Viewport(name=modelName)
viewportName.makeCurrent()
viewportName.maximize()
plateModel = mdb.Model(name=modelName)
del mdb.models['Model-1']
#-----
# === Criação de Segmentos ===
plateSketch = plateModel.ConstrainedSketch(name='plateProfile',
sheetSize=height)
plateSketch.setPrimaryObject(option=STANDALONE)
plateSketch.sketchOptions.setValues(decimalPlaces=3)
plateSketch.ConstructionLine(angle=90.0, point1=(0.0, 0.0))
plateSketch.Line(point1=(0.0, 0.0), point2=(0.0, height))
plateSketch.Line(point1=(0.0, height), point2=(length, height))
plateSketch.Line(point1=(length, height), point2=(length, height/2.0+0.001))
plateSketch.Line(point1=(length, height/2.0+0.001), point2=(length-Comp_1+0.001,
height/2.0+0.001))
plateSketch.Line(point1=(length-Comp_1+0.001, height/2.0+0.001),
point2=(length-Comp_1, height/2.0))
plateSketch.Line(point1=(length-Comp_1+0.001, height/2.0-0.001),
point2=(length, height/2.0-0.001))
plateSketch.Line(point1=(length-Comp_1, height/2.0),
point2=(length-Comp_1+0.001, height/2.0-0.001))
plateSketch.Line(point1=(length, height/2.0-0.001), point2=(length,0.0))
plateSketch.Line(point1=(length, 0.0), point2=(0.0,0.0))
plateSketch.CircleByCenterPerimeter(center=(Tx_ps*length,
(height+height/2.0+0.001)/2.0), point1=(Tx_ps*length+radius,
(height+height/2.0+0.001)/2.0))
plateSketch.CircleByCenterPerimeter(center=(Tx_ps*length,
(height/2.0-0.001)/2.0), point1=(Tx_ps*length+radius,(height/2.0-0.001)/2.0))
#plateSketch.CircleByCenterPerimeter(center=(length/2.0,height/2.0),
point1=(length/2.0+radius,height/2.0))
platePart = plateModel.Part(dimensionality=TWO_D_PLANAR, name='plate',
type=DEFORMABLE_BODY)
platePart.BaseShell(sketch=plateModel.sketches['plateProfile'])
plateSketch.unsetPrimaryObject()
del plateSketch
#-----
# === Separação das partes para o meshing ===
f1 = platePart.faces.findAt((length/2.0, 0.0, 0.0))
t1 = platePart.MakeSketchTransform(sketchPlane=f1, origin=(0.0, 0.0, 0.0))
plateSketch = plateModel.ConstrainedSketch(gridSpacing=0.01,
name='partitionProfile',
sheetSize=height, transform=t1)
plateSketch.setPrimaryObject(option=SUPERIMPOSE)
plateSketch.sketchOptions.setValues(decimalPlaces=3)
platePart.projectReferencesOntoSketch(filter=

```



```

COPLANAR_EDGES, sketch=plateSketch)
plateSketch.Line(point1=(Tx_ps*length,(height+height/2.0+0.001)/2.0),
point2=(length, height))
plateSketch.Line(point1=(Tx_ps*length,(height+height/2.0+0.001)/2.0),
point2=(length, height/2.0+0.001))
plateSketch.Line(point1=(Tx_ps*length,(height+height/2.0+0.001)/2.0),
point2=(length-Comp_1+0.001, height/2.0+0.001))
plateSketch.Line(point1=(Tx_ps*length,(height+height/2.0+0.001)/2.0),
point2=(length-Comp_1+0.001, height))
plateSketch.Line(point1=(length-Comp_1+0.001, height), point2=
(length-Comp_1+0.001, height/2.0+0.001))
plateSketch.Line(point1=(Tx_ps*length,(height/2.0-0.001)/2.0), point2=
(length-Comp_1+0.001, height/2.0-0.001))
plateSketch.Line(point1=(Tx_ps*length,(height/2.0-0.001)/2.0), point2=
(length,0.0))
plateSketch.Line(point1=(Tx_ps*length,(height/2.0-0.001)/2.0), point2=
(length, height/2.0-0.001))
plateSketch.Line(point1=(Tx_ps*length,(height/2.0-0.001)/2.0), point2=
(length-Comp_1+0.001, 0.0))
plateSketch.Line(point1=(length-Comp_1+0.001, 0.0), point2=
(length-Comp_1+0.001, height/2.0-0.001))
plateSketch.Line(point1=(length-Comp_1, height/2.0),
point2=(length-Comp_1, height))
plateSketch.Line(point1=(length-Comp_1, height/2.0),
point2=(length-Comp_1, 0.0))
plateSketch.Line(point1=(length-Comp_1+0.001, height/2.0+0.001),
point2=(0.0, height/2.0+0.001))
plateSketch.Line(point1=(length-Comp_1+0.001, height/2.0-0.001),
point2=(0.0, height/2.0-0.001))
latePart.PartitionFaceBySketch(faces=f1, sketch=plateSketch)
plateSketch.unsetPrimaryObject()
del plateSketch
#-----
# === criação de geometria ===
platePart.Set(faces=platePart.faces[:], name='All')
e1 = platePart.edges.findAt(( (0.0, radius+length, 0.0), ))
e1 += platePart.edges.findAt(( (0.0, -radius-length, 0.0), ))
platePart.Set(edges=e1, name='xsymm')
e1 = platePart.edges.findAt(( (Tx_ps*length,
(height+height/2.0+0.001)/2.0-radius, 0.0), ))
e1 += platePart.edges.findAt(( (Tx_ps*length,
(height+height/2.0+0.001)/2.0+radius, 0.0), ))
e1 += platePart.edges.findAt(( (Tx_ps*length-radius,
(height+height/2.0+0.001)/2.0, 0.0), ))
e1 += platePart.edges.findAt(( (Tx_ps*length+radius,
(height+height/2.0+0.001)/2.0, 0.0), ))
e1 += platePart.edges.findAt(( (Tx_ps*length+radius*cos(pi/90.0),
(height+height/2.0+0.001)/2.0+radius*sin(pi/90.0), 0.0), ))
platePart.Set(edges=e1, name='top')

```

```

e1 = platePart.edges.findAt(( Tx_ps*length,(height/2.0-0.001)/2.0+radius, 0.0), ))
e1 += platePart.edges.findAt(( Tx_ps*length,(height/2.0-0.001)/2.0-radius, 0.0), ))
e1 += platePart.edges.findAt(( Tx_ps*length-radius,(height/2.0-0.001)/2.0, 0.0), ))
e1 += platePart.edges.findAt(( Tx_ps*length+radius,(height/2.0-0.001)/2.0, 0.0), ))
e1 += platePart.edges.findAt(( Tx_ps*length+radius*cos(pi/90.0),(height/2.0-
0.001)/2.0+radius*sin(pi/90.0), 0.0), ))
platePart.Set(edges=e1, name='bottom')
#-----
# === Parâmetros do Material ===
plateMatl = plateModel.Material(name='2050')
plateMatl.Elastic(table=((YM, NU), ))
plateMatl.MaxpsDamageInitiation(table=((MAXPS, ), ), tolerance=DTOL)
plateModel.HomogeneousSolidSection(material='2050',
name='solid', thickness=width)
#-----
# === Determinação de secções e orientações ===
platePart.MaterialOrientation(fieldName="", localCsys=None,
orientationType=GLOBAL, region=
    platePart.sets['All'], stackDirection=STACK_3)
platePart.SectionAssignment(region=platePart.sets['All'], sectionName='solid')
#-----
# === Determinação de parâmetros de rede ===
# Escolha do Elemento Finito
platePart.setElementType(elemTypes=(ElemType
(elemCode=CPE4, elemLibrary=STANDARD),
    ElemType(elemCode=CPE3, elemLibrary=STANDARD))),
regions=platePart.sets['All'])
# Técnica de Malha
platePart.setMeshControls(elemShape=QUAD, regions=platePart.faces[:],
technique=STRUCTURED)
# Parâmetros de Divisões de Rede de Elementos
ex = 20; ey_a = 20; ey_b = 6; ey_c = 7;
#L1(0.0, 0.0), point2=(0.0, height))
#L2(0.0, height), point2=(length, height))
#L3(length, height), point2=(length, height/2.0+0.001))
#L4(length, height/2.0+0.001), point2=
(length-Comp_1+0.001, height/2.0+0.001))
#L5(length-Comp_1+0.001, height/2.0+0.001),
point2=(length-Comp_1, height/2.0))
#L6(length-Comp_1+0.001, height/2.0-0.001),
point2=(length, height/2.0-0.001))
#L7(length-Comp_1, height/2.0), point2=
(length-Comp_1+0.001, height/2.0-0.001))
#L8(length, height/2.0-0.001), point2=(length,0.0))
#L9 (length, 0.0), point2=(0.0,0.0))
#C1 center=(Tx_ps*length,(height+height/2.0+0.001)/2.0),
point1=(Tx_ps*length+radius,(height+height/2.0+0.001)/2.0))
#C2 center=(Tx_ps*length,(height/2.0-0.001)/2.0),
point1=(Tx_ps*length+radius,(height/2.0-0.001)/2.0))

```

```

e1 = platePart.edges.findAt( ((0.0, height/4.0, 0.0),)
,((0.0, 3.0*height/4.0, 0.0),) , ((length, height/4.0, 0.0),)
,((length, 3.0*height/4.0, 0.0),) ,
((length-Comp_1, height/4.0, 0.0),)
,((length-Comp_1, 3.0*height/4.0, 0.0),) ,
((length-Comp_1+0.001, height/4.0, 0.0),)
,((length-Comp_1+0.001, 3.0*height/4.0, 0.0),) ,
((Tx_ps*length, height, 0.0),)
,((Tx_ps*length, 0.0, 0.0),) , ((Tx_ps*length, height/2.0+0.001, 0.0),)
,((Tx_ps*length, height/2.0-0.001, 0.0),) )
platePart.seedEdgeByNumber(edges=e1, number=ex,constraint=FIXED)
e1 = platePart.edges.findAt( ((Tx_ps*length-radius,
(height+height/2.0+0.001)/2.0, 0.0),) ,((Tx_ps*length,
(height+height/2.0+0.001)/2.0+radius, 0.0),) ,
((Tx_ps*length,(height+height/2.0+0.001)/2.0-radius, 0.0),) ,)#
platePart.seedEdgeByNumber(edges=e1, number=ex,constraint=FIXED)
e1 = platePart.edges.findAt( ((Tx_ps*length-radius,(height/2.0-0.001)/2.0, 0.0),)
,((Tx_ps*length,(height/2.0-0.001)/2.0+radius,0.0),) ,
((Tx_ps*length,(height/2.0-0.001)/2.0-radius, 0.0 ),) ,)
platePart.seedEdgeByNumber(edges=e1, number=ex,constraint=FIXED)
e1 platePart.edges.findAt( ((Tx_ps*length+radius*cos(pi/90.0),
(height+height/2.0+0.001)/2.0+radius*sin(pi/90.0), 0.0),)
,((Tx_ps*length+radius*cos(pi/90.0),
(height+height/2.0+0.001)/2.0-radius*sin(pi/90.0), 0.0),) ,)#
platePart.seedEdgeByNumber(edges=e1, number=ex/2,constraint=FIXED)
e1 = platePart.edges.findAt( ((Tx_ps*length+radius*cos(pi/90.0),(height/2.0-
0.001)/2.0+radius*sin(pi/90.0), 0.0),)
,((Tx_ps*length+radius*cos(pi/90.0),
(height/2.0-0.001)/2.0-radius*sin(pi/90.0), 0.0),) ,)#
platePart.seedEdgeByNumber(edges=e1, number=ex/2,constraint=FIXED)
#e1 = platePart.edges.findAt( ((length, height/4.0, 0.0),),(length, -height/4.0, 0.0),) ,
# ((0, height/4.0, 0.0),),(0, -height/4.0, 0.0),) )
#platePart.seedEdgeByNumber(edges=e1, number=ey_a,constraint=FIXED)
#e1 = platePart.edges.findAt( ((length, length/4.0+radius, 0.0),)
, ((length, -length/4.0-radius, 0.0),) ,
# (( radius*cos(pi/4), radius*cos(pi/4), 0.0),)
,(( radius*cos(pi/4), -radius*cos(pi/4), 0.0),) , )
#platePart.seedEdgeByNumber(edges=e1, number=ey_b,constraint=FIXED)
#e1 = platePart.edges.findAt(( (length, 0.0, 0.0), ) , ((radius, 0.0, 0.0),))
#platePart.seedEdgeByNumber(edges=e1, number=ey_c,constraint=FIXED)
platePart.generateMesh()
# === Fim part ===
#-----
# === Assemble ===
plateModel.rootAssembly.DatumCsysByDefault(CARTESIAN)
plateModel.rootAssembly.Instance(dependent=ON, name='plate_1', part=platePart)
# Pontos de referência para aplicação de descolcamentos prescritos
rp_db = plateModel.rootAssembly.ReferencePoint
(point=(Tx_ps*length,(height/2.0-0.001)/2.0-radius,

```

```

0.0))
rp_dt = plateModel.rootAssembly.ReferencePoint(point=
(Tx_ps*length,(height+height/2.0+0.001)/2.0+radius,
0.0))
plateModel.rootAssembly.features.changeKey(fromName='RP-1', toName='db')
plateModel.rootAssembly.features.changeKey(fromName='RP-2', toName='dt')
#-----
# === Criação de assembly sets ===
v1 = (plateModel.rootAssembly.referencePoints[rp_db.id], )
plateModel.rootAssembly.Set(name='bdisp', referencePoints=v1)
v1 = (plateModel.rootAssembly.referencePoints[rp_dt.id], )
plateModel.rootAssembly.Set(name='tdisp', referencePoints=v1)
v1 = (plateModel.rootAssembly.referencePoints[rp_db.id],
      plateModel.rootAssembly.referencePoints[rp_dt.id])
plateModel.rootAssembly.Set(name='rdisp', referencePoints=v1)
# === Fim assembly ===
#-----
# === Criação de equações de restrição===
plateModel.Equation(name='ce_bot', terms=
((1.0, 'plate_1.bottom', 2), (-1.0, 'bdisp', 2)))
plateModel.Equation(name='ce_top', terms=
((1.0, 'plate_1.top', 2), (-1.0, 'tdisp', 2)))
#-----
# === Criação de step ===
plateModel.StaticStep(initialInc=0.01, maxInc=0.01, maxNumInc=100000,
minInc=1e-09, name='Static', nlgeom=ON, previous='Initial')
plateModel.steps['Static'].control.setValues(
allowPropagation=OFF, discontinuous=ON, resetDefaultValues=OFF,
timeIncrementation=(8.0, 10.0, 9.0, 16.0, 10.0, 4.0, 12.0, 20.0, 6.0, 3.0,
50.0))
plateModel.fieldOutputRequests['F-Output-1'].setValues(
variables=('S', 'LE', 'U', 'RF', 'PHILSM', 'STATUSXFEM'))
plateModel.HistoryOutputRequest(createStepName='Static',
name='H-Output-2', rebar=EXCLUDE, region=
mdb.models[modelName].rootAssembly.sets['rdisp'], sectionPoints=
DEFAULT, variables=('U2', 'RF2'))
#-----
# === Aplicação de condições de contorno ===
plateModel.TabularAmplitude(name='Amp-1', timeSpan=STEP,
smooth=SOLVER_DEFAULT, data=((0.0, 0.0), (1, 1.0)))
#plateModel.DisplacementBC(amplitude=UNSET, createStepName=
# 'Initial', distributionType=UNIFORM, fieldName="", localCsys=None, name=
# 'symm', region=plateModel.rootAssembly.instances['plate_1'].sets['xsymm']
# , u1=SET, u2=UNSET, ur3=UNSET)
plateModel.DisplacementBC(amplitude=UNSET, createStepName=
'Static', distributionType=UNIFORM, fieldName="", fixed=OFF, localCsys=None
, name='bot', region=plateModel.rootAssembly.sets['bdisp'], u1=UNSET, u2=
-0.00055, ur3=UNSET)
plateModel.DisplacementBC(amplitude=UNSET, createStepName=

```

```
'Static', distributionType=UNIFORM, fieldName='', fixed=OFF, localCsys=None
, name='top', region=plateModel.rootAssembly.sets['tdisp'], u1=UNSET, u2=
0.00055, ur3=UNSET)
#-----
# === Definição de Enriquecimento ===
plateModel.rootAssembly.engineeringFeatures.XFEMCrack(
    , name='enr1')
    crackDomain=plateModel.rootAssembly.instances['plate_1'].sets['All']
plateModel.ContactProperty('contact')
plateModel.interactionProperties['contact'].FractureCriterion(
    initTable=((GI, GI, 0.0, 1.0, 1.0, 1.0), ),
    mixedModeBehavior=POWER, tolerance=0.1, viscosity=1e-05)
plateModel.rootAssembly.engineeringFeatures.
cracks['enr1'].setValues(interactionProperty='contact')
#-----
# === Criação de Job ===
mdb.Job(model=modelName, name='job_for_CT_Kic',
    description='Ensaio de Kic Simulado com uso de XFEM')
#-----
```

SCRIPT MODELO MT

```
# === Modules ===
from part import *
from material import *
from section import *
from assembly import *
from step import *
from interaction import *
from load import *
from mesh import *
from job import *
from sketch import *
from visualization import *
from connectorBehavior import *
#####-----
#Modelo referente a ao corpo de Prova MT (meio corpo de prova, simetria vertical)
##-----
# === Parâmetros===
modelName = 'MT_Model'
length = 0.050                # MT plate half-length
radius = 0.0025               # hole radius
height = 0.244                # MT plate height
width = 3.0e-03               # MT plate width
YM = 75e+09                   # Young's modulus
NU = 0.3                      # Poisson's ratio
MAXPS = 22.0e+07              # Damage initiation
DTOL = 0.01                   # Damage tolerance
GI = 23408.0                  # Fracture energy
ETA = 1.0                     # B-K exponent
#-----
# === Criação de modelo ===
Mdb()
viewportName = session.Viewport(name=modelName)
viewportName.makeCurrent()
viewportName.maximize()
plateModel = mdb.Model(name=modelName)
del mdb.models['Model-1']
#-----
# === Criação de Segmentos ===
plateSketch = plateModel.ConstrainedSketch(name='plateProfile',sheetSize=height)
plateSketch.setPrimaryObject(option=STANDALONE)
plateSketch.sketchOptions.setValues(decimalPlaces=3)
plateSketch.ConstructionLine(angle=90.0, point1=(0.0, 0.0))
plateSketch.ArcByCenterEnds(center=(0.0, 0.0), direction=COUNTERCLOCKWISE,
```

```

    point1=(0.0, -radius), point2=(0.0, +radius))
plateSketch.Line(point1=(0.0, radius), point2=(0.0, height/2.0))
plateSketch.Line(point1=(0.0, height/2.0), point2=(length, height/2.0))
plateSketch.Line(point1=(length, height/2.0), point2=(length, -height/2.0))
plateSketch.Line(point1=(length, -height/2.0), point2=(0.0, -height/2.0))
plateSketch.Line(point1=(0.0, -height/2.0), point2=(0.0, -radius))
platePart = plateModel.Part(dimensionality=TWO_D_PLANAR, name='plate',
                             type=DEFORMABLE_BODY)
platePart.BaseShell(sketch=plateModel.sketches['plateProfile'])
plateSketch.unsetPrimaryObject()
del plateSketch
#-----
# === Separação das partes para o meshing ===
f1 = platePart.faces.findAt((length/2.0, 0.0, 0.0))
t1 = platePart.MakeSketchTransform(sketchPlane=f1, origin=(0.0, 0.0, 0.0))
plateSketch = plateModel.ConstrainedSketch(gridSpacing=0.01,
name='partitionProfile',
    sheetSize=height, transform=t1)
plateSketch.setPrimaryObject(option=SUPERIMPOSE)
plateSketch.sketchOptions.setValues(decimalPlaces=3)
platePart.projectReferencesOntoSketch(filter=COPLANAR_EDGES,
sketch=plateSketch)
plateSketch.Line(point1=(cos(pi/6)*radius, -radius/2.0), point2=(length, -radius/2.0))
plateSketch.Line(point1=(cos(pi/6)*radius, +radius/2.0), point2=(length, +radius/2.0))
plateSketch.Line(point1=(0.0, radius), point2=(length, length/2.0+radius))
plateSketch.Line(point1=(0.0, -radius), point2=(length, -length/2.0-radius))
platePart.PartitionFaceBySketch(faces=f1, sketch=plateSketch)
plateSketch.unsetPrimaryObject()del plateSketch
#-----
# === criação de geometria ===
platePart.Set(faces=platePart.faces[:], name='All')
e1 = platePart.edges.findAt((0.0, radius+length, 0.0), )
e1 += platePart.edges.findAt((0.0, -radius-length, 0.0), )
platePart.Set(edges=e1, name='xsymm')
e1 = platePart.edges.findAt((length/2.0, -height/2.0, 0.0), )
platePart.Set(edges=e1, name='bottom')
e1 = platePart.edges.findAt((length/2.0, +height/2.0, 0.0), )
platePart.Set(edges=e1, name='top')
#-----
# === Parâmetros do Material ===
plateMatl = plateModel.Material(name='elas')
plateMatl.Elastic(table=((YM, NU), ))
plateMatl.MaxpsDamageInitiation(table=((MAXPS, ), ), tolerance=DTOL)
lateModel.HomogeneousSolidSection(material='elas', name='solid',
thickness=width)
#-----
# === Determinação de secções e orientações ===
platePart.MaterialOrientation(fieldName="", localCsys=None,
orientationType=GLOBAL, region=

```

```

    platePart.sets['All'], stackDirection=STACK_3)
platePart.SectionAssignment(region=platePart.sets['All'], sectionName='solid')
#-----
# === Determinação de parâmetros de rede ===
# Escolha do Elemento Finito
platePart.setElementType(elemTypes=(ElemType(elemCode=CPE4,
elemLibrary=STANDARD),
    ElemType(elemCode=CPE3, elemLibrary=STANDARD)),
regions=platePart.sets['All'])
# Técnica de Malha
platePart.setMeshControls(elemShape=QUAD, regions=platePart.faces[:,
technique=STRUCTURED)
# Parâmetros de Divisões de Rede de Elementos
ex = 20; ey_a = 20; ey_b = 6; ey_c = 7;
e1 = platePart.edges.findAt( ((length/2.0, -height/2.0, 0.0),)
,((length/2.0, height/2.0, 0.0),) ,
    ((length/2.0,radius/2, 0.0),) ,((length/2.0, -radius/2, 0.0),) ,
    ((length/2.0,radius+length/4, 0.0),) ,((length/2.0, -radius-length/4, 0.0),) ,
    )
platePart.seedEdgeByNumber(edges=e1, number=ex,constraint=FIXED)
e1 = platePart.edges.findAt( ((length, height/4.0, 0.0),),(length, -height/4.0, 0.0),) ,
    ((0, height/4.0, 0.0),),(0, -height/4.0, 0.0),) )
platePart.seedEdgeByNumber(edges=e1, number=ey_a,constraint=FIXED)
e1 = platePart.edges.findAt( ((length, length/4.0+radius, 0.0),) ,
    ((length, -length/4.0-radius, 0.0),) ,
    (( radius*cos(pi/4), radius*cos(pi/4), 0.0),),( radius*cos(pi/4),
    -radius*cos(pi/4), 0.0),) , )
platePart.seedEdgeByNumber(edges=e1, number=ey_b,constraint=FIXED)
e1 = platePart.edges.findAt(( (length, 0.0, 0.0), ) , ((radius, 0.0, 0.0),))
platePart.seedEdgeByNumber(edges=e1, number=ey_c,constraint=FIXED)
platePart.generateMesh()
# === Fim part ===
#-----
# === Assemble ===
plateModel.rootAssembly.DatumCsysByDefault(CARTESIAN)
plateModel.rootAssembly.Instance(dependent=ON, name='plate_1', part=platePart)
# Pontos de referência para aplicação de descolcamentos prescritos
rp_db = plateModel.rootAssembly.ReferencePoint(point=(length/2.0, -height/2.0,
0.0))
rp_dt = plateModel.rootAssembly.ReferencePoint(point=(length/2.0, height/2.0,
0.0))
plateModel.rootAssembly.features.changeKey(fromName='RP-1', toName='db')
plateModel.rootAssembly.features.changeKey(fromName='RP-2', toName='dt')
#-----
# === Criação de assembly sets ===
v1 = (plateModel.rootAssembly.referencePoints[rp_db.id], )
plateModel.rootAssembly.Set(name='bdisp', referencePoints=v1)
v1 = (plateModel.rootAssembly.referencePoints[rp_dt.id], )
plateModel.rootAssembly.Set(name='tdisp', referencePoints=v1)

```



```

v1 = (plateModel.rootAssembly.referencePoints[rp_db.id],
      plateModel.rootAssembly.referencePoints[rp_dt.id])
plateModel.rootAssembly.Set(name='rdisp', referencePoints=v1)
# === Fim assembly ===
#-----
# === Criação de equações de restrição===
plateModel.Equation(name='ce_bot', terms=((1.0,
'plate_1.bottom', 2), (-1.0, 'bdisp', 2)))
plateModel.Equation(name='ce_top', terms=((1.0,
'plate_1.top', 2), (-1.0, 'tdisp', 2)))
#-----
# === Criação de step ===
plateModel.StaticStep(initialInc=0.01, maxInc=0.01, maxNumInc=100000,
minInc=1e-09, name='Static', nlgeom=ON, previous='Initial')
plateModel.steps['Static'].control.setValues(
allowPropagation=OFF, discontinuous=ON, resetDefaultValues=OFF,
timeIncrementation=(8.0, 10.0, 9.0, 16.0, 10.0, 4.0, 12.0, 20.0, 6.0, 3.0,
50.0))
plateModel.fieldOutputRequests['F-Output-1'].setValues(
variables=('S', 'LE', 'U', 'RF', 'PHILSM', 'STATUSXFEM'))
plateModel.HistoryOutputRequest(createStepName='Static',
name='H-Output-2', rebar=EXCLUDE, region=
mdb.models[modelName].rootAssembly.sets['rdisp'], sectionPoints=
DEFAULT, variables=('U2', 'RF2'))
#-----
# === Aplicação de condições de contorno ===
plateModel.TabularAmplitude(name='Amp-1', timeSpan=STEP,
smooth=SOLVER_DEFAULT, data=((0.0, 0.0), (1, 1.0)))
plateModel.DisplacementBC(amplitude=UNSET, createStepName=
'Initial', distributionType=UNIFORM, fieldName="", localCsys=None, name=
'symm', region=plateModel.rootAssembly.instances['plate_1'].sets['xsymm']
, u1=SET, u2=UNSET, ur3=UNSET)
plateModel.DisplacementBC(amplitude=UNSET, createStepName=
'Static', distributionType=UNIFORM, fieldName="", fixed=OFF, localCsys=None
, name='bot', region=plateModel.rootAssembly.sets['bdisp'], u1=UNSET, u2=
-0.00055, ur3=UNSET)
plateModel.DisplacementBC(amplitude=UNSET, createStepName=
'Static', distributionType=UNIFORM, fieldName="", fixed=OFF, localCsys=None
, name='top', region=plateModel.rootAssembly.sets['tdisp'], u1=UNSET, u2=
0.00055, ur3=UNSET)
#-----
# === Definição de Enriquecimento ===
plateModel.rootAssembly.engineeringFeatures.XFEMCrack(
crackDomain=plateModel.rootAssembly.instances['plate_1'].sets['All']
, name='enr1')
plateModel.ContactProperty('contact')
plateModel.interactionProperties['contact'].FractureCriterion(
initTable=((GI, GI, 0.0, 1.0, 1.0, 1.0), ),
mixedModeBehavior=POWER, tolerance=0.1, viscosity=1e-05)

```

```
plateModel.rootAssembly.engineeringFeatures.cracks['enr1'].  
setValues(interactionProperty='contact')  
#-----  
# === Create Job ===  
mdb.Job(model=modelName, name='Job_MT_Model',  
        description='Propagação de trinca no MT')  
#-----
```