

铝合金板广布疲劳损伤载荷谱加重的数值分析

王芳丽 童明波 王欢欢 朱书华

(南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京, 210016)

摘要:在三排 45 孔铝合金试验件载荷加重试验基础上,对该模型进行了细致的有限元计算,系统地分析了广布损伤裂纹尖端相互影响因子分布和载荷加重裂纹扩展规律。结果表明:对于两个裂纹参数 a_i 和 a_j 影响的裂纹尖端相互影响因子 β_i ,随着 a_j 的增加而增加,随着 a_i 的增加而减小;对于 3 个参数 a_i , a_j 和 a_k 影响的裂纹尖端相互影响因子 β_i ,随着 a_j 和 a_k 的增加而增加,随着 a_i 的增加而减小;载荷加重后对 β 没有影响,这是由于有限元模型进行的是线弹性分析。由有限元法、构件疲劳额定系数法和构件细节数效应系数法 3 种方法计算的载荷 1.2 倍加重后的裂纹扩展量 $\Delta a_{1.2}$ 和原载荷扩展量 Δa 的比值 η ,在加载比较小,裂纹比较短时,多裂纹的扩展可以看作独立的裂纹扩展,可以吻合得很好,大约在 2 左右;但是当加载比较大,裂纹比较长时,裂纹尖端的相互影响因子变大,裂纹的扩展会快速增加,用有限元法可以更好地预测。

关键词:广布损伤;载荷谱加重;相互影响因子;裂纹扩展

中图分类号:V215.2 文献标志码:A 文章编号:1005-2615(2013)01-0028-05

Numerical Analysis on Load Spectrum Enhancement of Widespread Fatigue Damage in Aluminum Alloy Panel

Wang Fangli, Tong Mingbo, Wang Huanhuan, Zhu Shuhua

(Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract:Based on 45-hole specimens load enhancement experiments of the LY12-CZ aluminum alloy, the elastic finite element models are established. The interaction factor near the crack front of widespread fatigue damage and the crack propagation of load enhancement are analyzed systematically. The results indicate that the interaction factor β_i increases with the increasing a_j and the decreasing a_i for 2 variable factors, while decreases with the decreasing a_j , a_k and the increasing a_i for 3 variable factors. Additionally, β is no change with the load enhancement, since the result of finite element analysis (FEA) is linear elastic analysis. The ratios $\eta(\Delta a_{1.2}/\Delta a)$ are calculated by FEA, structural fatigue rated factor method and structural detail number effect coefficient method. Their results are similar when Δa and P_{\max} are small and the multi-cracks can be regarded as independent crack propagation. While Δa and P_{\max} are quite large, crack growth ratio increases rapidly, and the FEA prediction is better.

Key words: widespread fatigue damage; load spectrum enhancement; interaction factor; crack propagation

自从 1988 年美国 Aloha 航空公司一起灾难性事故引起了人们对广布疲劳损伤 (Widespread fatigue damage, WFD) 的广泛关注^[1]开始,近几十年

来,科研人员对 WFD 结构评估的 3 个主要方面,即剩余强度、裂纹扩展寿命以及裂纹的形成开展了大量的理论、试验和数值研究^[1-5]。结论表明 WFD

比只有一条主裂纹对结构造成的危害要大得多,它使得老龄飞机的剩余强度降低约 25%^[6],裂纹扩展寿命减少 37%^[7]。目前,为确保飞机飞行的安全可靠,新设计飞机和改型飞机都需要进行全尺寸疲劳试验。国内大型民用飞机全尺寸疲劳试验一般需要 5~8 年的时间,而空客 A-380 只需要 26 个月就完成了。国外统计的大型飞机全尺寸结构疲劳寿命试验运行费用每天约 25 000 美元,所以加速全尺寸疲劳试验进程,缩短试验周期具有很大的工程应用价值和经济意义。加速全尺寸疲劳试验方法有载荷谱加重、载荷谱简化、改进加载设备和改变加载频率等。所以对广布疲劳损伤载荷谱加重裂纹尖端相互影响因子分布规律和裂纹扩展规律的研究,是一个紧迫的课题。

本文在文献[8]的 3 排 45 孔试验件 1.2 倍载荷加重试验基础上,应用 ANSYS 软件对该批试件进行有限元计算,系统地研究了广布损伤相互影响因子分布规律和载荷加重裂纹扩展规律。

1 计算模型的建立与验证

1.1 有限元模型建立

计算模型的几何尺寸和加载方式在试验件^[8]基础上进行了修改,两端的加载孔删除,加载是模型下端进行位移约束,上端进行应力加载,试件厚度为 4 mm,用平面模型代替,试验件的几何尺寸和有限元模型如图 1 所示。孔的编号从上至下为 A~C,从左至右为 1~15。根据试验结果^[8]共出现 10 对裂纹,在广布损伤中,每排裂纹开裂的概

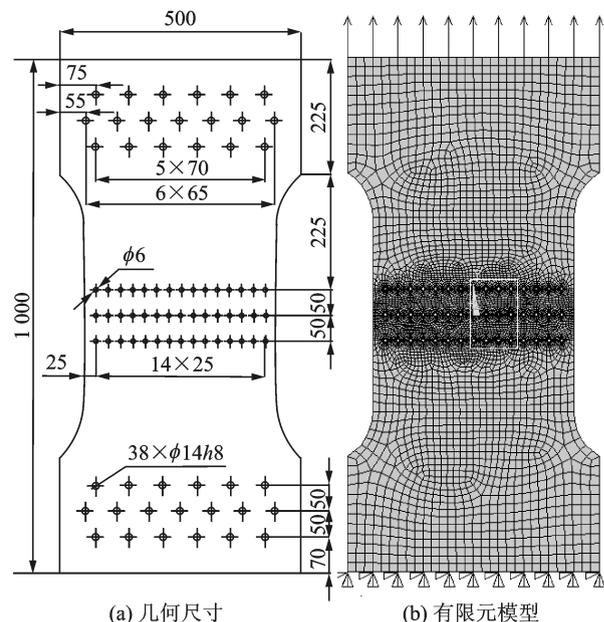


图 1 3 排 45 孔试验件几何尺寸和有限元模型

率是相同的,本文分析了最严重情况下的状态。假设裂纹从孔 B8 开始开裂,孔的两边裂纹是成对出现的,裂纹编号为 1,2;孔 A8 出现的是第二对裂纹,编号为 3,4;孔 C8 出现的是第三对裂纹,编号为 5,6。裂纹编号依次排列,具体分布如图 2 所示。有限元模型采用 1/4 奇异单元模拟,如图 3 所示,第一圈单元半径取 r/w 为 10^{-5} ^[9],沿角度方向 $\Delta\theta=\pi/6$,单元尺寸随着与裂尖距离的增加而增加。

本文计算了原载荷 P_{\max} 为 60,80,100,136.4,160,180,200 kN 和 1.2 倍加载载荷 P'_{\max} 为 72,96,120,163.68,192,216,240 kN 共 14 种情况。根据文献[8]的试验研究,选取材料 LY12-CZ 铝合金,泊松比 $\mu=0.33$, $E=6.8\times 10^{10}$ Pa,初始裂纹 a_0 为 1.25 mm。

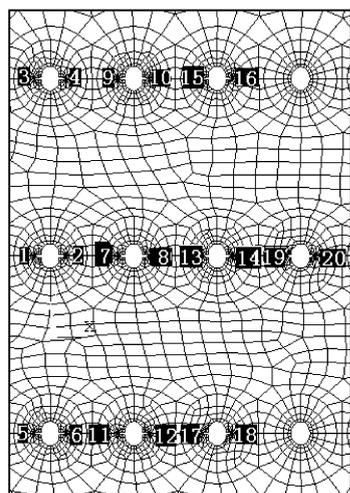


图 2 裂纹的分布与编号

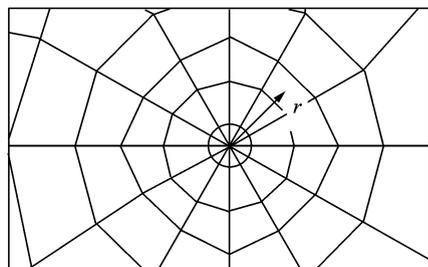


图 3 裂尖单元示意图

1.2 有限元模型验证

为保证裂纹扩展分析的正确性,选取了试验中孔 B4 右侧和 C1 右侧的裂纹扩展进行有限元方法验证, $P_{\max}=136.4$ kN。仿真计算的裂纹起点为试验测量的起点,在此基础上进行裂纹扩展计算,并

与试验结果进行对比,如图4所示。结果显示,仿真方法很好地模拟了裂纹扩展,误差控制在20%以内,并且试验值基本上大于计算值,说明计算是偏安全的。因此本文的计算方法和参数选取正确,可以选取该有限元模型进行裂纹扩展分析。

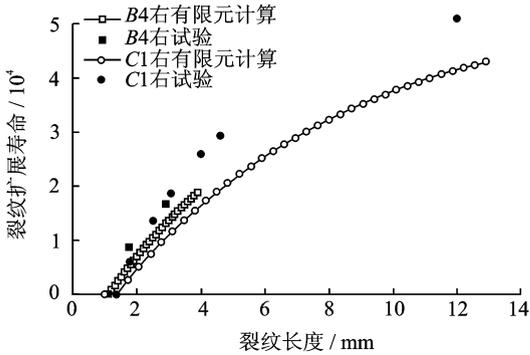


图4 疲劳裂纹扩展曲线

2 分析和讨论

2.1 相互影响因子分析

2.1.1 相互影响因子定义

裂纹之间的相互作用和相互影响的过程,实质上是一个局部内力再分配的过程,即某一处的裂纹的出现和扩展,都会引起其他部位裂纹的局部应力的重新分配,也就是裂纹尖端的应力强度因子发生变化,则结构的损伤容限特性如临界裂纹尺寸、裂纹扩展寿命、检查间隔等也相应发生变化。广布损伤的多裂纹间的相互影响因子定义为

$$\beta_i(a_1, a_2, \dots, a_i, \dots, a_n) = K_i / K_{0i} \quad (1)$$

$$K_{0i} = Y_{0i}(a_i) \sigma \sqrt{\pi a_i} \quad (2)$$

$$K_i = Y_i(a_1, a_2, \dots, a_i, \dots, a_n) \sigma \sqrt{\pi a_i} \quad (3)$$

式中: $a_1, a_2, \dots, a_i, \dots, a_n$ 为各裂纹长度; n 为裂纹数; K_{0i} 为只含有单一裂纹的裂尖应力强度因子; K_i 为含有多裂纹时,各裂纹尖端的应力强度因子; β_i 为元件中同时存在 $a_1, a_2, \dots, a_i, \dots, a_n$ 时对裂纹 i 尖端应力强度因子的修正,反映了同一元件中不同部位裂纹之间的相互影响,即为多部位裂纹相互影响因子; σ 为远场应力; Y_{0i} 为结构仅存在一条裂纹 a_i 时的裂纹尖端应力强度因子的几何构型因子; Y_i 为含有多裂纹时,各裂纹尖端的应力强度因子的几何构型因子。

2.1.2 相互影响因子分析

对于图2所示裂纹,尖端的相互影响因子 β ,可分为两种模式,两个裂纹长度变量和3个裂纹长度变量控制的函数。裂纹1尖端的应力强度因子

β_1 是 a_1 和 a_2 两个裂纹长度变量的函数,类似地,还有裂纹3,5,16,18和20。裂纹2尖端的 β_2 是受 a_1, a_2 和 a_7 3个裂纹长度变量影响的,其余的裂纹都是这种模式。下面选取裂纹1和裂纹2在 $P_{\max} = 136.4$ kN 时进行相互影响因子分析。

图5给出的是裂纹1尖端的相互影响因子 β_1 随 a_1 和 a_2 两个裂纹长度变量的分布规律。当 a_1 相同时, β_1 随着 a_2 的增加而增加;当 a_2 相同时, β_1 随着 a_1 的增加而减小。图6给出的是当 a_2 等于4 mm 时,裂纹2尖端的相互影响因子 β_2 随 a_1 和 a_7 两个裂纹长度变量的分布规律。随着 a_1 和 a_7 的增加 β_2 增加,但 a_7 的影响在初始阶段比 a_1 的影响小。图7给出了 a_1 等于 a_7 的长度时, a_2 对裂纹2尖端的相互影响因子 β_2 的影响。可以看出当 a_1 和 a_7 都相同时, β_2 随着 a_2 的增加而减小。

载荷在1.2倍加重后,由于有限元模型是基于线弹性分析,应力强度因子都增加了1.2倍,正好消去前面的倍数, β 值不变。

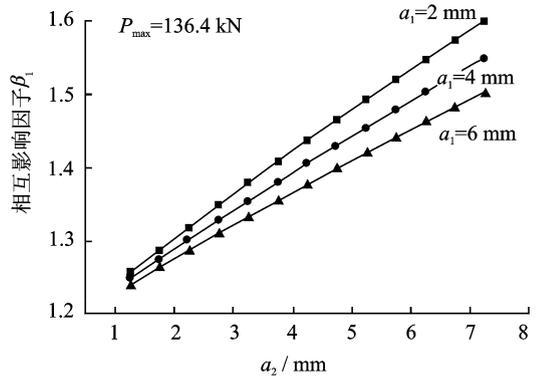


图5 不同 a_1 和 a_2 时裂纹1的相互影响因子

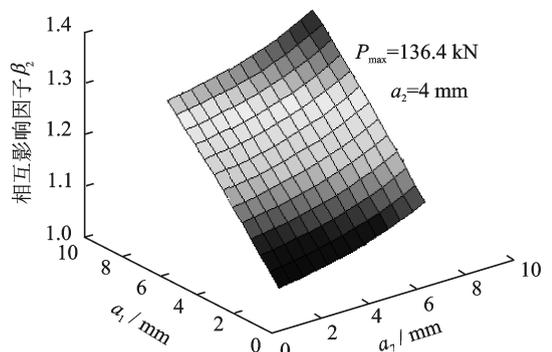


图6 不同 a_1 和 a_7 时裂纹2的相互影响因子

2.2 载荷加重裂纹扩展规律

2.2.1 载荷加重裂纹扩展比值定义

有限元计算采用最简单实用的 Paris 疲劳裂纹扩展公式预测广布疲劳中各条裂纹的扩展

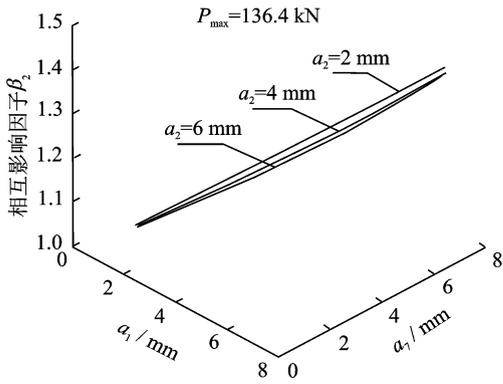


图 7 不同 \$a_2\$ 时裂纹 2 的相互影响因子

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^n \quad (4)$$

式中: \$N\$ 为试件寿命; \$\Delta K\$ 为应力强度因子幅度; \$C=0.329 \times 10^{-10}\$; \$n=3.46\$。

在 3 排裂纹扩展中,中间的裂纹扩展最快,所以以中间一排裂纹扩展量计算

$$\Delta a = \sum \Delta a_i \quad (i=1,2,7,8,13,14) \quad (5)$$

载荷 1.2 倍加重后

$$\Delta a_{1.2} = \sum \Delta a_{i,1.2} \quad (i=1,2,7,8,13,14) \quad (6)$$

$$\eta = \frac{\Delta a_{1.2}}{\Delta a} = \frac{\sum \Delta a_{i,1.2}}{\sum \Delta a_i} \quad (i=1,2,7,8,13,14) \quad (7)$$

式中: \$\eta\$ 为载荷 1.2 倍加重后裂纹扩展量 \$\Delta a_{1.2}\$ 和原载荷扩展量 \$\Delta a\$ 的比值。

工程算法在常幅载荷作用下,对于给定结构细节,在小裂纹扩展阶段,可由裂纹长度和细节疲劳额定值 DFR 之间的关系满足线性关系^[10]计算

$$DFR_a = A + B \cdot a \quad (8)$$

式中: \$DFR_a\$ 为裂纹长度为 \$a\$ 的结构细节疲劳额定值; \$a\$ 为裂纹长度; \$A\$ 为裂纹长度为 0 时,反推的结构细节疲劳额定值,即结构细节即将开裂时的细节疲劳额定值,它是结构细节本身的疲劳性能; \$B\$ 为裂纹扩展曲线斜率,可以认为同一类结构的裂纹扩展曲线斜率是相同的。

对于 \$a_i\$, 当第 10 对裂纹即 19 和 20 裂纹出现时,扩展量为

$$DFR_{a'_i} - DFR_{a_i} = B \cdot (a'_i - a_i) = B \cdot \Delta a_i \quad (i=1,2,7,8,13,14) \quad (9)$$

载荷 1.2 倍加重后

$$DFR_{a'_{i,1.2}} - DFR_{a_{i,1.2}} = B \cdot (a'_{i,1.2} - a_{i,1.2}) = B \cdot \Delta a_{i,1.2} \quad (i=1,2,7,8,13,14) \quad (10)$$

$$\text{所以 } \eta = \frac{\Delta a_{1.2}}{\Delta a} = \frac{\sum \Delta a_{i,1.2}}{\sum \Delta a_i}$$

$$\frac{\sum (DFR_{a'_{i,1.2}} - DFR_{a_{i,1.2}}) / B}{\sum (DFR_{a'_i} - DFR_{a_i}) / B} = \quad (11)$$

$$\frac{\sum (DFR_{a'_{i,1.2}} - DFR_{a_{i,1.2}})}{\sum (DFR_{a'_i} - DFR_{a_i})} \quad (i=1,2,7,8,13,14)$$

DFR 值的计算有构件疲劳额定系数法和构件细节数效应系数法^[8]。

2.2.2 载荷加重裂纹扩展分析

图 8 给出了当循环数 \$N=2\ 622\$ 时,有限元法、构件疲劳额定系数法和构件细节数效应系数法计算的载荷 1.2 倍加重后裂纹扩展量 \$\Delta a_{1.2}\$ 和原载荷扩展量 \$\Delta a\$ 的比值 \$\eta\$ 随原载荷的变化规律比较。当 \$P_{max} < 165\$ kN 时,3 种方法计算的 \$\eta\$ 都在 2 左右;当 \$P_{max} > 165\$ kN 时,有限元计算的 \$\eta\$ 结果远大于其他两种方法计算的结果。这是由于在载荷比较小时,每个裂纹的扩展相互影响比较小,基本可以忽略,多裂纹的扩展可以看作独立的裂纹扩展,构件疲劳额定系数法和构件细节数效应系数法可以更快地预测计算裂纹扩展。但当载荷比较大时,裂纹尖端的相互影响因子变大,裂纹的扩展量快速增加,此时用有限元法进行预测,比其他两种方法更符合实际情况。

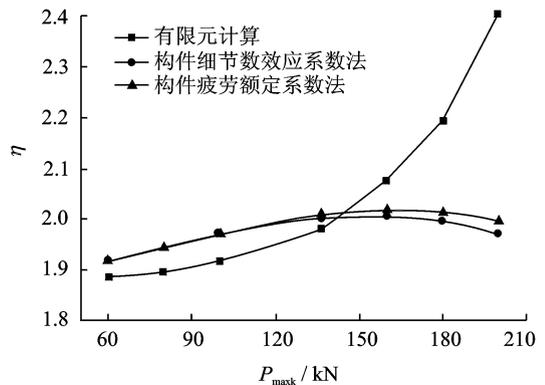


图 8 载荷加重 \$\eta\$ 随原载荷的变化曲线

图 9 给出了当 \$P_{max} = 136.4\$ kN 时,有限元、构件疲劳额定系数法和构件细节数效应系数法计算的 \$\eta\$ 随循环数 \$N\$ 的变化规律比较。当 \$N < 6\ 000\$ 时,3 种方法计算的 \$\eta\$ 都在 2 左右;当 \$N > 6\ 000\$ 时,有限元计算的 \$\eta\$ 比其他两种方法计算的大出许多。这是由于当循环数比较小时,裂纹扩展比较小,即裂纹长度比较小,多裂纹的扩展可以看作独立的裂纹扩展,构件疲劳额定系数法和构件细节数效应系数法可以更快地预测计算裂纹扩展。但随着循环数的增加,裂纹的长度增加,裂纹尖的相互影响因子变大,裂纹的扩展会快速增加,这个时候用有限元法来预测比较准确。

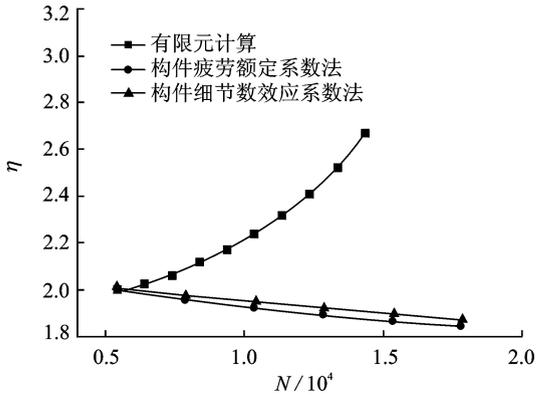


图9 载荷加重 η 随循环数 N 的变化曲线

3 结 论

本文通过对3排45孔有限元模型进行14种情况计算分析,研究了广布损伤相互影响因子分布规律和载荷加重裂纹扩展规律,得出以下结论:

(1) 裂纹尖端相互影响因子 β_i , 当受两个参数 a_i 和 a_j 影响时,其随着 a_j 的增加而增加,随着 a_i 的增加而减小;当受3个参数 a_i, a_j 和 a_k 影响时,其随着 a_j 和 a_k 的增加而增加,随着 a_i 的增加而减小;当载荷加重时, β 没有变化,这是由于有限元模型基于线弹性进行的分析。

(2) 由有限元法、构件疲劳额定系数法和构件细节数效应系数法3种方法计算的载荷1.2倍加重后裂纹扩展量 $\Delta a_{1.2}$ 和原载荷扩展量 Δa 的比值 η , 在载荷比较小,裂纹比较短时,多裂纹的扩展可以看作独立的裂纹扩展,可以吻合得很好,大约在2左右;但是当载荷比较大,裂纹比较长时,裂纹尖的相互影响因子变大,裂纹的扩展会快速增加,用有限元法可以更好地预测。

(3) 当加载比较大,裂纹比较长时,有限元计算的 η 值远大于构件疲劳额定系数法和构件细节数效应系数法计算的值,所以在对广布损伤载荷加重研究时,结合有限元计算分析,急需提供新的方法

来满足实际工程需要。

参考文献:

- [1] Silva L F M, Goncalves J P M, Oliveira F M F. Multiple-site damage in riveted lap-joints; Experimental simulation and finite element prediction[J]. International Journal of Fatigue, 2000, 22(4): 319-338.
- [2] Galatolo R, Nilsson K F. An experimental and numerical analysis of residual strength butt-joints panels with multiple site damage[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2001, 68(13): 1437-1461.
- [3] Swift T. Damage tolerance capability[J]. International Journal of Fatigue, 1994, 16(1): 75-94.
- [4] 王森, 刘马宝, 王国立, 等. 广布损伤的试验研究与有限元分析[J]. 航空学报, 2010, 31(8): 1578-1583. Wang Sen, Liu Mabao, Wang Guoli, et al. Test research and finite element analysis on multiple site damage[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(8): 1578-1583.
- [5] Jones R, Molent L, Pitt S. Understanding crack growth in fuselage lap joints[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2008, 49(1): 38-50.
- [6] Atluri S. Mechanics of widespread fatigue damage life enhancement methodologies for aging aerospace structure[R]. AFOSR-TR-97-0439. Georgia: Georgia Institute of Technology Computational Mechanics Center, 1997: 95-142.
- [7] Li Zhong. Residual strength analysis of stiffened panel with wide spread fatigue damage[J]. Journal of Mechanical strength, 2006, 28(5): 747-750.
- [8] 李宴宾. 飞机结构疲劳加速谱和多部位损伤概率模型研究[D]. 西安: 飞机强度研究所, 2011.
- [9] 赵军华. 宏观结构的三参数三维断裂研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- [10] 弓云昭, 杨玉恭, 薛景川. 建立在DFR概念基础上的一种新的民机薄壁结构耐久性分析方法[J]. 结构强度研究, 2010(2): 5-8.