

无干涉铆接搭接结构的多裂纹扩展预测方法

张 腾¹, 何宇廷¹, 伍黎明¹, 左智元², 杜 鑫²

(1. 空军工程大学航空航天工程学院,西安,710038;2.94484 部队,山东高密,261500)

摘要 建立了含有广布损伤(MSD)裂纹的无干涉铆接搭接结构三维有限元模型,求解裂纹尖端左右两侧的应力强度因子,并提出了等效应力强度因子的概念。以 Paris 公式为基础,结合改进的载荷循环叠加方法、塑性区连通准则,并考虑 MSD 裂纹扩展中的相关性,建立了等幅谱下 MSD 裂纹扩展预测模型。计算结果与试验结果表明,使用该方法预测的 3 种开裂模式下的寿命值误差均在 7% 以内;对搭接结构进行分析不能简化为二维模型;MSD 裂纹扩展寿命与结构开裂模式有关,结构中中共存的裂纹越多其裂纹扩展寿命越短。

关键词 多处损伤;裂纹扩展;搭接结构;应力强度因子;寿命预测

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2016.01.002

中图分类号 V215.5 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2016)01-0008-05

A Prediction Method of Multiple Crack Growth on the Fitted Rivet Lap-joint

ZHANG Teng¹, HE Yuting¹, WU Liming¹, ZUO Zhiyuan², DU Xin²

(1. Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. Unit 94484, Gaomi 261500, Shandong, China)

Abstract: Three-dimensional finite element models of neatly fitted rivet lap-joint containing multiple site damage (MSD) cracks are developed and the concept of equivalent stress intensity factor (SIF) is introduced based on the calculation of different sides of the crack tip. On the basis of Paris formula, and combined with the improved load-cycles cumulate method, a prediction method for MSD crack growth under constant amplitude cyclic loading is established, and plastic zone linkup criterion and coherence treatment in MSD evolution are integrated. The results of calculation and experiment show that the prediction results are in good agreement with experimental results, the errors of three damage modes are within 7 percent; the analysis for lap-joint cannot be simplified into plate model, the crack growth life of MSD structure is highly conducted by the mode of damage, the more cracks exist, the faster the cracks grow.

Key words: multiple site damage; crack growth; lap joint; stress intensity factor; life prediction

在飞机的多细节结构中,如果各细节的应力水平相差不大,容易同时出现多条裂纹,形成多处损伤(Multiple Site Damage, MSD)。在多条裂纹的相互作用下,裂纹扩展速率显著加快,结构剩余强度明

显降低,破损安全能力急剧下降^[1],因此,只考虑单裂纹的传统损伤容限分析方法已不能保证飞机结构的安全^[2]。

飞机典型的 MSD 裂纹通常发生于蒙皮搭接结

收稿日期:2014-03-12

基金项目:国家自然科学基金(51201182)

作者简介:张 腾(1987-),男,山东高密人,博士生,主要从事飞机结构强度与使用寿命研究. E-mail:zt_gm@126.com

引用格式:张腾,何宇廷,伍黎明,等. 无干涉铆接搭接结构的多裂纹扩展预测方法[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2016,17(1):8-12. ZHANG Teng, HE Yuting, WU Liming, et al. A Prediction Method of Multiple Crack Growth on the Fitted Rivet Lap-joint[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2016, 17(1): 8-12.

构的共线铆钉孔边^[3]。国内外多位学者^[4-8]认为,对搭接结构进行多处损伤研究,由于上排铆钉载荷卸载给了下一排铆钉,可将其简化为单排多孔平板结构;同时,众多研究机构^[9]也以单排多孔平板试件为对象开展相关工作。搭接结构中存在摩擦接触、弯矩、钉载的作用,使其受力情况远比平板结构复杂,虽然文献^[10]使用有限元软件 FRANC2D/L 对含 MSD 的搭接结构进行了有限元建模分析,但其忽略了搭接板厚度的影响,未考虑同一条裂纹尖端左右两侧应力强度因子的区别。

本文建立了含有 MSD 裂纹的无干涉铆接搭接结构三维有限元模型,提出了等效应力强度因子的概念,结合 Paris 方程,介绍了一种新的 MSD 裂纹扩展预测方法。

1 有限元计算模型与方法

1.1 结构模型与研究对象

对 MSD 裂纹扩展的试验研究使用交错铆钉搭接试验件,试验件模拟了某型飞机蒙皮搭接处的实际结构特征,蒙皮材料为厚 1.8 mm 的 2524-T3 铝合金;钉孔直径为 4 mm,铆钉材料为 TC4 钛合金,铆钉与孔间为无干涉配合;交错排列的铆钉共 3 排,每排 3 个铆钉,见图 1。

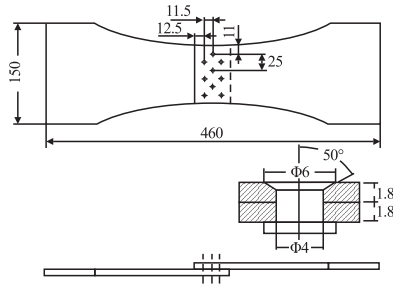


图 1 交错铆钉搭接试件

Fig.1 Staggered riveted lap-joint specimen

试验过程中设计使用了防弯夹具,见图 2。防弯夹具 I 和 II 的作用是防止面外弯矩的影响,2 块垫板用于保证加载的对称性。加载前,在夹具与试验件接触部位涂抹润滑脂,并垫上了塑料膜作为润滑条,使夹具和试验件不直接接触,以减小摩擦。

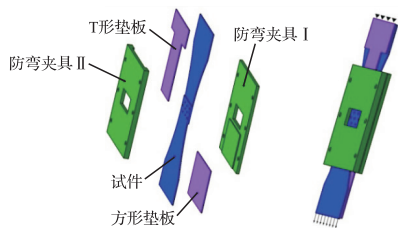


图 2 防弯夹具示意图

Fig.2 Configuration of anti-bend fixtures

试验件受载为正弦等幅谱,最大载荷 20 kN,应力比为 0,频率 10 Hz。试验件无预制裂纹,根据试验结果,破坏位置位于最上排铆钉孔边,有 3 种破坏模式,见图 3。

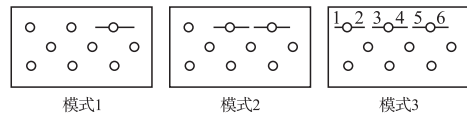


图 3 试验件的 3 种破坏模式

Fig.3 Three modes of specimen damage

1.2 有限元模型

使用 ANSYS14.0 有限元软件建立了试验件的全尺寸的三维模型。模型考虑了弯矩作用,钉载作用和摩擦接触。以对破坏模式 3 的分析为例,根据文献^[11]的孔边穿透裂纹建模方法,通过编制 APDL 参数化建模语言在最上排铆钉孔两侧生成了不同长度的穿透裂纹。

裂纹包含于裂纹体中,裂纹体采用退化的 20 节点等参数奇异单元 Solid95 进行网格划分。为求解裂纹尖端的应力强度因子,对裂尖奇异性进行了设定,方法是将临近裂纹尖端的中间节点偏移至 1/4 边长处^[12],见图 4。

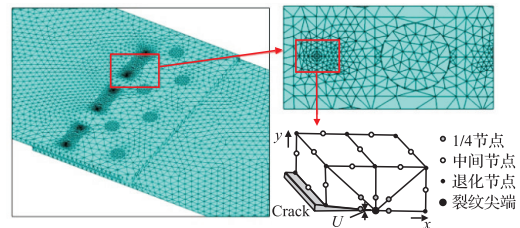


图 4 含 MSD 裂纹的搭接接头有限元模型

Fig.4 Finite element model of the MSD lapped-joint

裂纹体外的蒙皮和铆钉均使用 10 节点四面体实体单元 Solid92 进行网格划分,蒙皮的弹性模量 $E = 7.2 \times 10^4$ MPa,泊松比 $\nu = 0.3$;铆钉的弹性模量 $E = 1.15 \times 10^5$ MPa,泊松比 $\nu = 0.33$ 。为防止不同部位之间的相互穿透,建立了铆钉与蒙皮、上下蒙皮之间的接触对,摩擦因数为 0.2。

1.3 有限元求解

有限元模型受载与试验最大载荷相同;考虑防弯夹具的约束作用,对与夹具接触的表面施加了垂直于表面方向的位移约束。

对 MSD 疲劳裂纹扩展进行研究,最重要的是对裂纹尖端应力强度因子的计算^[13]。

使用有限元软件求解得到了每条裂纹尖端前后表面的应力强度因子 K_I 和 K_O , K_I 为裂纹尖端在两搭接板接触面一侧的应力强度因子, K_O 为裂纹尖端在外表面一侧的应力强度因子,见图 5。

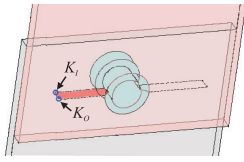


图5 裂纹尖端的应力强度因子

Fig.5 Stress intensity factors of crack tip

2 MSD 裂纹扩展预测方法

2.1 裂纹尖端的等效应力强度因子

因受到弯矩和钉载的作用,同一裂纹尖端前后表面的受力状态不同。根据有限元分析结果,所有的裂纹尖端其靠近外表面一侧的应力强度因子 K_O 比 K_I 大。以模式3中的5号裂纹(见图3)为例, K_O 和 K_I 随裂纹长度的变化见图6。

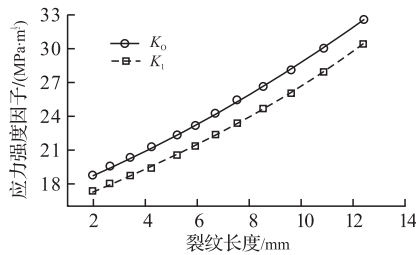


图6 应力强度因子随裂纹长度的变化

Fig.6 Effects of crack length on SIF

根据试验观测,受弯矩薄板中的裂纹在稳定扩展时为直裂纹形式,同一裂纹尖端前后表面的扩展速率相同。本文认为,在薄板穿透裂纹的扩展过程中,虽然前后表面的应力强度因子 K_O 和 K_I 不同,但由于板件较薄,导致裂纹尖端的应力场耦合, K_O 和 K_I 值同时对裂纹扩展速率有影响,先扩展的一侧会导致后扩展一侧应力场的改变,带动裂纹的整体扩展,使得裂纹扩展为直裂纹形式。定义等效应力强度因子 $K_m = (K_I + K_O)/2$,对于裂纹的实际扩展速率,可以认为是由等效应力强度因子 K_m 控制。

2.2 裂纹扩展公式

采用 Paris 公式预测各条裂纹的扩展:

$$\frac{da}{dN} = C (\Delta K)^m \quad (1)$$

根据中心裂纹拉伸试件(尺寸 100 mm × 300 mm × 1.8 mm)的试验结果,1.8 mm 厚 2524-T3 铝合金试件的 Paris 公式常数 $C = 1.6 \times 10^{-7}$, $m = 2.46$ 。由于本文试验采用的应力比 $R = 0$,即 $K_{\min} = 0$,因此, $\Delta K = K_{\max} = K_m$ 。

2.3 裂纹扩展中的相关性

多处损伤中各条裂纹的扩展是相互影响的,因此,不能孤立地分析某一裂纹的应力强度因子及其

扩展量,否则会得到偏于危险的结果^[8]。

对于裂纹扩展中的相关性处理,若每一次载荷循环都进行一次求解,既耗费大量机时又对精度的提高不大。以计算精度和计算效率之间的合理配置为原则,本文使用了载荷分间隔处理法,在相同的循环间隔 ΔN_i 内,各裂纹的相互影响不变。在 ΔN_i 次循环加载结束,累计各条裂纹长度,再次求解出当前各裂纹的等效应力强度因子,进入下一个载荷循环 ΔN_{i+1} 。 ΔN_i 的分段决定了预测的精度和计算效率。在本文中,初始 ΔN_i 取值为 2 000 循环,当出现两裂纹间距离小于二分之一孔距时,因裂纹间的相互作用开始变得明显^[14], ΔN_i 取值为 500 循环。

现有文献中,使用载荷分间隔处理法,用

$$\frac{\Delta a_i}{\Delta N_i} = \frac{a_{i+1} - a_i}{N_{i+1} - N_i} \quad (2)$$

近似计算 da_i/dN_i ,这样的裂纹扩展寿命都是直接累加,会造成误差的不断增大。本文对此进行了改进,考虑前后 2 次的裂纹扩展增量,使用

$$\frac{\Delta a_i}{\Delta N_i} = \begin{cases} \frac{a_{i+1} - a_i}{N_{i+1} - N_i}, & i = 1 \\ \frac{1}{2} \left(\frac{a_{i+1} - a_i}{N_{i+1} - N_i} + \frac{a_i - a_{i-1}}{N_i - N_{i-1}} \right), & i > 1 \end{cases} \quad (3)$$

近似计算 da_i/dN_i 。

2.4 MSD 裂纹扩展分析步骤

MSD 的裂纹扩展分析主要步骤如下:

Step1 选定 MSD 开裂模式;

Step2 根据检测能力确定初始裂纹尺寸 a_{n1} ,

其中, n 为 MSD 裂纹序号;

Step3 使用有限元法求解得到各裂纹等效应力强度因子 K_{nm} ;

Step4 设定裂纹循环间隔 ΔN_i ;

Step5 根据 Paris 公式和式(3),求解得到:

$$\Delta a_{ni} = \begin{cases} \Delta N_i C (\Delta K_n)^m, & i = 1 \\ \left[2C (\Delta K_n)^m - \frac{\Delta a_n(i-1)}{\Delta N_{(i-1)}} \right] \Delta N_i, & i > 1 \end{cases} \quad (4)$$

Step6 累计裂纹长度 $a_{n(i+1)} = a_{ni} + \Delta a_{ni}$,回到 **Step3** 继续循环。

根据塑性区连通准则^[15],当两条相邻裂纹的裂尖塑性区连通(见图7(a))或裂尖塑性区与相邻孔连通(见图7(b))时,认为结构失效,终止计算。

平面应力状态下塑性区半径取

$$r_p = \frac{1}{2\pi} \left(\frac{K_I}{F_{TY}} \right)^2 \quad (5)$$

式中: K_I 为裂尖应力强度因子,本文取等效应力强度因子 K_m ; F_{TY} 为材料屈服强度。

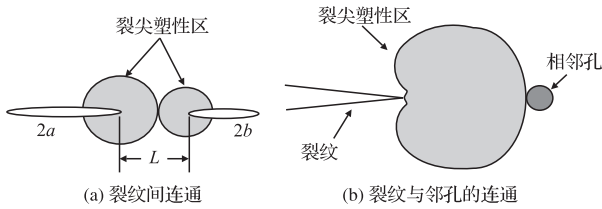


图 7 塑性区连通准则

Fig.7 The plastic zone linkup criterion

3 计算结果与比较

本文在进行裂纹扩展分析时,通过 ANSYS 软件的 APDL 参数化设计语言实现了含裂纹结构建模、边界条件施加、应力强度因子求解、裂纹长度扩展量计算、裂纹扩展后结构重新建模、塑性区联通后终止运算等过程,大大减小了求解工作量。选用开

裂模式 3 中的 01 号试件为例验证本文的裂纹扩展预测方法;同时,与传统的平面模型分析进行对比。

根据试验观测(铆钉遮挡长度为 1 mm),在进行 75 340 次循环时,6 条裂纹长度从左至右依次为 0.44 mm,0.50 mm,0.53 mm,0.59 mm,1.62 mm 和 1.71 mm,以此时作为研究裂纹扩展的初始状态。试验件中的主裂纹与相邻副裂纹连通时,其寿命为 92 570,后经 78 个循环断裂;因试验件在裂纹连通后的寿命很小,以 92 570 为结构断裂寿命,即实际裂纹扩展寿命为 17 230。

在图 8 中,同时绘制了 6 条裂纹的扩展预测曲线和试验观测曲线。裂纹的扩展预测曲线分为 2 种,三维模型的裂纹扩展预测曲线根据本文提出的等效应力强度因子求得;二维模型的裂纹扩展预测曲线使用单排多孔平面有限元模型^[4-8]经本文的“载荷分间隔处理法”求得。

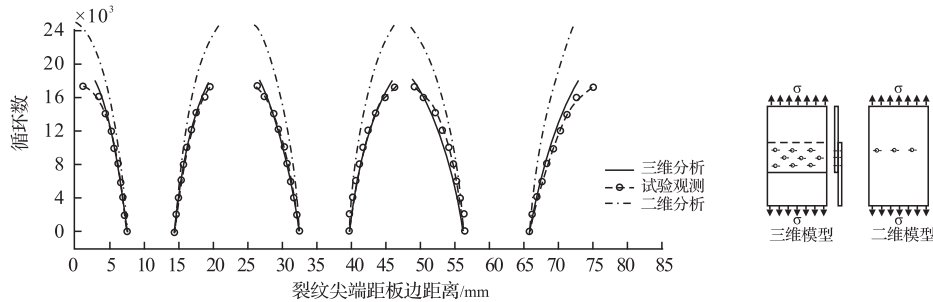


图 8 裂纹扩展预测曲线

Fig.8 Crack growth predicted curves

由图 8 可以看出,在三维模型下,根据本文提出的等效应力强度因子预测的裂纹扩展曲线与实际裂纹扩展曲线基本吻合,所预测的裂纹扩展寿命为 18 014,误差为 4.5%;使用二维模型对 MSD 裂纹进行分析,裂纹扩展速率偏低,预测的裂纹扩展寿命过于危险,其值为 24 408,误差为 41.7%。

分析其原因,二维分析的研究对象为单排多孔平板结构,孔边仅有应力集中情况。而在实际搭接结构中,两搭接板之间靠铆钉传载,即使板的厚度较薄且有防弯措施,搭接板的不同面也会造成铆钉的弯撬,使搭接板孔边为三向应力状态,加之孔边原有应力集中的影响,导致三维结构的孔边局部应力场更为复杂和危险。

虽然本文研究的搭接结构较薄,铆钉弯矩作用小,但使用二维模型分析仍不合适;对于厚度较大的模型,其更为不妥。因此,对搭接结构进行研究,简化的单排孔平板结构裂纹扩展寿命偏长,结构分析结果偏于危险,必须建立在三维模型的基础上。

所有试验件裂纹扩展寿命的计算值与试验值见表 1。

表 1 试验结果与有限元分析结果

Tab.1 The results of test and FEA

| MSD 模式 | 试验件编号 | 裂纹扩展寿命/cycle | | | 平均误差/% |
|--------|-------|--------------|--------|------|--------|
| | | 计算值 | 试验值 | 误差/% | |
| 模式 1 | 05 | 45 080 | 42 103 | 7.1 | 6.3 |
| | 08 | 38 240 | 36 278 | 5.4 | |
| 模式 2 | 03 | 22 540 | 21 085 | 6.9 | 6.9 |
| | 06 | 24 910 | 23 586 | 5.6 | |
| 模式 3 | 07 | 28 590 | 26 431 | 8.2 | 5.0 |
| | 01 | 18 010 | 17 230 | 4.5 | |
| | 02 | 15 880 | 15 384 | 3.2 | |
| | 04 | 16 810 | 15 942 | 5.4 | |
| | 09 | 19 950 | 19 027 | 4.8 | |
| | 10 | 17 430 | 16 257 | 7.2 | |

从上表可以看出,使用本文方法预测 3 种开裂模式下的裂纹扩展寿命,平均误差均小于 7%。此外,模式 2(4 条裂纹)下的裂纹扩展寿命较模式 1(3 条裂纹)下降了 39.5%;模式 3(6 条裂纹)下的裂纹扩展寿命较模式 1 下降了 57.2%,较模式 2 下降了 29.2%。说明 MSD 裂纹扩展寿命与结构开裂模式有关,结构中共存的裂纹越多其裂纹扩展寿命越短。

4 结语

本文根据裂纹尖端左右两侧应力强度因子提出了等效应力强度因子的概念,结合“载荷分间隔处理方法”建立了等幅谱下 MSD 裂纹扩展预测模型。试验结果和有限元分析结果表明,MSD 裂纹扩展寿命与结构开裂模式相关,结构中共存的裂纹越多,其裂纹扩展寿命越短。算例表明,本模型的预测结果与试验结果较为吻合,误差在 7% 以内,预测值比试验值略高。

由于搭接结构中弯矩、钉载、摩擦接触等因素的影响,其实际受载情况远比平板结构复杂。对于搭接结构的 MSD 裂纹扩展分析,简化的二维结构分析结果过于危险,不论是使用解析法或数值法,必须建立在三维模型的基础上。

参考文献(References):

- [1] Hans Trey, Hans Juergen Schmidt. Programme for Life Extension and Widespread Fatigue Damage Evaluation to Ensure Continued Structural Integrity of Airbus Large Transport Category Airplanes [C]//RTO AVT Specialists' Meeting, Manchester, United Kingdom, 2001.
- [2] 廖敏,孙秦,徐晓飞. 含多裂纹连接结构损伤容限试验研究[J]. 航空学报, 1998,19(1):103-106.
LIAO Min, SUN Qin, XU Xiaofei. Experimental Investigation for Damage Tolerance of Fastener Joint in Presence of Multiple-Site Damage [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998,19(1):103-106. (in Chinese)
- [3] Bellinger N C, Komorowski J P, Gould R W. Corrosion Pitting in Aircraft Fuselage Lap Joint [R]. AIAA-2005-2023.
- [4] Mayville R A, Warren T J. A Laboratory Study of Fracture in Presence of Lap Splice Multiple Site Damage [C]//Structural Integrity of Aging Airplanes, Berlin Heidelberg: String Verlag, 1991: 263-273.
- [5] 倪惠玲. 多处损伤特性的研究[J]. 航空学报, 1996,17(3):302-309.
NI Huiling. Study of the behavior of multiple site damage[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1996,17(3):302-309. (in Chinese)
- [6] DAVID Y, JEONG, PIN TONG. Onset of Multiple Site Damage and Widespread Fatigue Damage in Aging airplanes [J]. International Journal of Fracture, 1997,85:185-200.
- [7] 郁大照,陈跃良,郁章艳,等. 含 MSD 共线多孔平板应力强度因子有限元分析[J]. 海军航空工程学院学报, 2006,21(5): 561-565.
YU Dazhao, CHEN Yueliang, YU Zhangyan et al. Finite Element Analysis of SIF of Flat MSD Panels with A Number of Collinear Holes [J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2006,24(5): 561-565. (in Chinese)
- [8] 吉凤贤,徐晓飞,姚卫星. 多处损伤的疲劳裂纹扩展分析方法研究[J]. 机械强度, 2003, 25(3): 264-266
JI Fengxian, XU Xiaofei, YAO Weixing. Study on Analysis Method of Multiple Site Damage Fatigue Crack Growth [J]. Journal of Mechanical Strength, 2003,25(3):264-266. (in Chinese)
- [9] Brett L, Ching Long Hsu, Patricia J. Evaluation and Verification of Advanced Methods to Assess Multiple-Site Damage of Aircraft Structure [R], DOT/FAA/AR-04/42, I, 2004.
- [10] 陈跃良,郁大照,杨茂胜,等. 含多处损伤搭接结构应力强度因子的有限元分析[J]. 航空学报, 2007, 28(3): 615-619.
CHEN Yueliang, YU Dazhao, YANG Maosheng, et al. Finite Element Analysis of Stress Intensity Factors of Lap Joint with Multiple site Damage [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(3): 615-619. (in Chinese)
- [11] 何宇廷,张腾,崔荣洪,等. 一种基于有限元软件的孔边三维裂纹建模方法: 中国, 201310079840 [P]. 2013-05-22.
HE Yuting, ZHANG Teng, CUI Ronghang, et al. A Modeling Method of Three-Dimensional Edge Cracks Base on Finite Element Software [P]. China, 201310079840, 2013-05-22. (in Chinese)
- [12] Lin X B, Smith R A. Finite Element Modeling of Fatigue Crack Growth of Surface Cracked Plates-Part I: the Numerical Technique [J]. Eng Fracture Mech, 1999, 63(5): 503-522.
- [13] 李亚智,张向. 整体加筋壁板的破损安全特性与断裂控制分析[J]. 航空学报, 2006,27(5):842-846.
LI Yazhi, ZHANG Xiang. An Analysis of Fail-Safety and Fracture Control of Integrally Stiffed Panels [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(5): 842-846. (in Chinese)
- [14] Partl O, Schijve J. Multiple Site Damage in 2024-T3 Alloy Sheet [J]. International Journal of Fatigue, 1993,15(4): 293-299.
- [15] Swift T. Widespread Fatigue Damage Monitoring-Issues and Concerns [C]//Proceedings of the 5th International Conference on Structural Airworthiness of New and Aging Aircraft, Germany, 1993: 133-150.

(编辑:徐敏)