

文章编号:1000-6893(2008)02-0411-05

# 含多处损伤未加筋铝合金壁板的剩余强度

葛森<sup>1</sup>, 李仲<sup>1</sup>, 张积广<sup>1</sup>, 张有宏<sup>2</sup>, 张弛<sup>3</sup>

(1. 中国飞机强度研究所, 陕西 西安 710065)

(2. 第二炮兵工程学院, 二系, 陕西 西安 710025)

(3. 西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

## Residual Strength of Unstiffened Aluminum Alloy Panel with Multiple Site Damages

Ge Sen<sup>1</sup>, Li Zhong<sup>1</sup>, Zhang Jiguang<sup>1</sup>, Zhang Youhong<sup>2</sup>, Zhang Chi<sup>3</sup>

(1. Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

(2. Second Department, The Second Artillery Engineering Institute, Xi'an 710025, China)

(3. School of Aeronautics, Northwest Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**摘要:** 进行了含多处损伤(MSD)的未加筋 LY12CZ 铝合金壁板的剩余强度试验。用 $\varnothing 0.12$ 的铅丝切割预制裂纹,在垂直于裂纹面的方向施加单调增加的拉伸载荷,直至壁板破坏。得到了含不同裂纹几何的未加筋壁板的剩余强度。试验结果表明随着主裂纹长度增加,未加筋壁板的剩余强度减小;对相同的主裂纹长度,主裂纹和相邻的 MSD 裂纹之间的距离  $b$  减小,平板的剩余强度也减小。用 5 种失效准则分别计算了每个壁板的剩余强度。与试验结果比较表明,净截面屈服准则和表观断裂韧性准则的误差较大,塑性区连通准则预测的平均误差为 22.17%,改进的表观断裂韧性准则的平均误差为 16.98%,而改进的塑性区连通准则预测的平均误差为 8.27%,改进的塑性区连通准则大大提高了预测结果的精度。

**关键词:** 多处损伤; 剩余强度; 主裂纹; 失效准则

**中图分类号:** V215.6      **文献标识码:** A

**Abstract:** The residual strength tests of unstiffened aluminum alloy LY12CZ panels with multiple site damages (MSD) were carried out. The lead crack and the small cracks at rivet holes were simulated by saw cuts. Each specimen was subjected to a monotonically increasing tensile load perpendicular to the crack surface until failure occurred. The residual strengths of these panels with different crack sizes were obtained. The experimental results showed that the residual strengths of the panels would decrease as the lead crack length increased and for the same lead crack size, the residual strengths of the panels would decrease as the distance  $b$  between the lead crack tip and the adjacent MSD crack tips reduced. The residual strengths of the panels with multiple site damage were evaluated by five different failure criteria respectively. Compared with the experimental results, it is shown that for panels with different lead crack sizes and different  $b$  values, the average error for net section yield criterion and K-apparent criterion was too great, while the average error for plastic zone link up criterion and improved K-apparent criterion were 22.17% and 16.98% respectively, and that for improved plastic zone link up criterion was 8.27%, suggesting a notable improvement in prediction with the improved model.

**Key words:** multiple site damage; residual strength; lead crack; failure criterion

老龄飞机在高应力集中区以小裂纹形式累积广布的疲劳损伤,通常称为多处损伤(MSD)<sup>[1]</sup>。当存在 MSD 时,各裂纹之间的相互作用,使得裂纹扩展速率加快,相邻的裂纹连接在一起形成一个更大的裂纹,导致结构承载能力急剧下降<sup>[2-3]</sup>。MSD 结构的剩余强度成为近几年保证飞机结构完整性的研究热点之一<sup>[4-7]</sup>。研究 MSD 裂纹的连通和失效准则非常重要,因为它决定什么时候

在什么地方将发生破坏<sup>[8]</sup>,同时影响结构的检测周期和临界裂纹长度。目前已提出的连通准则有残余韧带净截面屈服准则<sup>[9]</sup>、表观断裂韧性准则<sup>[9]</sup>、塑性区连通模型<sup>[10]</sup>等。本文进行了含不同主裂纹长度和不同距离  $b$  的 MSD 未加筋铝合金壁板的剩余强度试验,用塑性区连通准则等 5 种准则计算 MSD 未加筋壁板的剩余强度,并进行了比较。研究了主裂纹长度和主裂纹与相邻的 MSD 裂纹之间的距离  $b$  对平板剩余强度的影响。

收稿日期:2007-11-23; 修订日期:2008-01-07

通讯作者:葛森 E-mail: senge623@yahoo.com.cn

## 1 含 MSD 未加筋壁板的剩余强度试验

试样材料为航空常用的 LY12CZ 铝合金,材料的基本力学性能为屈服应力  $\sigma_{ys} = 307.2$  MPa, 疲劳强度  $\sigma_b = 433.5$  MPa。未加筋壁板试验件包括 15 种不同的主裂纹长度和不同长度的  $b$ , 每种情况用 2 个试验件, 结果取其平均值, 共 30 件。试验件几何尺寸为  $1\ 000\ \text{mm} \times 600\ \text{mm} \times 2\ \text{mm}$ , 详情如表 1 和图 1 所示, 图 1 中  $a_{\text{lead}}$  为主裂纹半长度, 相邻的孔中心距离为 20 mm。所有孔的直径为 4 mm, 所有孔边裂纹长度为 2 mm, MSD 裂纹半长度  $a_{\text{msd}}$  为 4 mm。15 种试验件分 3 组, 每组的 5 个试验件的  $b$  不同; 各组之间对应的 5 个试验件的  $b$  相同, 但主裂纹长度不同。

表 1 试验件的几何参数

Table 1 Geometric configuration of panels

试件编号	主裂纹长度/mm	$b$ /mm	多裂纹孔数
1	306	3	8
2	302	5	8
3	298	7	8
4	294	9	8
5	290	11	8
6	266	3	10
7	262	5	10
8	258	7	10
9	254	9	10
10	250	11	10
11	226	3	12
12	222	5	12
13	218	7	12
14	214	9	12
15	210	11	12

用  $\varnothing 0.12$  的钼丝切割预制裂纹。试验在 P960 疲劳试验机上进行, 由试验机的作动筒通过杠杆系统实施加载, 为了使试验件受载均匀, 通过夹具上两排螺栓将集中载荷转化为均布载荷施加

到试验件上, 电脑控制系统通过传感器控制作动筒的载荷, 载荷传感器安装在试验件与加载横梁之间。在垂直于裂纹线的方向施加单调增加的拉伸载荷, 直至壁板破坏。

## 2 含 MSD 未加筋壁板剩余强度估算方法

### 2.1 净截面屈服准则 (NSY)

高韧性材料结构上的应力会使整个净截面在发生断裂前产生屈服, 最后导致结构破坏。工程上认为当结构的某一截面上的净截面应力等于或大于材料的屈服应力时, 则结构破坏<sup>[9]</sup>。对于平板, 其净截面准则可表示为

$$P_{\text{net}} = \sigma_{\text{ys}} (W - 2a_{\text{lead}} - nd - 2n_{\text{MSD}}a_{\text{msd}})t \quad (1)$$

式中:  $P_{\text{net}}$  为净截面屈服准则预测的破坏载荷;  $\sigma_{\text{ys}}$  为材料的屈服强度;  $W$  为标距截面的宽度;  $a_{\text{lead}}$  为中心主裂纹的半长度;  $n$  为孔数;  $n_{\text{MSD}}$  为含 MSD 的孔数;  $d$  为孔的平均直径;  $a_{\text{msd}}$  为 MSD 裂纹的孔边长度;  $t$  为壁板孔所在位置的厚度。

### 2.2 塑性区连通准则

对含有长  $2a_{\text{lead}}$  的主裂纹和共线的 MSD 裂纹承受与裂纹面垂直的远方载荷  $\sigma$  的壁板, 塑性区连通准则<sup>[10]</sup> 认为当主裂纹塑性区与相邻的 MSD 裂纹的塑性区连通时的应力水平为结构的剩余强度。塑性区连通准则可以表示为

$$R_{\text{lead}} + R_{\text{msd}} = b \quad (2)$$

式中:  $R_{\text{lead}}$  为主裂纹塑性区尺寸;  $R_{\text{msd}}$  为多处损伤裂纹塑性区尺寸; 塑性区尺寸采用 Irwin 塑性区半径。真实的塑性区边界尺寸是 Irwin 塑性区的 2 倍。塑性区连通模型表示为

$$\sigma = \sigma_{\text{ys}} \sqrt{\frac{b}{a_{\text{lead}}\beta_{\text{lead}}^2 + a_{\text{msd}}\beta_{\text{msd}}^2\beta_{\text{h}}^2}} \quad (3)$$

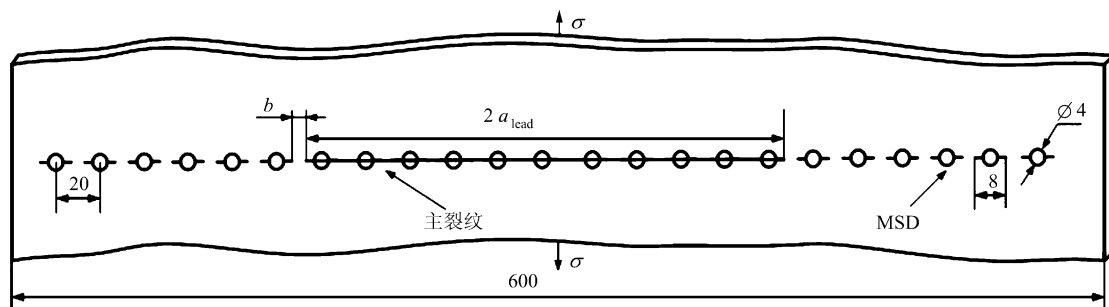


图 1 MSD 壁板的裂纹几何示意图

Fig. 1 Schematic of panels with multiple site damage

式中: $\sigma$ 为结构的剩余强度; $\sigma_{ys}$ 为材料的屈服应力; $a_{lead}$ 和 $a_{msd}$ 分别为为主裂纹和靠近主裂纹的多裂纹半长度; $\beta_{lead}$ 和 $\beta_{msd}$ 分别为为主裂纹和靠近主裂纹的多裂纹的裂纹尖端应力强度的 Kamei-Yokobori 相互影响因子<sup>[11]</sup>

$$\beta_{msd} = \sqrt{1 + \frac{2a_{lead}}{b}} \left[ 1 - \left( 1 + \frac{b}{2a_{msd}} \right) \frac{K(k) - E(k)}{K(k)} \right] \quad (4)$$

$$\beta_{lead} = \sqrt{1 + \frac{2a_{msd}}{b}} \left[ 1 - \left( 1 + \frac{b}{2a_{lead}} \right) \frac{K(k) - E(k)}{K(k)} \right] \quad (5)$$

其中: $K(k)$ 为第 1 类完全椭圆积分; $E(k)$ 为第 2 类完全椭圆积分

$$k = 2 \sqrt{\frac{a_{lead} a_{msd}}{(2a_{msd} + b)(2a_{lead} + b)}} \quad (6)$$

$\beta_h$  为 MSD 裂纹的应力强度因子 Bowie 因子<sup>[12]</sup>。

### 2.3 表观断裂韧性准则

线弹性断裂力学认为,当构件的裂纹尖端应力强度因子达到某一临界值时,裂纹便发生不稳定扩展,造成构件破坏<sup>[9]</sup>。这一准则以线弹性断裂力学为基础,假设薄板存在一个有效的断裂韧性,相比平面应变条件,允许结构更多的屈服,称之为表观应力强度因子  $K_{app}$ ,与裂纹稳定扩展的起始长度  $a_i$  和对应的失稳临界应力  $\sigma_c$  的关系为

$$K_{app} = \sigma_c \beta_w \sqrt{\pi a_i} \quad (7)$$

式中: $K_{app}$ 为表观应力强度因子; $\sigma_c$ 为断裂时的应力; $a_i$ 为主裂纹半长度; $\beta_w$ 为有限板宽修正系数。

严格地说, $K_{app}$ 并不像断裂韧性  $K_{IC}$  是材料的性能参数,随不同的试样几何和裂纹几何而变化<sup>[5]</sup>。对厚度 2 mm 的铝合金壁板, $K_{app}$ 为  $80.97 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 。当主裂纹尖端应力强度因子达到  $K_{app}$  时结构破坏

$$K \geq K_{app} \quad (8)$$

### 2.4 改进的表观断裂韧性准则

改进的表观断裂韧性准则考虑主裂纹和相邻的 MSD 裂纹之间的相互影响,用式(5)中的 Kamei-Yokobori 相互影响因子修正主裂纹尖端的应力强度因子,即

$$K_{app} = \sigma_c \sqrt{\pi a_i} \beta_w \beta_{lead} \quad (9)$$

### 2.5 改进的塑性区连通准则

对不同的主裂纹长度以及  $b$ ,塑性区连通模型预测的剩余强度与试验结果的误差较大,文献

[13]提出了一种改进的塑性区连通准则

$$\sigma_{mod} = \frac{\sigma}{D_1 \left[ \ln \left( \frac{a_{lead}}{b} \right) \right] + D_2} \quad (10)$$

式中: $\sigma_{mod}$ 为改进的塑性区连通准则预测的剩余强度; $D_1$ 和 $D_2$ 为改进系数。对 LY12CZ 铝合金平板,通过 30 个不同 MSD 裂纹尺寸的壁板试验数据的极大似然估计,得到式(10)中的改进系数  $D_1 = -0.292\ 333$ ,  $D_2 = 1.723\ 132\ 3$ 。这个改进模型的优点是使用方便,而且对不同的主裂纹长度和 MSD 裂纹长度、宽度以及不同的韧带长度都能得到满意的预测结果。

## 3 预测剩余强度与试验结果比较及分析

壁板剩余强度试验和预测结果如图 2 所示。

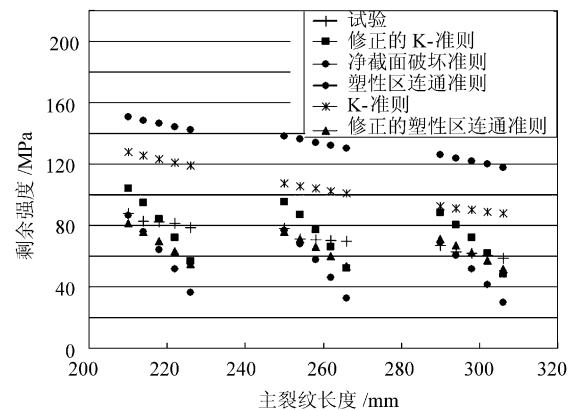


图 2 预测剩余强度与试验结果的比较

Fig. 2 Experimental and evaluated residual strengths

### 3.1 主裂纹长度对剩余强度的影响

图 2 的试验结果表明,随着主裂纹长度增加,壁板的剩余强度减小。对相同的  $b$ ,试验件的主裂纹长度增加 20 mm,剩余强度平均减小 12.80%,主裂纹长度增加 40 mm,剩余强度平均减小 24.86%。

### 3.2 几种方法预测的剩余强度比较与分析

从图 2 看出,主裂纹和相邻的 MSD 之间的距离对壁板的剩余强度具有较大的影响。计算表明表观应力强度因子准则和净截面屈服准则,由于没有考虑 MSD 裂纹尖端塑性区引起的构件承载能力损耗,当试件中心裂纹两侧含有小裂纹时往往高估了其剩余强度。

塑性区连通准则、改进的表观断裂韧性准则预测值和改进的塑性区连通准则与试验结果的相

对误差分别为 22.17%, 16.98% 和 8.27%, 如图 3 所示。

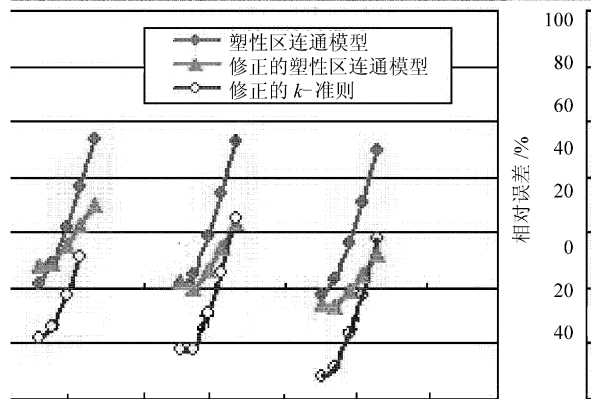


图3 预测结果与试验结果的相对误差比较  
Fig. 3 Relative error of the evaluated results

从图 3 看出,当  $b$  较长(如 11 mm)时,对不同的主裂纹长度,改进的表观断裂韧性准则预测结果的误差较大,而且结果偏危险,塑性区连通准则和改进的塑性区连通准则的平均误差分别为 2.9% 和 1.9%,表明塑性区连通准则综合净截面屈服和线弹性断裂力学概念,对一定的韧带长度,描述含多裂纹的韧性材料 LY12CZ 平板的失效过程是合理的。当  $b$  较短(如 3 mm)时,塑性区连通准则给出了较差的结果,而改进的 K-准则和改进的塑性区连通准则给出的结果的误差明显要小,说明韧带较小时壁板的破坏主要由裂纹尖端的应力强度因子控制。结果表明,当  $b > 2a_{msd}$  时,适用塑性区连通准则和改进的塑性区连通准则;当  $b < 2a_{msd}$  时,适用改进的表观断裂韧性准则和改进的塑性区连通准则。对不同的裂纹间距  $b$ ,改进的塑性区连通准则预测的结果误差最小。

#### 4 结论

(1) 研究了主裂纹长度和  $b$  对 MSD 平板剩余强度的影响,主裂纹长度增加使平板的剩余强度减小;对相同的主裂纹长度, $b$  减小,壁板的剩余强度也减小。

(2) 用 5 种失效准则计算了 MSD 壁板的剩余强度。与试验结果进行对比表明,净截面屈服准则和表观断裂韧性准则的误差较大,塑性区连通准则预测的平均误差为 22.17%,改进的表观断裂韧性准则的平均误差为 16.98%,而改进的塑性区连通准则预测的平均误差为 8.27%。对不同的裂纹几何,改进的塑性区连通准则预测结果具有较好的精度。

#### 参考文献

- [1] Gruber M. Investigation of fuselage structure subject to widespread fatigue damage[R]. DOT/FAA/AR-95/47, Washington D C: Office of Aviation Research, 1996.
- [2] Tong P. Residual strength of aircraft panels with multiple site damage [C]//Proceedings of the International Workshop on Structural Integrity of Aging Airplanes. 1992.
- [3] Jeong D Y, Brewer J C. On the linkup of multiple cracks[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1995, 51(2): 233-238.
- [4] Moukawsher E J, Heinemann M B, Grandt A F, Jr. Residual strength of panels with multiple site damage[J]. AIAA Journal of Aircraft, 1996, 33(5): 1014-1021.
- [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. Research of multiple site damage characteristics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1996, 17(3): 302-309. (in Chinese).
- [6] Li Z, Ge S, Lu G Z. Residual strength of stiffened LY12CZ aluminum alloy panels with widespread fatigue damage [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(1): 48-52.
- [7] 陈跃良, 郁大照, 杨茂胜. 含多处损伤搭接接头结构应力强度因子有限元分析[J]. 航空学报, 2007, 28(3): 615-619.  
Chen Yueliang, Yu Dazhao, Yang Maosheng. 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)
- [8] Dela Motte E B, Opalski F A. MSD: where we are and where we should go[C]//the U. S. Air Force Structural Integrity Conference. 1993.
- [9] Cherry M C, Mall S, Heinemann M B, et al. Residual strength of unstiffened aluminum panels with multiple site damage[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1997, 57(6): 701-713.
- [10] Swift T. Widespread fatigue damage monitoring issues and concerns [C]//The 5th International Conference on Structural Airworthiness of New and Aging Aircraft. 1993.
- [11] Kamei A, Yokobori T. Two collinear asymmetrical elastic cracks[R]. Report of the Research Institute for Strength and Fracture of Materials, 1974: 41-42.
- [12] Grandt A F, Jr. Stress intensity factors for some thru-cracked fastener holes [J]. International Journal of Fracture, 1975, 5(2): 283-294.
- [13] Li Z, Ge S, Lu G Z. An improved linkup model for residual strength of flat aluminum panels with multiple site damages [J]. (Submitted to Chinese Journal of Aeronautics, 2008).

#### 作者简介:

葛森(1958—) 男, 博士, 研究员。主要研究方向: 飞机结构强度研究。

E-mail: senge623@yahoo.com.cn

(责任编辑: 李铁柏)