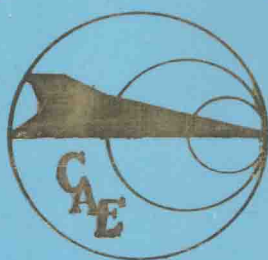


国际科技合作课题 论文集

SELECTED PAPERS IN SCIENTIFIC AND TECHNICAL
INTERNATIONAL COOPERATION PROGRAM



中国航空研究院

CHINESE AERONAUTICAL ESTABLISHMENT

国际科技合作课题 论文集

SELECTED PAPERS IN SCIENTIFIC AND TECHNICAL
INTERNATIONAL COOPERATION PROGRAM

(5)

CAE—NASA 疲劳与断裂力学合作专集
Special Issue on NASA—CAE Fatigue and
Fracture Mechanics Cooperative Program

中国航空研究院
CHINESE AERONAUTICAL ESTABLISHMENT



航空工业出版社
AVIATION INDUSTRY PRESS

1994

(京)新登字 161 号

《国际科技合作课题论文集》编辑部
Editorial Department of Selected Papers in Scientific and
Technical International Cooperation Program

主 编 崔志华
Editor-in-Chief Cui Zhihua
编 辑 张节萱 冯因英
Editor Zhang Jiexuan Feng Yinging

通讯地址: 北京 761 信箱 **Address:** P. O. Box. 761, Beijing, China
邮政编码: 100012 **Post Code:** 100012
电 话: 4232696 **Tel. :** 4232696
电 传: 210467CAECN **Tlx. :** 210467CAECN
传 真: 4232507 **Fax. :** 4232507
出 版: 航空工业出版社 **Published by** China Aviation Industry Press (AIP)

图书在版编目(CIP)数据

国际科技合作论文集:高强度铝合金的小裂纹效应/中国航空研究
院-北京:航空工业出版社,1994.2

ISBN 7-80046-794-5

I. ... II. 中... III. ①铝合金-高强度-裂纹-文集②铝合金-航空
材料-研究-文集 IV. ①V252②TG111.91

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (94) 第 03717 号

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里 14 号 100029)

《材料工程》杂志社印刷厂印刷

1994 年 2 月第 1 版 1994 年 2 月第 1 次印刷

开 本:850×1168 1/16 印 张:15.375

印 数:1-1000 字 数:465 千字



◀ 1 1987年5月, NASA代表团访问北京航空材料研究所
NASA delegates visiting BIAM, May 1987.

▶ 2 NASA代表团 Venneri先生, Newman博士和 Phillips先生参观北京航空材料研究所
Mr. Venneri, Dr. Newman and Mr. Phillips visiting BIAM's Fatigue and Fracture Mechanics Laboratory.



▼ 4 讨论合作计划的疲劳与小裂纹试样
Discussing the fatigue and small-crack test specimens for the cooperative program.

▲ 3 讨论 CAE/NASA 疲劳与断裂力学合作计划
Discussing the NASA/CAE Fatigue and Fracture Mechanics Cooperative Program.

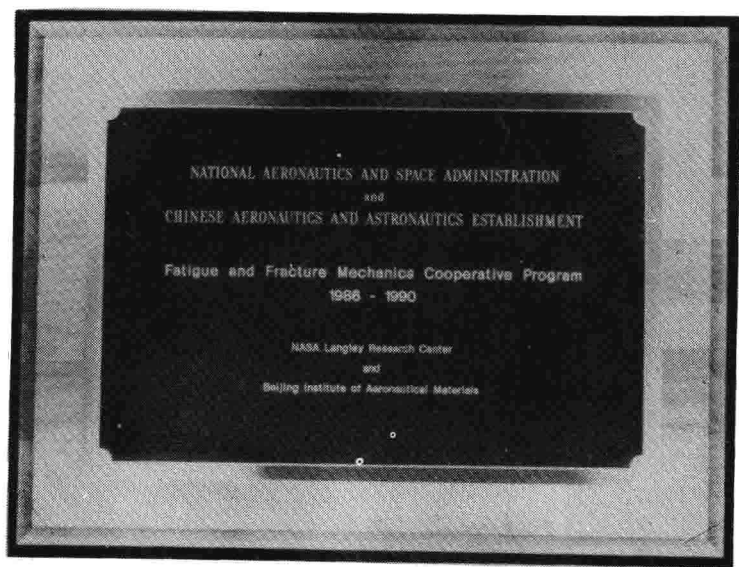




▲ 6 CAE 和 NASA 专家在合作课题总结会上,1989 年 8 月
 NASA and CAE scientists on the summary meeting of the Fatigue and
 Fractur Mechanics Cooperative Program in NASA-LaRC, August 1989.



▲ 5 1987 年 7,CAE 北京航空材料研究所吴学仁
 博士等访问 NASA 兰科研究中心
 Dr. Wu from CAE-BIAM visiting
 NASA-LaRC, July, 1987.



▲ 7 CAE/NASA 疲劳与断裂力学合作项目纪念匾
 Plaque commemorating the NASA/CAE Fatigue
 and Fracture Mechanics Cooperative Program.

高强度铝合金的小裂纹效应

——CAE-NASA 的疲劳与断裂力学合作项目

CAE

北京航空材料研究所

吴学仁

李成功

赵 伟

丁传富

NASA

兰利研究中心

J. C. Newman, Jr

S. L. Venneri

M. H. Swain

E. P. Phillips

概 述

自 1987 年至 1992 年,中国航空研究院(CAE)与美国国家航空航天局(NASA)联合进行了一项疲劳与断裂力学的合作研究,这是中美两国科研机构之间的第一项合作交流。该合作研究计划的目标是:研究两种高强度铝合金的裂纹萌生和小裂纹扩展,比较双方的试验与分析结果,并对现有的一个分析模型作出评价以预测这类裂纹的扩展行为。合作中对小裂纹和长裂纹的疲劳扩展的各个方面都进行了实验和分析研究。

研究工作的实验部分包括以下三方面内容:

- (1)单边缺口拉伸(SENT)试样的疲劳试验;
- (2)单边缺口拉伸试样的小裂纹扩展试验;
- (3)中心拉伸试样的长裂纹试验。

采用塑料复膜技术,对 7075—T6 裸板和 LC9cs 包铝板材的单边半圆缺口根部的疲劳小裂纹,在各种加载历史条件下的起始与扩展行为作了检测跟踪。在两种铝合金中,自然萌生的小裂纹是由材料的缺陷或包铝层起始的。在 7075—T6 合金裸板中,裂纹由缺口表面和夹杂粒子或空洞处萌生,一般以半椭圆表面裂纹的形式扩展。而在 LC9cs 包铝合金中,裂纹则起始于包铝层中的滑移带,并以角裂纹形式扩展。试验载荷包括恒幅(应力比 $R = -1, 0$ 和 0.5)和谱载(Mini-TWIST)两种,每种载荷都取 2~3 个应力水平。研究发现,复型对 7075—T6 合金裸板的疲劳寿命,并且对其小裂纹扩展速率有明显影响,但对 LC9cs 包铝合金的疲劳寿命看来没有影响。对于长度大于 2mm 的长裂纹,在很宽的裂纹扩展速率范围内($10^{-8} \sim 10^{-1}$ mm/周),测定了恒幅加载条件下的扩展数据。另外,还测定了这两种材料的长裂纹在 Mini-TWIST 谱载序列作用下的裂纹扩展速率。

双方在合作试验计划中取得的实验结果都符合得很好,这些结果包括:小裂纹扩展速率,长裂纹扩展速率以及疲劳寿命。小裂纹的实验结果显示了经典的“小裂纹”效应,即在相同的应力强度因子范围(ΔK)作用下,小裂纹的扩展速率比长裂纹高;并且在所受应力强度因子范围低于由长裂纹恒幅载荷试验所建立的疲劳裂纹门槛值(ΔK_{th})时,小裂纹仍然扩展。在高应力水平的小裂纹扩展试验中,缺口根部出现了多条裂纹。而在接近于疲劳极限的低应力水平下,缺口根部的裂纹条数较少。由于裂纹与晶界,以及与相邻裂纹之间的交互作用,小裂纹的扩展数据呈现大的分散性。针对这一问题,采用了一个裂纹非交互作用准则以剔除那些受到裂纹间交互作用的影响的数据。这种处理大大降低了裂纹扩展

速率——应力强度因子范围关系的分散性。研究中所得到的裂纹扩展实验结果表明：疲劳寿命的大部分，即使在近疲劳极限区，都消耗在由材料缺陷或包铝层产生的裂纹的扩展阶段。

在研究工作的分析部分，利用三维有限元法和权函数法确定了单边缺口拉伸试样的缺口根部表面裂纹和角裂纹的应力强度因子。在很宽的裂纹几何形状和尺寸的范围，这两种分析方法所得到的结果普遍符合很好。根据有限元法和权函数法的计算结果，拟合了适用于宽范围裂纹几何参数的应力强度因子的经验方程，用于小裂纹数据处理和寿命预测。另外，还采用了一种间接的边界元法和实验技术来确定含穿透裂纹的单边缺口拉伸试样，在远方固定夹持(位移)的边界条件下的应力强度因子及方程。

在对缺口根部小裂纹的扩展分析中，利用了一个考虑裂纹闭合的裂纹扩展模型。根据实验观察，作了小裂纹起始于材料中的夹杂粒子缺陷(表面裂纹)或包铝层(角裂纹)的假设。对于 7075-T6 裸板，假定的初始缺陷尺寸与对材料夹杂粒子团处的裂纹起始点的实验观察是一致的。对于 LC9cs 包铝板，所设的初始缺陷尺寸略大于板材包铝层的厚度。研究中发现，这两种材料的裂纹扩展速率与有效应力强度因子范围的关系在裂纹深度和长度两个方向上均有区别。在高速率扩展区，特别是对于 Mini-TWIST 谱载荷序列，需要采用一个变约束系数的方法来关联和预测裂纹的扩展行为。在大多数加载条件下，所得的小裂纹扩展速率，裂纹形状和疲劳寿命的实验结果与预测数据符合良好。对于高应力比($R=0.5$)加载条件，模型预测的速率比实验结果略高。在该特定的载荷条件下，缺口根部在拉伸加载时发生局部屈服，在模型中对这一情况作了近似处理。裂纹闭合模型的确证实了这样的一个实验发现：即“小裂纹”效应在有压缩载荷的试验中，例如在负应力比的恒幅加载条件下，表现得更为明显。

本合作研究表明，研究单位之间的国际合作能很有效地把双方国家的科技人员联合起来。本合作项目推进了当前疲劳与断裂力学研究的国际最新水平，并且为双方的航空航天工业提供了有价值的试验数据和改进的寿命预测的有效分析方法。研究所获得的结果最终将改进飞机结构的可靠性与安全性。

目 录

摘要	(1)
符号表	(1)
1. 引言	(3)
2. 合作研究项目概述	(4)
3. 试验计划	(5)
3.1. 试验材料	(5)
3.2. 试样	(6)
3.3. 载荷条件	(7)
3.4. 疲劳试验条件与方法	(9)
3.5. 小裂纹试验条件与方法	(9)
3.6. 小裂纹数据分析方法	(10)
3.7. 长裂纹试验条件与方法	(12)
4. 分析计划	(12)
4.1. 有限元分析	(13)
4.2. 权函数分析	(13)
4.3. 边界力法	(14)
4.4. 方法的比较	(14)
4.5. 应力强度因子方程	(15)
5. 长裂纹实验数据	(17)
5.1. 应力比对长裂纹扩展速率的影响	(17)
5.2. Mini-TWIST 谱载下的长裂纹扩展速率	(19)
6. 疲劳和小裂纹试验数据	(20)
6.1. 疲劳试验	(20)
6.2. 小裂纹和萌生位置与分布	(22)
6.3. 两种铝合金的小裂纹形状	(23)
6.4. 小裂纹的裂纹长度—循环数行为	(24)
6.5. 小裂纹扩展的非交互作用准则	(24)
6.6. 小裂纹和长裂纹的扩展速率数据	(25)

7. 小裂纹和长裂纹的闭合模型	(2 7)
7. 1. 裂纹闭合的分析模型	(2 7)
7. 2. 裂纹张开应力	(2 8)
7. 3. 裂纹张开应力方程	(3 0)
8. 疲劳裂纹扩展速率与寿命预测	(3 1)
8. 1. 长裂纹扩展速率数据的关联	(3 1)
8. 2. 小裂纹的有效应力强度因子关系	(3 2)
8. 3. 长裂纹扩展预测	(3 4)
8. 4. 小裂纹的起始位置和裂纹形状	(3 4)
8. 5. 小裂纹扩展的预测	(3 5)
8. 6. 疲劳寿命预测	(3 7)
9. 结论	(3 7)
9. 1. 分析结果	(3 7)
9. 2. 实验结果	(3 8)
9. 3. 裂纹闭合分析模型	(3 8)
参考文献	(3 9)
附录	(4 4)
A. 半圆缺口表面裂纹和角裂纹的有限元分析	(4 4)
B. 半圆缺口表面裂纹和角裂纹的三维权函数分析	(5 1)
C. 二维权函数和边界力分析	(6 0)
D. 半圆缺口表面裂纹、角裂纹和穿透裂纹的应力强度因子方程	(6 5)
E. 试样机械加工和抛光方法	(6 8)
F. 试样装夹和对中方法	(6 9)
G. 记录小裂纹和长裂纹数据的方法	(7 0)
H. 塑料复型方法	(7 3)
附图	(7 4)
附录附图	(1 3 1)

CONTENTS

ABSTRACT	(141)
NOMENCLATURE	(141)
1. INTRODUCTION	(143)
2. COOPERATIVE PROGRAM OVERVIEW	(144)
3. TEST PROGRAM	(146)
3. 1. Materials	(146)
3. 2. Specimens	(148)
3. 3. Loading Conditions	(148)
3. 4. Fatigue Test Conditions and Procedures	(151)
3. 5. Small-Crack Test Conditions and Procedures	(151)
3. 6. Small-Crack Data Analysis Procedures	(153)
3. 7. Large-Crack Test Conditions and Procedures	(154)
4. ANALYSIS PROGRAM	(155)
4. 1. Finite-Element Analyses	(156)
4. 2. Weight-Function Analyses	(157)
4. 3. Boundary-Force Method	(158)
4. 4. Comparison of Methods	(158)
4. 5. Stress-Intensity Factor Equations	(159)
5. LARGE-CRACK EXPERIMENTAL DATA	(162)
5. 1. Stress Ratio Effects on Large-Crack Growth Rates	(162)
5. 2. Large-Crack Growth Rates under Mini-TWIST Spectrum	(164)
6. FATIGUE AND SMALL-CRACK EXPERIMENTAL DATA	(166)
6. 1. Fatigue Tests	(166)
6. 2. Initiation Sites and Distributions for Small Cracks	(168)
6. 3. Small-Crack Shapes for the Two Alloys	(170)
6. 4. Crack-Length-Against-Cycles Behavior of Small Cracks	(171)
6. 5. Small-Crack Growth Non-Interaction Criteria	(172)
6. 6. Small- and Large-Crack Growth Rate Data	(172)
7. CRACK-CLOSURE MODEL FOR SMALL AND LARGE CRACKS	(175)
7. 1. Analytical Crack-Closure Model	(175)
7. 2. Crack-Opening Stresses	(176)
7. 3. Crack-Opening Stress Equations	(179)
8. FATIGUE CRACK GROWTH RATE AND LIFE PREDICTION	(181)
8. 1. Correlation of Large-Crack Growth Rate Data	(181)

8. 2. Effective Stress-Intensity Factor Relations for Small Cracks	(183)
8. 3. Prediction of Large-Crack Growth	(184)
8. 4. Initiation Sites and Crack Shapes for Small Cracks	(185)
8. 5. Prediction of Small-Crack Growth	(187)
8. 6. Prediction of Fatigue Life	(189)
9. CONCLUSIONS	(190)
9. 1. Analytical Results	(190)
9. 2. Experimental Results	(190)
9. 3. Analytical Crack-Closure Model	(191)
REFERENCES	(3 9)
APPENDICES	(192)
A. FINITE-ELEMENT ANALYSES OF SURFACE AND CORNER CRACKS AT A SEMI-CIRCULAR NOTCH	(192)
B. THREE-DIMENSIONAL WEIGHT-FUNCTION ANALYSES OF SURFACE AND CORNER CRACKS AT A SEMI-CIRCULAR NOTCH	(200)
C. TWO-DIMENSIONAL WEIGHT-FUNCTION AND BOUNDARY-FORCE ANALYSES	(210)
D. STRESS-INTENSITY FACTOR EQUATIONS FOR A SURFACE CRACK,CORNER CRACK AND THROUGH CRACK AT A SEMI-CIRCULAR NOTCH	(216)
E. SPECIMEN MACHINING AND POLISHING PROCEDURES	(219)
F. SPECIMEN GRIPPING AND ALIGNMENT PROCEDURES	(221)
G. METHOD OF RECORDING SMALL- AND LARGE-CRACK DATA	(223)
H. PLASTIC-REPLICA PROCEDURES	(227)
FIGURES	(7 4)
APPENEX FIGURES	(131)

摘 要

1987~1992年,中国航空研究院(CAE)和美国国家航空航天局(NASA)进行了疲劳与断裂力学领域中的科技合作。其目的是通过试验与分析鉴别和表征美国和中华人民共和国常用的金属材料中的小裂纹(长度为 $10\mu\text{m}\sim 2\text{mm}$)的起始与扩展行为,以改进对表面裂纹和角裂纹的断裂力学分析,发展改进的寿命预测方法,从而对各种载荷历程下的小裂纹和长裂纹的扩展进行关联和预测。

在恒幅(应力比为 $-1, 0$ 和 0.5)和 Mini-TWIST 谱载荷下进行了单边缺口拉伸(SENT)试样的疲劳试验,SENT 试样的小裂纹试验和中心开裂拉伸试样的长裂纹试验。试验中采用了塑料复型法来监测半圆缺口根部的小疲劳裂纹的萌生和扩展。并且在所有的恒幅载荷条件下,获取了长度大于 2mm 的长裂纹扩展速率数据,这些数据复盖了很宽的速率范围。双方实验室对 7075-T6 裸板和 LC9cs 包铝板所取得的裂纹试验结果符合良好。并且证明了疲劳寿命的大部分是从材料缺陷(夹杂质点或空洞)或是从包铝层开始的裂纹扩展。在该项目的分析部分,用有限单元法和权函数法确定了 SENT 试样中表面裂纹和角裂纹的应力强度因子。根据计算结果建立了应力强度因子方程,这些方程进而被用于一个裂纹扩展分析的闭合模型,以关联小裂纹和长裂纹的数据并进行寿命预测。

本合作计划获得了有用的实验数据和用于改进寿命预测的高效分析方法。这些结果最终将改进飞机结构的可靠性和安全性。

符 号 表

a	表面裂纹的半深,或角裂纹深度,(沿板厚方向),m
a_i	材料初始缺陷(或裂纹)的半深,m
a_s	片条模型中的裂纹深度,m
b	材料缺陷(或空洞)的高度,m
B	试样厚度,m
c	表面裂纹,角裂纹或穿透裂纹的长度,(沿板宽方向),m
c_i	材料初始缺陷(或裂纹)的半长,m
c_a	裂纹起始缺口的初始长度,m
c_v	片条模型中的裂纹长度,m
c'	裂纹长度与圆孔半径之和,m
d_T	夹杂质点的横向尺寸,m
d_i	夹杂质点的高向尺寸,m
G_i	应力强度因子的包铝修正
F_m	应力强度因子的边界修正
h	试样的半高,m
k_i	片条模型中的弹簧刚度($i=a$ 或 c),N/m
K	应力强度因子, $\text{MPa}\cdot\sqrt{\text{m}}$
K_T	应力集中系数
l	包铝层厚度,m

L	表面裂纹或角裂纹沿缺口方向的总长, m
N	循环数
N_f	失效(断裂)时的循环数
$P(x, y)$	权函数中的弹簧力
Q	表面裂纹或角裂纹的形状因子
R_i	片条模型中的约束面积($i=a$ 或 c), m^2
R	应力比(S_{min}/S_{max})
r	半圆缺口的半径, m
S_{max}	最大外加毛截面应力, MPa
S_{mf}	Mini-TWIST 谱中的 平均飞行应力, MPa
S_{min}	最小外加毛截面应力, MPa
S_o'	裂纹张开应力, MPa
t	试样的全厚度(对角裂纹) 或半厚度(对表面裂纹), m
t_i	自板厚的中心线到裂纹起始点的距离, m
u, v	x 和 y 方向的位移, m
W_i	片条模型中的权函数($i=a$ 或 c), $1/\sqrt{m}$
w	试样的宽度或半宽, m
w_n	裂尖单元的宽度, m
x, y, z	直角坐标
α	约束系数
β_R	裂纹闭合因子之比
ΔK	应力强度因子范围(全范围), $MPa \cdot \sqrt{m}$
ΔK_{eff}	有效应力强度因子范围, $MPa \cdot \sqrt{m}$
$(\Delta K_{eff})_{th}$	有效门槛应力强度因子范围, $MPa \cdot \sqrt{m}$
ΔK_{th}	长裂纹门槛应力强度因子范围, $MPa \cdot \sqrt{m}$
ρ	拉伸塑性区的长度, m
σ_o	流动应力(σ_{ys} 和 σ_o 的平均值), MPa
σ_u	极限拉伸强度, MPa
σ_{ys}	屈服应力(即 $\sigma_{0.2}$), MPa
σ_{yy}	在 y 方向的正应力, MPa
φ	椭圆的参量角, 弧度
ω	循环塑性区的长度, m

1. 引言

线弹性断裂力学方法已经为损伤容限分析所广泛接受。目前存在着一种把同样的方法应用于疲劳耐久性分析的趋势。为了在不显著增重的前提下得到可接受的长寿命,耐久性分析中必须假设非常小的初始裂纹。众多研究者们^[1-20]已经观察到:板中和缺口边处的小疲劳裂纹的扩展特性与同种材料的长裂纹不同。这些研究的注意力集中在裂纹长度约为 $10\mu\text{m}$ 至 1mm 的小裂纹阶段。基于线弹性断裂力学 (LEFM),小裂纹的扩展速率要比根据长裂纹数据所预测的速率高得多。这一行为示于图 1,图中的裂纹扩展速率是作为线弹性应力强度因子范围 ΔK 的函数给出的。实线(S形)显示的是给定材料与试验环境下恒幅加载的裂纹扩展典型结果。通常该实线是由长裂纹的试验得到的。在低速率区,门槛应力强度因子范围 ΔK_{th} 通常是用降载(降低 ΔK)试验获得的。图中的虚线表示了板中和缺口边小裂纹的典型实验结果。这些结果表明,在 ΔK 低于长裂纹门槛值时,小裂纹仍然扩展,并且在门槛值以上区域在相同的 ΔK 水平下,小裂纹比长裂纹扩展得快。已经发现,小裂纹效应在有压缩载荷的试验中,例如负应力比情况,表现得更为明显^[19,20]。

在过去的十年中,在“小裂纹或短裂纹”方面的研究的注意力集中在导致这类裂纹的行为的三种可能的解释上。它们是:塑性效应,冶金方面的原因以及裂纹闭合。所有这些特点都会使得线弹性断裂力学和用 ΔK 概念来关联裂纹扩展速率的做法失效。

最早的一些小裂纹试验^[1-4]是在高应力水平下做的,这种高应力水平使得线弹性断裂力学不再适用。于是便提出了非线性弹性或弹塑性断裂力学的概念,例如 J 积分与一个经验性的长度参数^[3,4]来解释所观察到的小裂纹效应。最近在循环 Dugdale 模型方面与用 ΔJ 作为裂纹驱动参量方面的研究表明,在许多早期的和新近的小裂纹试验中,塑性效应实际上是小的^[21]。然而在塑性对小裂纹扩展的影响,以及合适的驱动参量方面,目前仍有不同看法。

小裂纹倾向于在金属材料的夹杂粒子或空洞处、强烈的滑移区、或者在弱的界面和晶粒等处萌生。在这些情况下,这类裂纹的冶金相似性^[10,16,17]不再有效(意味着:裂纹扩展速率已经不是许多晶粒的平均值)。因此,小裂纹的局部扩展行为是受冶金特点控制的^[6,12]。如果材料有明显的各向异性(即弹性模量和屈服应力在各个结晶学方向不同),则局部的晶粒取向将强烈地影响裂纹扩展速率。裂纹前缘的不规则性和小粒子或夹杂都会影响局部应力场,从而影响裂纹扩展的行为。对于长裂纹来说,由于其裂纹前缘长,所有的这些冶金因素都在许多晶粒上取了平均(很粗大晶粒的材料除外)。用线弹性与弹塑性断裂力学的概念来探索冶金特征对应力强度因子、应变能密度、 J 积分和其它裂纹扩展驱动参量的影响的研究目前仅刚开始。

在小裂纹研究的最初期,疲劳裂纹闭合这一现象就被认为是对小裂纹高扩展速率原因的一个可能的解释^[22]。疲劳裂纹闭合是由于残留在前进中的裂纹尾迹上的塑性变形引起的。在从线弹性断裂力学的解计算有效应力强度因子范围 ΔK_{eff} 时,只计及使得裂纹全部张开的那一部分载荷。在夹杂质点、空洞或弱晶粒处萌发的小裂纹没有能够导致闭合的尾迹塑性变形的历史,因此小裂纹的闭合程度不及长裂纹。如果小裂纹是完全张开的,则应力强度因子范围全部有效,因而裂纹扩展速率将比稳定状态的裂纹扩展速率大(稳定状态的裂纹是指裂纹面上的残余塑性变形和裂纹闭合已经全部建立起来的裂纹)。与小裂纹扩展行为不同,长裂纹门槛值,如图 1 所示,是随着载荷下降时裂纹闭合上升而建立起来的。因此,稳定状态的裂纹扩展行为将可能介于小裂纹与长裂纹门槛行为之间,如图中虚线所示。本研究结果显示了这种行为。

随着裂纹尺寸向零接近,势必存在一个尺度,当裂纹尺寸比它小时,连续介质力学假设和 ΔK 概念不再成立。可是,从有效到无效的条件之间的转变并不是突然发生的。对于许多工程应用来说,一个延

伸到有效性的“灰色区域”的(指有效性不十分肯定的区域)基于 ΔK 的分析仍将会被证明是非常有价值的。从结构设计者的角度看,一个能够应用于任何裂纹尺寸的统一的分析方法,如文献[25]中的全寿命分析所演示的那样,显然是他所希望的。既然建立在 ΔK 基础上的分析方法已经在长裂纹问题中普遍应用了,就应该对这一方法用于小裂纹问题的可行性作深入的探索。本研究报告中的做法就是把连续介质力学的方法和有效应力强度因子 ΔK_{eff} 的概念同时应用于小裂纹和长裂纹。

2. 合作研究项目概述

1985年5月,中国航空研究院(CAE)与美国国家航空航天局(NASA)在中国北京举行了一个结构分析方法讨论会。在NASA与CAE科学家之间的技术讨论中,发现了双方都感兴趣的科技合作若干领域。双方认为“小裂纹”扩展和线弹性断裂力学在小裂纹阶段的失效对于航空工业是一个重要的问题。当时,中国航空研究院在二维裂纹体的分析方面刚刚发展了权函数法。也正在这个时候,CAE正在发展针对应力集中部位的表面裂纹与角裂纹的断裂力学分析的三维权函数法。这种方法为与NASA所采用的三维有限元解法及其结果作对比提供了一个极好的机会。另外,NASA在根据裂纹闭合概念建立起来的改进的寿命预测方面的进展也为在这两个科研机构之间建立一个合作研究计划提供了机遇。在1986年底至1987年初,双方制订了一个疲劳与断裂力学的合作技术计划。该合作研究项目旨在研究小裂纹扩展阶段的行为;在传统的S-N疲劳行为与现代的损伤容限方法之间建立联系;把“耐久性”与“损伤容限”分析结合起来;通过建立小裂纹的更精确的应力强度因子解来改进寿命预测能力;并且对现存的分析模型作出评价来预测小裂纹的扩展行为。自1987年开始,双方交换材料与分析方法。合作期间举行了两次双边会议以进行数据交换和对项目内容进展进行深入的讨论。其中第一次会议于1987年春在中国北京航空材料研究所(BIAM)召开,第二次会议是1989年夏在美国汉普敦的NASA兰利研究中心举行的。

该研究计划把中美双方在疲劳与断裂力学领域中的研究人员联合起来,共同研究对两国都有兴趣的高强度铝合金中的“小裂纹”效应。研究的目的是:通过试验与分析,鉴别与表征中美两国常用的航空金属材料的小裂纹萌生与扩展行为($10\mu\text{m}$ 至 2mm);改进三维表面裂纹和角裂纹的断裂力学分析方法;并对现有的寿命预测方法进行改进,用于对在恒幅及飞机谱载荷作用下的小裂纹与长裂纹的扩展行为作出预测。

为了实现该合作计划的目标,双方实验室对两种高强铝合金,即7075-T6裸板和LC9cs包铝板进行了试验与分析研究。试验工作包括以下三方面的内容:(1)单边缺口拉伸(SENT)试样的疲劳试验;(2)单边缺口拉伸试样的小裂纹试验;(3)中心拉伸(CCT)试样的长裂纹试验。半圆缺口根部的小疲劳裂纹是用塑料复型法检测的。试验在恒幅与谱载条件下进行。恒幅试验用了三个应力比($R=-1, 0, 0.5$),谱载为Mini-TWIST,每种试验都用了2~3个应力水平。对于长度大于 2mm 的长裂纹,测定了所有恒幅加载条件下在很宽的范围内的长裂纹扩展数据($10^{-8}\sim 10^{-1}\text{mm/周}$)。同时还取得了这两种材料的长裂纹在Mini-TWIST谱载条件下的裂纹扩展速率数据。

小裂纹试样的选择是为了得到由材料缺陷或不连续处产生的自然形成的小裂纹,并使得裂纹在与飞机结构中常遇见的应力场相近的应力场中扩展。为此采用了一个如图2所示的单边缺口拉伸(SENT)试样。试样的缺口为半圆形,其半径为 3.2mm ,板宽为 50mm 。基于毛截面应力的应力集中系数为 $3.15^{[26]}$ 。图3给出了该SENT试样近缺口根部的正应力分布(实线)。为了比较,在同一图中用虚线表明了无限大板中圆孔边的正应力分布。单边缺口试样的正应力分布与无限大板中圆孔边正应力分布很接近。只是前者由于自由边界及有限宽度的影响,比后者略高。因此,该SENT试样模拟了飞机结构中的孔。而采用这种边缘带缺口的试样,则能在试验中方便地对缺口根部用显微镜或复形法进行观测。图3显示了这种SENT试样及用于在压缩载荷试验中的防屈曲板的安装情况。

单边缺口拉伸试样缺口根部的表面裂纹和角裂纹的应力强度因子是用三维有限元法和权函数法计算的。对由这两种方法所得的结果在宽范围的裂纹几何参数下作了广泛的比较。所采用的有限元与权函数法在附录 A 和 B 中分别作了简单的介绍。在三维权函数法的建立中利用了二维权函数的分析结果,附录 C 对二维权函数作了简单的讨论。单边缺口拉伸试样在远方均匀应力或远方均匀位移加载条件下的穿透裂纹应力强度因子是用一个间接的边界元法(又称为边界力法, BFM)求解的。由 BFM 法所得的数值结果以及由一种实验方法确定的应力强度因子也在附录 C 中给出。根据这些结果所拟合的适用于宽范围几何参数的应力强度因子方程式见附录 D。在小裂纹数据关联和寿命预测中,用到了这些方程。

在对缺口根部小裂纹和离开了缺口区的长裂纹的扩展分析中,采用了一个考虑裂纹闭合效应的裂纹扩展分析模型。分析中假定小裂纹起始于夹杂粒子缺陷处(表面裂纹)或包铝层(角裂纹)。预测得到的恒幅与谱载条件下的表面裂纹和角裂纹的形状变化过程、小裂纹扩展速率、长裂纹扩展以及疲劳全寿命,都与实验结果作了对比。

3. 试验计划

在恒幅和谱载下进行了三类疲劳试验。第一类试验是采用单边缺口拉伸(SENT)试样作的常规疲劳试验。其目的是获得这两种材料(7075-T6 裸板和 LC9_{cs}包铝板)的 S-N(应力—循环)曲线,特别是在疲劳极限区的数据。对 LC9_{cs}材料,还对去掉了包铝层的板材作了疲劳试验。实验研究计划中的最主要的试验是小裂纹试验。这些小裂纹试验用的是 SENT 试样,其应力水平是根据 S-N 疲劳试验的结果选定的。第三类是用中心裂纹板拉伸(CCT)试样做的长裂纹试验,其目的是为得到宽范围的疲劳裂纹扩展速率。这些长裂纹试验的加载历程与小裂纹试验是一样的。所有这三类试验均在实验室空气和室温条件下进行。

本章叙述试验材料,疲劳和小裂纹试验的试样,加载条件,加载过程以及用来确定小裂纹扩展速率的数据分析方法。本章还给出了由中心开裂的拉伸试样确定长裂纹的扩展速率的方法。

3.1. 试验材料

试验计划中选取了飞机结构上常用的两种高强铝合金板材:一种是 2.3mm 的 7075-T6 铝合金板;另一种是 2mm 厚的 LC9_{cs}包铝板。选取 7075-T6 这种材料是考虑到这种材料中的小裂纹的扩展预期会受到晶界的明显影响,从而严峻地考验连续介质力学的概念^[12]。LC9_{cs}包铝板在化学成分和拉伸性能方面与 7075-T6 相近,选这种材料是因为包铝板在航空工业中应用很广。表 1 和表 2 分别给出了它们的名义化学成分和平均拉伸性能。7075-T6 的拉伸性能是根据 ASTM 拉伸试验标准方法得到的。对于 LC9_{cs}材料表 2 同时给出了带包铝层和去掉包铝层两种情况的拉伸性能值。

这两种材料之间最主要的差别是它们的表面状态:LC9_{cs}板材的两个表面上均覆有 80~100 μm 的包铝层。其 SENT 试样经过化学抛光后,包铝层的厚度降到约 50~70 μm 。尽管 7075-T6 包铝板也用于航空工业,但试样所用的 7075-T6 板材是不带包铝层的裸板。这一主要含有 Al-Zn 的薄层包铝是用来提高防腐性能的。包铝层材料的拉伸性能仅约为心部材料的 10%,因此 LC9_{cs}包铝板的名义拉伸强度由于受到包铝层的影响而降低了,见表 2。LC9_{cs}裸板的屈服应力和拉伸极限强度约比包铝板高出 7%。LC9_{cs}裸板的性能与 7075-T6 裸板的性能很接近。

这两种材料的典型的微观结构见图 5。7075-T6 和 LC9_{cs}裸板中都含有类似的夹杂质点团,如图中黑色区域所示。包铝层比心部材料要干净些,但也含有许多小的夹杂质点,图 6 给出了夹杂质点的尺寸分布。夹杂质点团的较大的尺寸 d_T 是在与 SENT 试样的缺口表面的垂直方向上,见图 6 中的小插图。两种材料中的夹杂分布相近。晶粒在高向、横向和纵向的平均尺寸示于图 7。7075-T6 在横向和纵向的晶粒尺寸约为 LC9_{cs}材料的两倍。