



文章编号:1003-8728(2005)05-0555-04

老龄飞机 MSD 结构剩余强度评定技术

邹艳梅, 王生楠

(西北工业大学 飞机结构强度研究所, 西安 710072)

邹艳梅

摘要: 讨论了多部位损伤(MSD)对结构安全性的影响和 MSD 结构安全性评定所赋予的新内容。通过等距等长共线孔边裂纹平板和等距等长共线裂纹平板的剩余强度计算, 研究分析了 MSD 结构剩余强度评定中裂纹之间的相互作用、材料塑性、裂纹连通准则和破坏准则等关键技术。

关键词: MSD; 剩余强度评定; 内力再分配因子; 连通准则; 破坏准则

中图分类号: V22

文献标识码: A

Residual Strength of Aging Aircraft Structures with Multiple-Site Damage (MSD)

ZOU Yan-mei, WANG Sheng-nan

(Department of Aircraft Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

Abstract: It is known that widespread fatigue damage (WFD) during the lift of an aircraft can significantly reduce the residual strength of an aging aircraft. WFD is studied in various aspects and some important results have been obtained. But how to effectively apply the results to the safety assessment of the aircraft structures with WFD is another problem that needs to be solved and is also very important in aircraft engineering. For this purpose, this paper focuses on some techniques which will be used in the residual strength assessment of the structures in the presence of multiple-site damage (MSD) such as the interaction between cracks, material plasticity, crack linkup rules, fracture criterion, etc. Some detailed numerical studies are presented to illustrate the importance of these techniques.

Key words: MSD; Residual strength; Plasticity; Crack link-up criterion; Fracture criterion

广布疲劳损伤(WFD)是当前损伤容限技术中一个非常活跃的研究课题,特别是对老龄飞机尤其显得突出。对广布疲劳损伤的研究是多方面的,并在一些方面已取得了重要成果^[1-13]。但是,如何将这些成果应用到飞机结构设计和含 WFD 结构的安全性评定中,是当前飞机结构损伤容限设计和评定中需要解决的课题。

本文在众多研究工作的基础上进一步讨论了多部位损伤(MSD)对结构安全性的潜在威胁,结合等距等长共线孔边裂纹平板和等距等长共线裂纹平板的剩余强度计算,研究分析了内力再分配因子、材料塑性和多裂纹连通准则在 MSD 结构安全性评定中的应用以及 MSD 结构破坏准则等关键技术。

1 MSD 对结构安全性的潜在威胁

飞机结构的安全性建立在每个重要结构元件达到临界裂纹长度之前发现裂纹的能力上,由试验支持的剩余强度

计算,一般不假设有多部位损伤(MSD)存在。但飞机服役期超过某一门槛值时,将出现许多不可检测的极小裂纹,这些裂纹随着飞机的延长服役而形成广布疲劳裂纹,并严重影响极限载荷下单个主导裂纹(或孤立裂纹)所希望具有的大剩余强度能力(图1),临界裂纹尺寸的降低,导致裂纹扩展周期的减少(图2),从而导致要求的检查周期缩短,使破损安全难以保证,对飞机将产生不可估计的灾难性破坏。

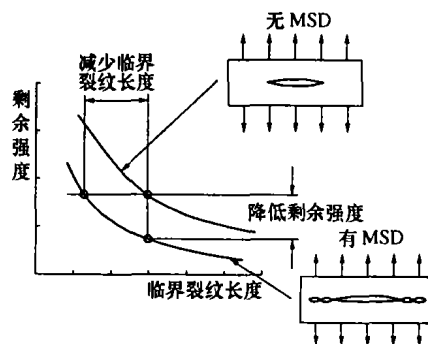


图1 MSD 对单条主导裂纹剩余强度的影响

收稿日期:2004-05-12

作者简介:邹艳梅(1977-),女(汉),四川,硕士研究生

E-mail: wangshna@nwpu.edu.cn

对 MSD 结构安全性值得重视的另一个潜在威胁是,多处出现的小裂纹将随着飞机服役期的延长而扩展,即使主导裂纹不发生局部失稳扩展,这些裂纹也将使整个结构的净截面积减少或与主导裂纹连通形成一条长裂纹,导致整个结构的极限承载能力急剧降低,对整个结构的安全性构成威胁。这表明在 MSD 结构安全性评估时,既要考虑裂纹局部失稳,又要考虑整体结构破坏。

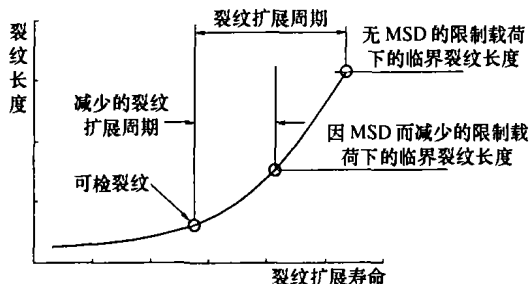


图2 MSD对单条主导裂纹检查周期的影响

由于 MSD 的存在,对 MSD 结构的剩余强度评定就赋予了新的内容:如何选择 MSD 关键结构,如何考虑裂纹之间的相互作用,材料塑性,裂纹之间以何种方式连通以及对剩余强度的影响,MSD 结构的破坏准则等。本文将重点讨论后面4个问题。

2 裂纹间的相互作用及内力再分配因子

从断裂力学的机理出发,裂纹之间的相互作用过程实质上是一个局部内力再分配的过程,即某一处裂纹的出现和扩展,引起了结构中各部位裂纹尖端局部应力的重新分配,从而使每个裂纹尖端应力强度因子(K)发生变化,导致损伤容限特性发生改变。因此,可以用一个内力再分配因子(C)来定量地反映裂纹之间相互作用的程度,并将该因子纳入到应力强度因子表达式中。这样,在应力强度因子的表达式中,除了反映几何变化的几何构型因子(Y)外,再引入一个反映裂纹尖端局部应力变化的内力再分配因子(C),即 $K = Y \cdot C \cdot \sigma \sqrt{\pi a}$,而这两个因子可以看成是相互独立的两个量,可分别独立确定。

引入内力再分配因子(C)是为了工程计算上的方便,且可以通过解析或数值方法确定,这对简单结构并不困难,但对复杂结构却是一项很繁琐的工作。

为了说明内力再分配因子(C)的使用,作者在线弹性断裂力学的基础上对含三条等距等长共线裂纹平板中的中央裂纹的内力再分配因子(C)及其剩余强度进行了计算(图3)。材料为 Lyl2cz(T-L),板厚 $t = 2$ mm,相邻裂纹间的中心距 $S = 30$ mm。结构剩余强度计算公式为^[14]

$$C\sigma_m = \begin{cases} \left(1 - (1 - \eta) \left(\frac{a_{ys}}{a_{sd}}\right)^\mu\right) \sigma_i & (a_{ys} \leq a_{sd}) \\ \frac{K_{dL}}{\sqrt{\pi a_{ys}}} \sigma_i = \sigma_i \eta \left(\frac{a_{ys}}{a_{sd}}\right)^{-0.5} & (a_{ys} > a_{sd}) \end{cases}$$

式中: $a_{ys} = \frac{a}{n}$; $a_{sd} = 1.024K_{dL}^2$; $K_{dL} = \frac{K_{IC}}{Y\sigma_i}$; $a_{sd} = \frac{1}{\eta^2 \pi} K_{dL}^2$; $\eta =$

$\frac{\mu}{\mu + 0.5}$; μ 由试验数据拟合,一般取 $\mu = 0.63$ 。 σ_m 为所求结构的剩余强度; σ_i 为材料的屈服强度(屈服应力); K_{IC} 为材料的断裂韧性值; K_{dL} 为材料的当量断裂韧性; a 为即时裂纹长度; a_{ys} 为有效裂纹长度; a_{sd} 为过渡裂纹长度; n 为裂纹尖端数。

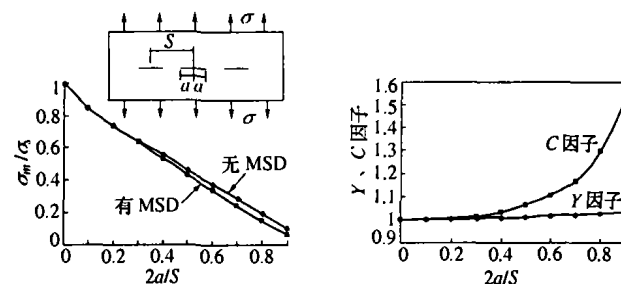


图3 共线裂纹平板中央裂纹Y、C因子及剩余强度

图3中Y因子曲线是相同几何尺寸下的无MSD的中心裂纹平板的Y因子,而C因子曲线则表示等距等长共线裂纹平板中另外两条裂纹对中央裂纹局部应力的影响。可以看出,由于MSD的存在,中央裂纹尖端局部应力增大($C > 1$),其剩余强度能力总是降低无MSD的中心裂纹剩余强度能力,且随着中央裂纹和MSD裂纹的增长,降低也越大。

注意到主导裂纹的剩余强度不仅受小裂纹尺寸的影响,而且受到小裂纹距主导裂纹距离的影响。对图3所示的MSD平板,裂纹间距 S 越小,对中央裂纹剩余强度的影响就越大(图4)。

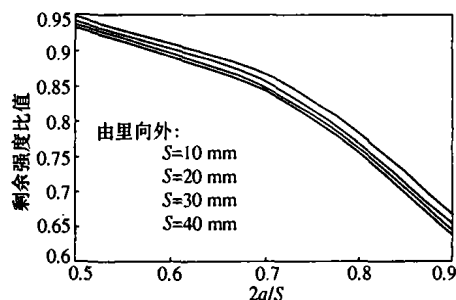


图4 裂纹间距对剩余强度的影响

3 材料塑性对MSD结构剩余强度的影响

在对主导裂纹和MSD同时存在的结构进行剩余强度分析时,应当考虑材料的塑性行为。在极限载荷作用下,在典型的机身开裂结构中,典型铆钉间距一般仅为25 mm,但主导裂纹尖端前沿的塑性区尺寸可以大到12.5 mm到几个25 mm。当主导裂纹尖端塑性区尺寸达到MSD裂纹长度和主导裂纹前端未开裂的韧带长度的量级时,主导裂纹尖端塑性区就不能忽略。在线弹性断裂力学模型中,变形和应力被高度集中在裂纹尖端附近,而考虑到塑性变形时,应力沿韧带重新分布以满足静力平衡条件,就像Irwin塑性区模型所建议的那样,这样的应力重分配严重改变了MSD情形中邻近裂纹的受力条件。另一方面,MSD裂纹的存在也限制了使应力得以重分配的韧带长度。MSD情形中的应力重分配由

于 MSD 裂纹与主导裂纹之间的相互作用而变得非常复杂。因此,进行详细的弹塑性断裂分析是必要的。

对图 5(a)所示的有限平板中的 MSD 情形^[10],一条主导裂纹位于板中心,在主导裂纹尖端前方分别有两条小裂纹,相邻小裂纹间的韧带长度为 25 mm。假设材料为 AL 2024-T3(薄裸板),其分段线性的塑性流动曲线如图 5(b)所示。

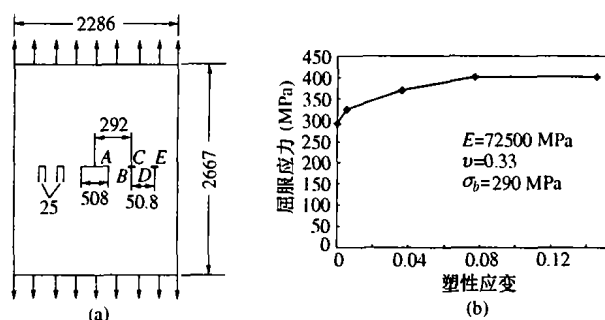


图5 含 MSD 的有限平板

当考虑仅主导裂纹存在时,由线弹性断裂力学 (LEFM) 给出的裂纹尖端应力强度因子 K 达到临界 K_{IC} 时作用的远场应力记为 σ'_{LE} 。图 6 给出了不同情形下的剩余强度,图中 $(\sigma' - \sigma^A) / (\sigma'_{LE} - \sigma^A)$ 表示正则化剩余强度, σ' 表示图 6 所示各情形下的破坏应力, σ^A 表示作用的远场应力。当使用 LEFM 时,对仅主导裂纹存在情形,正则化剩余强度为 1,且与作用应力无关;对主导裂纹和 MSD 同时存在情形,主导裂纹尖端的 K 因子很快达到 K_{IC} ,破坏应力也因此低于仅主导裂纹存在情况下的破坏应力,因此,正则化剩余强度比 1 要小一些。另一方面,当使用弹塑性断裂力学 (EPFM) 时, σ' 定义为主导裂纹尖端 J 积分达到 J_{IC} 时的远场应力,则对仅主导裂纹存在情况,正则化剩余强度取决于 σ^A 并且总是低于使用 LEFM 时的情况;考虑主导裂纹和 MSD 同时存在情形,剩余强度比其它 3 种情况更低,并且也取决于 σ^A 。显然,与 EPFM 的结果相比,LEFM 过高地估计剩余强度,这样,在 MSD 存在的情况下,LEFM 的解导致严重错误,特别是板在承受高应力水平时。

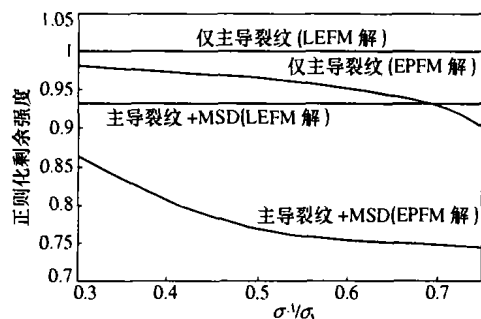


图6 含 MSD 有限平板的正则化剩余强度

4 裂纹连通对 MSD 结构剩余强度的影响

理论和试验研究先后提出了多种连通准则,它们大致可以分为 3 类:韧带屈服准则、韧带平均位移准则、韧带平均应力准则。在这 3 类连通准则中,Swift 提出的韧带屈服

准则得到了广泛的应用,它的概念清晰,物理意义也为一般人所接受。

Swift 塑性屈服连通准则认为:当两个裂纹尖端塑性区刚好发生接触时,原先的两条裂纹合并成一条长的裂纹,其连通准则为

$$r_p(a_1) + r_p(a_2) = L_s$$

式中: $r_p(a_1)$ 和 $r_p(a_2)$ 分别为裂纹 a_1, a_2 尖端塑性区尺寸, L_s 为两裂纹尖端距离,即韧带长度。可以采用 Irwin 公式计算 r_p 。

对图 3 中所示的等长共线孔边裂纹,由于其各条裂纹开裂是相似的,具体计算时,连通准则可以采用下面的直观方法

$$a_i + r_{pi} = S/2$$

式中: a_i 是指孔的半径与裂纹实际长度之和; r_{pi} 是裂纹尖端塑性区尺寸的大小。

等长共线孔边裂纹的连通准则也可以说成是当孔径、裂纹实际长度和塑性区尺寸三者之和达到相邻两孔中心距的一半时,两条裂纹即相互连通。

为了说明裂纹连通准则对 MSD 结构剩余强度的影响,作者分别应用 Swift 韧带屈服准则和裂纹尖端直接连通准则,计算了等间等长共线孔边裂纹平板和等距等长共线裂纹平板的剩余强度(图 7 和图 8 中曲线 1 和曲线 2 的左边实线部分)。计算采用了与图 3 相同的数据,孔径 $D=5$ mm。

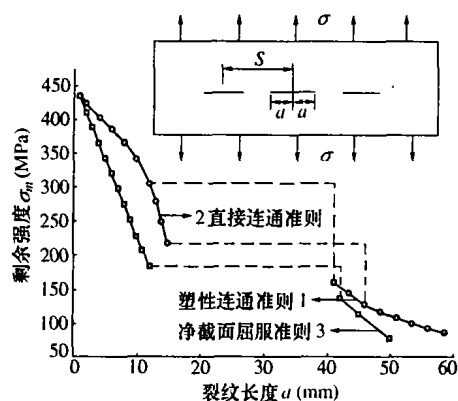


图7 MSD 对单条主导裂纹剩余强度的影响
(等间等长共线孔边裂纹平板)

从图 7 和图 8 所示的计算结果可以清楚地看到,考虑韧带屈服准则的裂纹临界长度比裂纹尖端直接连通的临界裂纹长度要小,说明不考虑裂纹尖端塑性连通计算的剩余强度结果是偏危险的。

5 MSD 结构的破坏准则

由图 7 和图 8 所给出的计算结果,还可以进一步说明 MSD 结构所服从的破坏准则。在裂纹没有连通之前,由裂纹局部失稳所控制的结构剩余强度(曲线 1 或曲线 2 左边实线部分)高于由整体结构静截面屈服所控制的极限承载能力(曲线 3 左边实线部分),说明在裂纹没有连通之前,结构的剩余强度由整体结构静截面屈服准则所决定。而当

裂纹连通形成一条长裂纹时,由该条长裂纹失稳扩展所控制的结构剩余强度(曲线1或曲线2右边实线部分)仍然高于由整体结构静截面屈服所控制的极限承载能力(曲线3右边实线部分),说明在裂纹连通之后,结构的剩余强度仍然是由整体结构静截面屈服准则所决定。总结起来,对于图7和图8所示的(或类似的)MSD结构,结构的剩余强度主要是由整体结构静截面屈服所决定,这一结论与由试验结果给出的结论^[6]是一致的。

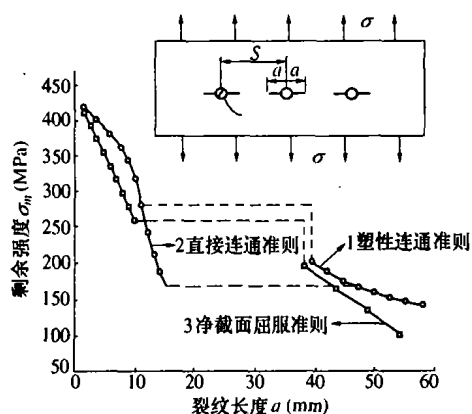


图8 MSD对单条主导裂纹剩余强度的影响
(等距等长共线裂纹平板)

6 结论

综上所述,对MSD结构的安全性评定至少应包括:

- (1) 选择MSD关键结构;
- (2) 确定各条裂纹的几何构型因子(Y)和内力再分配因子(C);
- (3) 选择裂纹连通准则;
- (4) 计算MSD结构的剩余强度;
- (5) MSD结构剩余强度评定。

选取什么样的结构作为MSD安全性评定的危险部位是一个复杂的问题,一般需要通过分析或通过完整结构或部件的疲劳试验来确定,也应当考虑类似结构细节的过去使用经验。使用经验和分析工作表明,飞机结构发生广布疲劳裂纹的危险部位,一般是那些在相似应力作用下的具有承受相似裂纹之间相互作用的能力的相似结构细节,如轴向蒙皮接头、隔框和止裂带、周向接头和长桁、腹板与加强件连接处、蒙皮拼接处、翼肋与加强件连接处等。

计算MSD结构的剩余强度,应考虑到局部失稳和整体破坏两种失效模式。

剩余强度评定工作是确定一个较为合理的MSD关键结构及其剩余强度能力,评价原则可以依据结构设计条件、试验、分析、以往的使用经验等制定。

对MSD结构的剩余强度评定,应该是包含步骤(1)到步骤(5)的一个反复过程。

本文研究思路可进一步用于研究复杂的MSD结构如加筋壁板、连接件、加强件连接处等的剩余强度评定,对此作者将另文介绍。

[参考文献]

- [1] Tong P. Multiple site damage in ageing aircraft[A]. Conf. on Ageing Aircraft[C], Baltimore Maryland, 1989:90~98
- [2] Swift T. Damage tolerance capability[A]. Specialists' Conference on Fatigue of Aircraft Materials[C], Delft University of Technology, OCT14-15, 1992
- [3] Partl O, Schijve J. Multiple-site damage in 2024-T3 alloy sheet[J]. Int J Fatigue, 1993, 15(4):293~299
- [4] Cong D Y, Brewer J C. On the linkup of multiple cracks[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1995, 51(2):233~238
- [5] Schijve J. Multiple-site Damage in aircraft fuselage structures[J]. Fatigue Fracture Eng. Mater. Struct, 1995, 18(3):329~344
- [6] 倪惠玲. 多处损伤特性的研究[J]. 航空学报, 1996, (3):302~309
- [7] 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, (1):103~106
- [8] 陈文. 老龄飞机的结构完整性问题及其对策[J]. 国际航空, 1996, (8):54~56
- [9] Wang L. Prediction of WFD thresholds in aging aircraft[J]. AIAA Journal, 1998, 36(3)
- [10] Wang L. Residual strength of aging aircraft with MSD/MED[J]. AIAA Journal, 1998, 36(5):840~847
- [11] Pieracci A, et al. An Assessment of Multiple Site Damage Through a Simple Statistical Model[R]. AIAA-99-1437:1993~2002
- [12] Singh R, et al. Growth of multiple cracks and their linkup in a fuselage lap joint[J]. AIAA Journal, 1998, 32(11):2260~2268
- [13] Smith B L, et al. Strength of 2024-T3 aluminum panels with multiple site damage[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(2):325~331
- [14] 飞机结构耐久性及损伤容限设计手册[M]. 航空航天工业部科学技术研究所, 1989