

文章编号: 1000-4750(2014)06-0035-07

采用确定性裂纹增长方法对铝合金 铆接结构寿命分析的研究

赵 平¹, 李旭东², 于化东¹, 吴东流²

(1. 长春理工大学机电工程学院, 长春 130022; 2. 中国航空综合技术研究所, 北京 100028)

摘 要: 对一种典型的航空铝合金铆接结构模型试件进行了疲劳试验。针对该模型分别采用确定性裂纹增长方法和等效 SSF 法进行了寿命评估, 并与试验结果进行了比较。结果显示, 两种评估方法都具有良好的评估精度。当采用确定性裂纹增长方法对结构寿命进行分析时, 必须通过试验对于结构原始疲劳质量进行准确的评估, 结构寿命的评估结果会敏感的随着结构细节初始缺陷尺寸上界的变化而变化。

关键词: 固体力学; 寿命评估; 确定性裂纹增长方法; 原始疲劳质量; 铆接结构

中图分类号: V214 **文献标志码:** A **doi:** 10.6052/j.issn.1000-4750.2012.12.1021

STUDY FOR LIFE PREDICTION OF RIVETED ALUMINUM ALLOY STRUCTURES USING DETERMINISTIC CRACK GROWTH ANALYSIS METHOD

ZHAO Ping¹, LI Xu-dong², YU Hua-dong¹, WU Dong-liu²

(1. Changchun University of Science and Technology, College of Mechanical and Electric Engineering, Changchun 130022, China;

2. China Aero-Polytechnology Establishment, Beijing 100028, China)

Abstract: Fatigue testing of a typical model of an aluminum alloy aero-riveted structure was carried out. The deterministic crack growth analysis method and equivalent SSF method were used to make life assessments of the model and the assessment results were compared with the experiment results. The results showed that the two assessment methods both had good prediction accuracy. Initial structural fatigue must be accurately assessed experimentally when predicting structure life with the deterministic crack growth analysis method, because the structure life assessment results closely reflect the size of initial structural faults.

Key words: solid mechanics; life assessment; deterministic crack growth analysis; initial fatigue; riveted structure

疲劳破坏是工程结构和机械失效的主要原因之一。从疲劳损伤发展过程看, 学者提出过多种疲劳寿命模型。如二阶段疲劳寿命模型、将疲劳寿命分为裂纹形成和裂纹扩展两个不同阶段。结构或材料从受载开始到裂纹萌生到某一给定长度为止的循环次数, 称为裂纹形成寿命; 此后裂纹扩展到临

界裂纹长度为止的循环次数称为裂纹扩展寿命。与此相对应, 面对裂纹形成寿命, 学者提出了诸如名义应力法、局部应力应变法、场强法^[1]等诸多疲劳寿命评估方法, 并在航空工程中构建成耐久性分析的主体; 面对裂纹扩展寿命, 基于断裂力学和裂纹扩展速率模型的成果, 在航空工程中构建成损伤容

收稿日期: 2012-12-30; 修改日期: 2013-02-10

基金项目: 国防科技工业技术基础科研项目(Z052011T001)

通讯作者: 李旭东(1979—), 男, 山东人, 高工, 博士, 主要从事结构完整性及可靠性评估研究(E-mail: lixudong08@gmail.com)。

作者简介: 赵 平(1972—), 男, 吉林人, 讲师, 硕士, 主要从事精密超精密加工、结构完整性及可靠性评估研究(E-mail: bigapplepie@tom.com); 于化东(1961—), 男, 吉林人, 教授, 博士, 博导, 主要从事精密超精密加工、光机电一体化产品设计与系统集成、微摩擦磨损理论与技术研究(E-mail: yuhd@cust.edu.cn);

吴东流(1964—), 男, 北京人, 研究员, 硕士, 主要从事国防科技工业无损检测和可靠性专业的研究(E-mail: dindt808@163.com)。

限分析的主体。耐久性与损伤容限分析已经成为现代航空结构设计的重要依据和思想方法。但是, 可以看到, 上述二阶段疲劳寿命模型是对整个疲劳失效过程的人为划分与割裂。裂纹形成寿命与裂纹扩展寿命的分界点在哪里, 目前没有一个明确的、严密的定义, 使得二阶段理论和方法呈现相对独立发展的态势, 难以很好的衔接和融合。

刘文斑^[2-6]提出了一套模型和方法, 用以描述相对小裂纹的扩展规律, 并基于此将宏观可见裂纹反推到裂纹萌生的起始点, 借助损伤容限这一统一的思路和方法, 完成了对于结构疲劳损伤的全寿命分析。这套方法被称为“确定性裂纹增长方法(DCGA)”。由于这一方法涉及到的技术环节众多, 试验工作量巨大, 从提出至今的十几年时间, 尚无文献材料对该方法评估结果的准确性进行过验证。

本文从航空结构中抽象出一种具有代表性的铝合金铆接结构模型试件, 编制了具有代表性的试验载荷谱对其进行疲劳试验, 取得了疲劳试验结果作为验证评估方法准确性的依据。采用等效 SSF 法^[7]和确定性裂纹增长方法, 分别对铝合金铆接结构模型试件的疲劳试验进行了疲劳分析。两种方法得到的评估结果进行了对比, 并与试验结果进行了验证。

1 模型试验

如图 1 所示, 是从航空结构中抽象出来的、具有代表性的铆接结构模型试件。厚度为 3mm 的下带板(2A12 铝合金, 材料状态 T4), 厚度为 3.6mm 的下壁板(2A12 铝合金, 材料状态 T0)和厚度为 3.2mm 的肋缘条(7A09 铝合金), 通过环槽铆钉连接到一起。

在试验室常温环境下, 通过 MTS-880 型动态疲劳试验机对该结构件施加疲劳载荷。试件在疲劳试验机上装夹时注意保证了良好的对中, 以减小力的偏心。加载波形为正弦波形, 加载频率采用加载速率控制, 大多控制在 150kN/s~250kN/s 范围内, 加载频率为 4Hz~7Hz。所施加的载荷为一具有代表性的“飞-续-飞”谱, 包括“状态 I”和“状态 II”两种状态。在 $g=1$ 时, 对应于状态 I, 须通过疲劳试验机沿图 1 所示拉伸方向对模拟件施加 15.06kN 的拉伸载荷; 对应于状态 II, 须通过疲劳试验机对模拟件施加 14.90kN 的拉伸载荷。表 1 为一个“飞-续-飞”块谱所对应的等效加载状态和周次。该“飞-

续-飞”块谱中带有小数, 试验机需要的只能是整数, 故在试验中, 各状态下的循环数分开累积。当累积到大于或等于 1 时, 就在当前加载块谱中加一个循环; 若当前块谱加载完后, 仍然留有小数, 则累计到下一个块谱中。试验做到破坏为止。试验结束后, 对试件进行拆毁检查, 测量破坏处的材料厚度尺寸, 并对疲劳断口进行金相分析。

表 1 载荷谱块谱

Table 1 Block spectrum of the load spectrum

序号	过载	状态	循环周次
1	0.5g~3.5g	状态 I	212.20
2	0.5g~3.5g	状态 II	89.00
3	1.0g~4.5g	状态 I	20.70
4	1.0g~4.5g	状态 II	6.90
5	4.5g~5.5g	状态 I	11.70
6	0.5g~5.5g	状态 I	31.64
7	0.0g~6.0g	状态 I	3.00
8	1.0g~5.5g	状态 I	11.00
9	2.5g~5.5g	状态 I	200.00
10	1.0g~5.0g	状态 I	95.00
11	1.5g~6.5g	状态 I	3.28
12	0.0g~4.0g	状态 I	93.65
13	0.0g~4.0g	状态 II	38.75
14	1.0g~3.7g	状态 I	319.95
15	1.0g~3.7g	状态 II	109.79

试验一共进行了 4 次。如表 2 所示, 所有模拟件的破坏部位均出现在下壁板的外排孔边(图 1 中的 1#钉孔边), 4 个疲劳试验件所得到的平均寿命为 321 个块谱。断口(如图 2 所示)分析结果表明: 所有疲劳裂纹均为角裂纹, 近似为 1/4 椭圆, 裂纹起始于孔边表面, 并以 1/4 角裂纹扩展, 角裂纹均起始于下壁板与下带板相接触的那面。

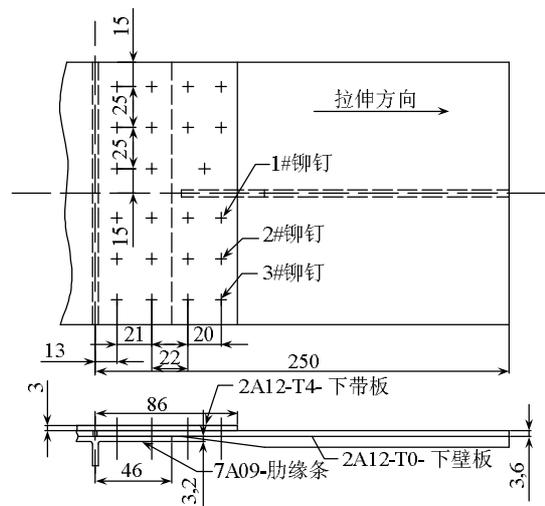


图 1 铆接结构模型试件示意图 /mm

Fig.1 Riveted structure model specimen

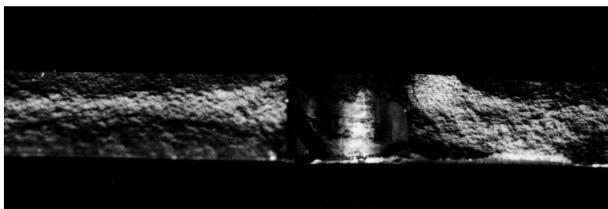
表 2 疲劳试验结果及寿命评估结果

Table 2 Fatigue test results and life assessment results

试件 编号	疲劳寿命/ 块谱数	破坏部位	平均寿命/ 块谱数
1#	368	壁板外排孔边(如图 2(a))	321
2#	242	壁板外排孔边	
3#	300	壁板外排孔边	
4#	373	壁板外排孔边(如图 2(b))	
等效 SSF 评估结果			503
			612($P=10\%$)
			375($P=20\%$)
			276($P=30\%$)
			222($P=40\%$)
确定性裂纹增长方法评估结果			186($P=50\%$)
			159($P=60\%$)
			141($P=70\%$)
			126($P=80\%$)
			111($P=90\%$)



(a) 1#件的断口(裂纹长度: 左—6.75mm; 右—12.5mm)



(b) 4#件的断口(裂纹长度: 左—12.8mm; 右—9.1mm)

图 2 铆接结构件断口

Fig.2 Fracture in riveted structure specimen

2 等效 SSF 法

沿图 1 所示的模拟件轴对称线, 取下半部分的 1/4 模型建模, 在 ANSYS 软件平台上进行有限元计算, 通过板杆单元构建有限元模型。根据相关手册中的试验数据^[8], 将用来模拟铆钉连接的单元刚度设置为 $K=53.312\text{kN/mm}$ 。2A12 铝合金材料的弹性模量 E 和泊松比 ν ^[9]分别为 69GPa 和 0.33; 7A09 铝合金材料的弹性模量为 71GPa, 泊松比也是 0.33。在对称面上对模型施加轴对称约束, 沿拉伸方向对模型施加 1N 的单位载荷。

如图 1 所示, 1#铆钉、2#铆钉和 3#铆钉分别将下带板和下壁板铆接到一起, 其中下壁板上铆接的钉孔为疲劳危险部位。通过计算, 如表 3 所示, 获得最危险部位 1#钉孔~3#钉孔的相关计算结果。考虑到铆接连接模拟件在加工时采用铰孔加工方法,

在计算 SSF 时, 将孔表面质量系数 a 和孔填充系数 b 分别取为 1.0 和 0.75^[8]。

表 3 通过有限元计算得到的用于等效 SSF 法的数据 (对应于 1N 单位载荷)

Table 3 Data obtained by FEM simulation needed for equivalent SSF method (According to unit loading of 1N)

	1#钉孔	2#钉孔	3#钉孔
S_{\max}/Pa	16950.8871	16519.5129	15643.1465
S_{nom}/Pa	4000.8281	3771.4584	3413.0520
SSF	3.1176	3.2851	3.4375

从表 3 可以看到下壁板上 1#钉孔疲劳危险部位的应力峰值 S_{\max} 最大, 表明 1#铆钉是整个结构最危险的钉孔。表 3 中的结果仅仅是对模型施加了 1N 单位载荷时对应的结果, 将其线性放大, 可知在 $g=1$ 时, 1#钉孔对应于状态 I 的名义净应力 $S_{\text{nom}}=30.13\text{MPa}$, 对应于状态 II 的名义应力 $S_{\text{nom}}=29.81\text{MPa}$ 。依据表 1, 对 2A12-T4 铝合金在 $k_T=SSF=3.1176$ 时的 $S-N$ 曲线进行插值^[9-10], 采用 Miner 线性疲劳累计损伤理论, 对该铆接模拟件进行疲劳寿命评估的结果为 503, 如表 2 所示。

可以看到, 通过等效 SSF 法对铆接结构连接件进行疲劳寿命评估, 其评估结果的准确度还是较高的。另外, 在运用等效 SSF 法进行寿命评估的过程中得到的一些中间数据, 将直接用于下面采用确定性裂纹增长方法进行的寿命评估。

3 确定性裂纹增长方法

3.1 结构原始疲劳质量评估

采用确定性裂纹增长方法对结构的寿命进行评估, 采用的评估思想统一在损伤容限的技术框架下, 关键在于结构原始疲劳质量的评估^[11]。结构原始疲劳质量, 只依赖于结构的材料与制造、装配过程, 而与载荷等设计变量无关。通过结构原始疲劳质量的评估, 量化了结构细节原始制造状态, 给出了在损伤容限技术框架下进行结构全寿命评估的起始点。

依据图 1 中疲劳危险部位, 也就是 1#铆钉局部的几何尺寸, 采用相同的材料、相同的板厚、同样的进口环槽钉、同样的制造工艺, 如图 3 所示制作成狗骨形铝合金铆接结构试件, 确保其真实的模拟了图 1 中铆接结构细节的原始制造状态, 作为通过试验确定结构原始疲劳质量的标准试件。

通过建立当量初始缺陷尺寸(EIFS)分布的 EIFS 拟合法^[11], 来进行结构原始疲劳质量评估。确定的

三级应力水平由低到高分别为 3kN~30kN、3.2kN~32kN 和 3.5kN~35kN 的正弦载荷, 频率为 10Hz。为了在断口上形成清晰可辨识的疲劳条带, 在每一级应力水平下均加入标示载荷进行勾线。每一级应力水平下的标示载荷也均为正弦载荷, 最大应力不变, 应力幅值减半, 频率提高为 15Hz。通过勾线法在每一个试件的断口上形成了如图 4 所示的条带, 可以准确的追溯裂纹形成和扩展的历史。如图 5 所示, 在较低和较高应力水平下分别获得了 7 个断口, 在中等应力水平下获得了 5 个断口。

假定在相对小裂纹阶段, 裂纹长度 a 随加载次数 N 的扩展可以用如下类似于 Paris 公式的 $da/dN = Q[a(N)]$ 来描述, 则在结构尚未服役、尚未经受载

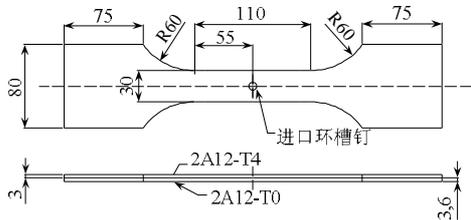


图 3 狗骨形铆接结构件 /mm

Fig.3 Dog-bone shaped riveted structure specimen

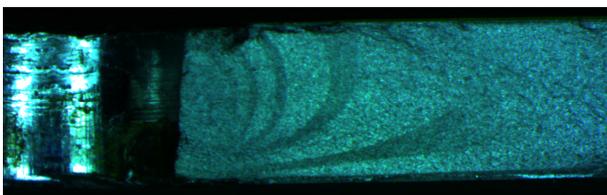
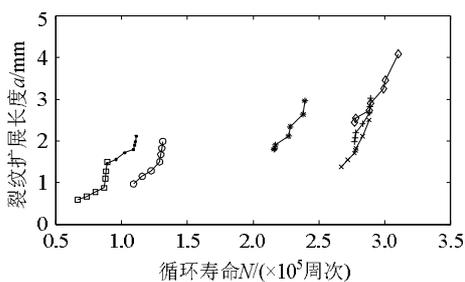
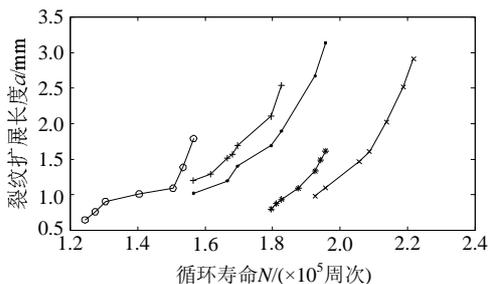


图 4 勾线法获得的断口

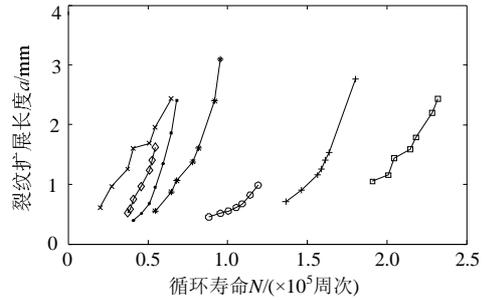
Fig.4 Fracture obtained by hook line method



(a) 较低应力水平下的裂纹扩展数据(7 个试件)



(b) 中等应力水平下的裂纹扩展数据(5 个试件)



(c) 较高应力水平下的裂纹扩展数据(7 个试件)

图 5 试件在 3 个应力水平下的裂纹扩展数据

Fig.5 Crack growth data under three different stress levels

荷历程的零时刻, 结构细节的初始缺陷大小 $a_0 = a_r \exp(-QN_r)$ 。其中, Q 为与材料性质、载荷谱、结构细节类型等相关的参数, 通过对于每一个应力水平下若干断口的判读, 可以确定每一个应力水平下的 Q 值^[11]; (a_r, N_r) 为某一指定裂纹尺寸 a_r (称为参考裂纹尺寸) 下的一组数据对。

参考裂纹尺寸 a_r 是一个选定的、便于观测的裂纹尺寸, 通常在相对小裂纹扩展的范围内取值。其下限保证裂纹能比较可靠的观测, 不过份的依赖于外推; 其上限保证所选定的裂纹扩展方程的有效性。将 a_r 分别选定为 0.6mm、0.8mm 和 1.0mm, 则通过对 19 个断口的判读和相应的数据处理^[11], 如表 4 所示, 可以获得在不同的参考裂纹尺寸 a_r 下 a_0 的数据。

表 4 不同参考裂纹尺寸下的初始缺陷尺寸

Table 4 Initial fault sizes with different reference crack sizes

a_r /mm	0.6	0.8	1.0
较低应力水平下的 a_0 / μ m	1.4	1.8	2.1
	68.2	76.9	81.3
	9.1	10.7	11.9
	308.1	299.2	272.4
	2.3	2.6	2.9
中等应力水平下的 a_0 / μ m	129.6	123.4	137.1
	1.7	2.2	2.6
	12.7	12	10.6
	12.8	14.5	12.8
	2.5	2.9	3.1
较高应力水平下的 a_0 / μ m	9.5	8.9	7.8
	2	2.3	2.4
	5.7	5.2	4.6
	14.4	13.8	13.9
	81.3	86.4	91
较高应力水平下的 a_0 / μ m	105.7	122	138.9
	296.2	341	362.5
	3	2	1.3
	147.3	178	189.1

刘文珽^[11]认为, $\ln(a_r / a_0)$ 服从双参数 Weibull 分布, 即 $\ln(a_r / a_0)$ 的概率密度函数为:

$$f(\ln(a_r/a_0)) = \begin{cases} l a (\ln(a_r/a_0))^{a-1} e^{-l(\ln(a_r/a_0))^a} & a_r > a_0 \\ 0 & a_r \leq a_0 \end{cases} \quad (1)$$

其中, $a > 1, l > 0$ 。通过极大似然法对参数 a 和 l 进行点估计^[12], 可得:

$$a = \frac{n}{\frac{n \sum_{i=1}^n ((\ln(a_r/a_{0i}))^a \ln \ln(a_r/a_{0i}))}{\sum_{i=1}^n (\ln(a_r/a_{0i}))^a} - \sum_{i=1}^n \ln \ln(a_r/a_{0i})} \quad (2)$$

$$l = \frac{n}{\sum_{i=1}^n (\ln(a_r/a_{0i}))^a} \quad (3)$$

通过数值方法求解式(2)所示的超越方程, 并由式(2)和式(3)分别得到不同参考裂纹尺寸 a_r 下参数 a 和 l 的点估计值。以残差的平方和最小为依据, 最终确定 $a_r = 0.8\text{mm}$ 时, $\ln(a_r/a_0)$ 服从 $a = 2.2853$ 和 $l = 0.0350$ 的双参数 Weibull 分布。与此对应的概率密度曲线以及根据试验数据获得的柱状图如图 6 所示。

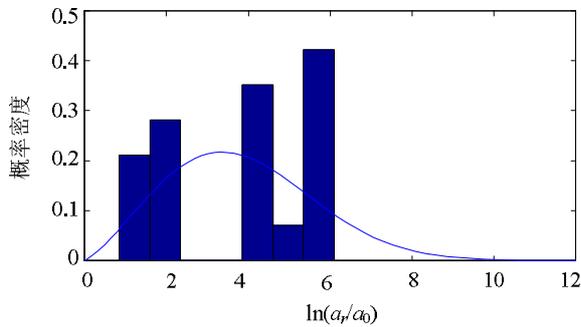


图 6 $\ln(a_r/a_0)$ 服从的双参数 Weibull 分布概率密度曲线及试验数据柱状图

Fig.6 Probability density curve of the Weibull distribution governed by $\ln(a_r/a_0)$ and bar chart of experimental data

在确定了 $\ln(a_r/a_0)$ 的分布规律以后, 则在指定 $a_r = 0.8\text{mm}$ 的前提下, 结构在尚未服役时细节的初始缺陷 a_0 不超过某一确定值 a_r/e^x 的概率 P 由下式确定:

$$P\left(a_0 \leq \frac{a_r}{e^x}\right) = P(\ln(a_r/a_0) \geq x) = 1 - \int_0^x l a t^{a-1} e^{-l t^a} dt = e^{-l x^a} \quad (4)$$

依据式(4)可以得到如图 7 所示 a_0 与概率 P 之间的关系, 可以看到, 如果要求这种概率 P 越大, 则 a_0 的上界也就越大。

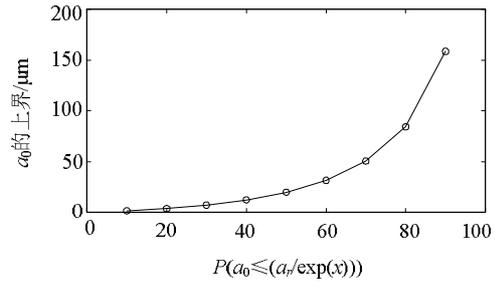


图 7 a_0 上界与概率 P 的关系曲线
Fig.7 Relationship between the upper limit of a_0 and the probability P

3.2 寿命评估

寿命评估在以断裂力学和裂纹扩展速率模型为基础的损伤容限技术框架下完成。裂纹扩展速率模型选取 Paris 模型, 材料参数可查找相关手册获得^[10]。将图 1 中作为疲劳危险部位的 1#铆钉局部取出, 则在确定铆钉孔边裂纹尖端应力强度因子时所面临的是如图 8 所示的 A 问题, 也就是铆钉孔局部承受钉转载荷 F , 并且两个端面分别承受均匀拉伸应力 s_1 和 s_2 。可以严格的证明^[13], A 问题等效于 B 问题(两个端面均承受均匀拉伸应力 $(s_1 + s_2)/2$)与 C 问题(铆钉孔局部承受集中载荷 F)所产生的一半应力强度因子的叠加, 而 B 问题和 C 问题的应力强度因子已有成熟的解^[13], 从而使问题 A 可解。对应表 1 中的 1g 过载, 状态 I 和状态 II 的 s_1 、 s_2 和 P 值, 可以利用等效 SSF 法进行寿命评估时获得的中间数据求出, 如表 5 所示。

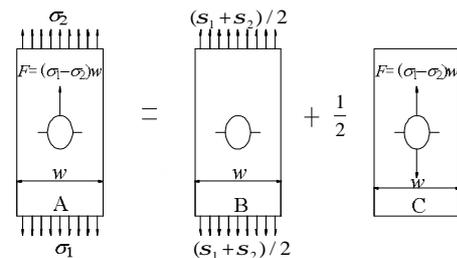


图 8 铆钉孔边裂纹尖端应力强度因子求解问题分解示意图
Fig.8 Problem decomposition for solving stress intensity factor of crack tip at a riveted hole

表 5 通过有限元法计算得到的用于铆接孔边裂纹尖端应力强度因子计算的数据

	s_1 /MPa	s_2 /MPa	F /N
状态 I	26.51	22.76	540.654
状态 II	26.23	22.52	534.91

在选定了裂纹扩展速率模型, 并且解决了铆接结构铆钉孔边裂纹尖端应力强度因子的计算问题

之后,在损伤容限的技术框架下,结构的寿命评估结果完全取决于结构在尚未服役时细节部位初始缺陷 a_0 的大小。在3.1节已通过大量的试验建立了初始缺陷 a_0 上界值的概率分布规律,并依据此规律获得了概率 P 由10%逐渐增大到90%时所对应的 a_0 上界值。分别以这些不同概率 P 下 a_0 的上界值为起点,在损伤容限的技术框架下进行结构的寿命评估,如图9所示,分别给出了不同概率 P 下预估的裂纹扩展历程。在这些评估中,均以裂纹扩展到4.8mm为评估的终点。由于此时已经进入了裂纹快速扩展阶段,因此这一终点的选择与图2中断口判读得到的裂纹长度有些许差别,基本不会使评估结果发生大的改变。

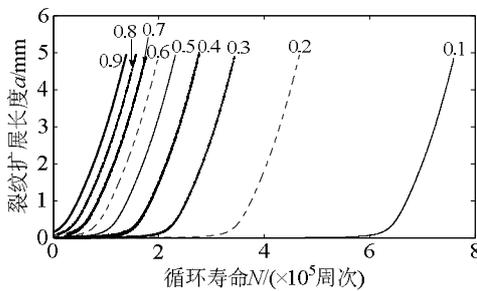


图9 通过确定性裂纹增长方法评估得到的不同概率 P 下的裂纹扩展历程

Fig.9 Crack growth processes under different probabilities P obtained by the DCGA method

可以看到,当初始缺陷 a_0 的上界较小时,裂纹扩展要经历一段相对而言很长的历程(裂纹缓慢扩展阶段)才能进入裂纹快速扩展阶段;而当初始缺陷 a_0 的上界较大时,结构会很快进入裂纹快速扩展阶段。初始缺陷 a_0 上界的确定在很大程度上决定着结构要经历一个历时多久的裂纹缓慢扩展阶段,而这一阶段的长短将在很大程度上决定着结构的寿命。因此可以说,初始缺陷 a_0 上界的确定在很大程度上直接决定着结构寿命评估的最终结果;从另一方面来说,结构寿命的最终评估结果又严重依赖于初始缺陷 a_0 上界的确定,结构寿命的评估结果会敏感的随 a_0 上界的变化而变化。因此,当采用确定性裂纹增长方法对结构的寿命进行分析时,对于结构细节部位的原始疲劳质量进行准确细致的评估,是极为重要的。

如果把初始缺陷 a_0 不超过某一给定值的概率 P 笼统的称为一种可靠度的话,则如图10和表2所示,这种可靠度越高,则结构寿命的评估结果越短、越保守;反之,这种可靠度越低,则结构寿命

的评估结果越长,越趋于危险。如图10所示,这种结果得到了试验结果的很好验证。当可靠度约为25%时,试验结果与评估结果一致;当可靠度高于约25%时,评估结果相对试验结果偏于保守,且可靠度越高,评估结果越保守;当可靠度低于约25%时,评估结果相对试验结果偏于危险,且可靠度越低,评估结果越危险。但是,当可靠度从10%变化至90%时,评估结果始终在试验结果的三倍分散区间之内,这说明采用确定性裂纹增长方法对结构寿命进行评估的效果还是比较好的。

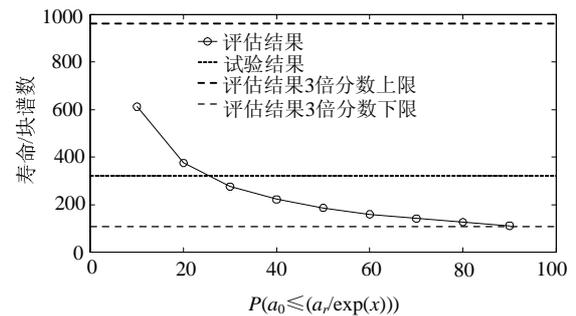


图10 通过确定性裂纹增长方法评估得到的不同概率 P 下的寿命评估结果及与试验结果的对比

Fig.10 Life assessment results under different probabilities P obtained by the DCGA method and comparison with the experimental results

4 结论

本文采用确定性裂纹增长方法对于一种具有代表性的航空铝合金铆接结构件进行了寿命评估,同时也采用了专门针对航空铆接结构件进行疲劳寿命评估的等效SSF法进行了对比性寿命分析,其分析计算的中间数据同时也成为采用确定性裂纹增长方法进行寿命评估时必不可少的重要数据支撑。两种方法得到的寿命评估结果通过试验结果进行验证,得到如下结论:

(1) 当采用确定性裂纹增长方法对结构寿命进行分析时,必须通过试验对于结构原始疲劳质量进行准确的评估,结构寿命的评估结果会敏感的随着结构细节初始缺陷尺寸 a_0 上界的变化而变化。

(2) 采用确定性裂纹增长方法和等效SSF法对航空铝合金铆接结构模型进行寿命评估的结果都与试验结果接近,显示出两种评估方法的良好评估效果。对于确定性裂纹增长方法而言,如果把结构细节初始缺陷尺寸 a_0 不超过某一给定值的概率 P 笼统的称为一种可靠度的话,则这种可靠度越高,结构寿命的评估结果越趋于保守;反之,这种可靠

度越低, 结构寿命的评估结果越趋于危险。

(3) 确定性裂纹增长方法很好的解决了, 或者说规避了对于裂纹形成寿命和裂纹扩展寿命分界线的讨论, 在统一的技术框架下解决了结构全寿命评估的问题, 并且给结构可靠性分析预留了良好的技术接口, 是一种先进的思想和有效的方法。

参考文献:

- [1] Yao W X. Stress-field intensity approach for predicting fatigue life [J]. *International Journal of Fatigue*, 1993, 15(3): 243-245.
- [2] 刘文斑, 赵燕湘. 确定相对小裂纹 da/dN 公式系数的计算反推法[J]. *航空学报*, 1993, 14(2): B33-B38.
Liu Wenting, Zhao Yanxiang. Back-calculating method for determining parameters of da/dN equation of relatively small crack [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1993, 14(2): B33-B38. (in Chinese)
- [3] 赵燕湘, 刘文斑. 相对小裂纹 da/dN 公式参数的试验测定法[J]. *北京建筑工程学院学报*, 1998, 14(3): 43-50.
Zhao Yanxiang, Liu Wenting. The experiment method determining the parameters of da/dN equations between the range of relatively small crack length [J]. *Journal of Beijing Institute of Civil Engineering and Architecture*, 1998, 14(3): 43-50. (in Chinese)
- [4] 赵燕湘, 刘文斑. 耐久性分析的“发展的确定性裂纹增长方法”[J]. *北京建筑工程学院学报*, 1998, 14(3): 85-95.
Zhao Yanxiang, Liu Wenting. “The extended deterministic crack growth analysis” of durability design [J]. *Journal of Beijing Institute of Civil Engineering and Architecture*, 1998, 14(3): 85-95. (in Chinese)
- [5] 董彦民, 刘文斑. EIFS 分布的通用性分析与试验研究[J]. *机械强度*, 2010, 32(5): 795-800.
Dong Yanmin, Liu Wenting. Analysis and test on generality of EIFS distribution [J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2010, 32(5): 795-800. (in Chinese)
- [6] 贺小凡, 董彦民, 闫友为, 刘文斑. 独立多细节结构疲劳寿命分布的数值模拟与分析[J]. *工程力学*, 2010, 27(8): 217-222.
He Xiaofan, Dong Yanmin, Yan Youwei, Liu Wenting. Simulation and analysis of fatigue life distribution characteristic of multi-details structure [J]. *Engineering Mechanics*, 2010, 27(8): 217-222. (in Chinese)
- [7] 张成成, 姚卫星, 叶彬. 连接件疲劳寿命分析的等效 SSF 法[J]. *航空学报*, 2009, 30(2): 271-275.
Zhang Chengcheng, Yao Weixing, Ye Bin. Equivalent stress severity factor approach for fatigue of multi-fastener plate [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(2): 271-275. (in Chinese)
- [8] 薛景川, 魏志毅, 杨玉功, 等. 航空结构连接件疲劳分析手册[M]. 西安: 飞机结构强度研究所, 1985: 147.
Xue Jingchuan, Wei Zhiyi, Yang Yugong, et al. Fatigue analysis handbook for aero structure connecting component [M]. Xi'an: Aero Structure Strength Institute, 1985: 147. (in Chinese)
- [9] 颜鸣皋, 刘伯操, 吴世平, 等. 工程材料实用手册(第 3 卷)[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002: 77.
Yan Minggao, Liu Bocao, Wu Shiping, et al. Practical handbook of engineering material (volume 3) [M]. Beijing: Chinese Standard Publisher, 2002: 77. (in Chinese)
- [10] 吴学仁. 飞机结构金属材料力学性能手册(第 1 卷)[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996: 247-251.
Wu Xueren. Handbook of mechanical capability for aero structure metal material (Volume 1) [M]. Beijing: Aero Industry Publisher, 1996: 247-251. (in Chinese)
- [11] 刘文斑, 郑旻仲, 费斌军, 等. 概率断裂力学与概率损伤容限/耐久性[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1999: 144-168.
Liu Wenting, Zheng Minzhong, Fei Binjun, et al. Probabilistic fracture mechanics and probabilistic damage tolerance/durability [M]. Beijing: Beihang University Publisher, 1996: 144-168. (in Chinese)
- [12] 陈希孺. 概率论与数理统计[M]. 北京: 科学出版社, 2000: 162-167.
Chen Xiru. Probability theory and mathematical statistics [M]. Beijing: Science Publisher, 2000: 162-167. (in Chinese)
- [13] 中国航空研究院. 应力强度因子手册[M]. 北京: 科学出版社, 1993: 4-5.
China Aero Institute. Handbook of stress intensity factor [M]. Beijing: Science Publisher, 1993: 4-5. (in Chinese)

(上接第 34 页)

- [11] Birk C, Prempramote S, Song Ch. An improved continued - fraction - based high-order transmitting boundary for time-domain analyses in unbounded domains [J]. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2012, 89: 269-298.
- [12] Prempramote S, Song Ch, Tin-Loi F, Lin G. High-order doubly asymptotic open boundaries for scalar wave equation [J]. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2009, 79: 340-374.
- [13] Prempramote S. Development of high-order doubly asymptotic open boundaries for wave propagation in unbounded domains by extending the scaled boundary finite element method [D]. Sydney: The University of New South Wales, 2011.
- [14] Birk C, Song Ch. A local high-order doubly asymptotic open boundary for diffusion in a semi-infinite layer [J]. *Journal of Computational Physics*, 2010, 229: 6156-6179.
- [15] Birk C, Prempramote S, Song Ch. High-order doubly asymptotic absorbing boundaries for the acoustic wave equation [C]// *Proceedings of the 20th International Congress on Acoustics*. Sydney, Australia, 2010.
- [16] Wang X, Jin F, Prempramote S, Song Ch. Time-domain analysis of gravity dam-reservoir interaction using high-order doubly asymptotic open boundary [J]. *Computers and Structures*, 2011, 89: 668-680.
- [17] 王翔, 金峰. 动水压力波高阶双渐近时域平面透射边界: 理论推导[J]. *水利学报*, 2011, 42(7): 839-847.
Wang Xiang, Jin Feng. High-order doubly asymptotic time-domain plane transmitting boundary for hydrodynamic pressure I. Theoretical derivation [J]. *Journal of Hydraulic Engineering*, 2011, 42(7): 839-847. (in Chinese)