

基于当量应力损伤的飞机结构 耐久性分析方法研究



蔡永明,陈亮,王成波,赵通

航空工业沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035

摘要:针对飞机结构实际使用的载荷历程偏离耐久性评定试验载荷谱情况下的耐久性分析需求,建立了疲劳关键部位耐久性损伤程度的当量应力损伤计算方法,通过构建不同载荷谱下的结构耐久性损伤关系,得到了结构疲劳关键部位在不同载荷谱下的等效力;结合耐久性分析的概率断裂力学方法,建立了一种基于当量应力损伤的耐久性分析方法。该方法已成功应用于某新型飞机疲劳关键部位的耐久性设计分析,具有重要的工程应用价值。

关键词:飞机结构; 耐久性; 当量应力损伤; 概率断裂力学; 经济寿命

中图分类号:V215.5

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.03.008

近年来,随着飞机寿命指标的不断提升及结构轻量化要求的日益严苛,关于飞机结构疲劳性能的研究越来越受到关注^[1-4]。飞机结构耐久性设计从安全寿命设计发展而来,它总结和改进了传统的抗疲劳设计方法,提高了设计的精确性,降低了寿命的分散性,确保了结构的安全可靠性。在飞机结构的耐久性分析、试验及评定等方面的研究得到了广泛的关注并取得了大量成果。参考文献[5]~文献[8]对飞机机翼结构疲劳关键部位开展了耐久性分析及试验研究。董彦民等^[9]进行了当量初始缺陷尺寸(EIFS)分布参数对寿命预测的敏感性分析,从工程应用的角度给出 EIFS 分布的通用性判据。陈勃等^[10-11]、赵维涛等^[12]建立了飞机结构耐久性/损伤容限综合分析模型并提出相关的分析设计方法。贺小帆等^[13]开展了腐蚀条件下结构耐久性分析的经济寿命修正方法研究。

但是目前,飞机结构的耐久性分析通常是在飞机的使用阶段对其进行耐久性评定,认为飞机实际使用的载荷历程与耐久性评定试件试验的载荷谱一致。飞机结构设计早期,通常不具备设计载荷谱下的典型试件耐久性试验数据,即使飞机服役后,实际使用的载荷历程也往往偏离设计载荷谱^[14],直接采用典型试件耐久性试验数据进行耐久性设计与评定将带来较大的偏差。

本文在耐久性分析的概率断裂力学方法^[15-16]的基础

上,提出结构的当量应力损伤等效思想,通过结构在不同载荷谱下当量应力损伤等效关系,构建不同载荷谱下的结构耐久性关系,从而得到耐久性分析部位的等效力,建立了一种基于当量应力损伤的耐久性分析方法。并以某飞机外翼某关键纵墙的下缘条为例,说明了该方法在飞机结构的耐久性设计及经济寿命预测方面的应用。

1 当量应力损伤

飞机结构载荷谱损伤程度的强弱可以采用当量过载损伤来衡量^[17],但是当量过载损伤仅能描述飞机结构的总体损伤程度,无法准确地反映飞机结构局部的真实损伤情况,从而不能准确描述疲劳关键部位的耐久性能。考虑关键结构局部应力水平,可用当量应力损伤来描述疲劳关键部位的耐久性损伤程度。记疲劳关键部位当地应力谱第*i*次循环中的应力峰谷差值为 $\Delta\sigma_i = \sigma_{\max}^i - \sigma_{\min}^i$,应力比为 $R_i = \sigma_{\min}^i / \sigma_{\max}^i$,一个载荷谱块中共有*j*个循环,采用奥丁(Oding)变换公式计算每个循环的损伤,进行累积即可得到当量应力损伤为

$$L = \sum_{i=1}^j \left(\frac{\Delta\sigma_i}{\sqrt{1-R_i}} \right)^m \quad (1)$$

式中:*m*为损伤指数,可取S—N曲线的指数。针对铝合金,

收稿日期: 2021-12-12; 退修日期: 2022-01-18; 录用日期: 2022-02-20

引用格式: Cai Yongming, Chen Liang, Wang Chengbo, et al, Research on durability analysis method of aircraft structure based on equivalent stress damage[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(03): 65-70. 蔡永明, 陈亮, 王成波, 等. 基于当量应力损伤的飞机结构耐久性分析方法研究[J]. 航空科学技术, 2022, 33(03): 65-70.

可取 $m=4$ 。

应力幅值 σ_F^i 和平均应力 σ_J^i 的表达式为

$$\sigma_F^i = \frac{\sigma_{\max}^i - \sigma_{\min}^i}{2} \quad (2)$$

$$\sigma_J^i = \frac{\sigma_{\max}^i + \sigma_{\min}^i}{2} \quad (3)$$

式(1)可变换为

$$L = \sum_{i=1}^j \left[2\sigma_F^i (\sigma_F^i + |\sigma_J^i|) \right]^m \quad (4)$$

2 基于应力损伤等效的耐久性分析方法

2.1 结构原始疲劳质量评估

由于疲劳寿命和裂纹扩展为随机事件,具有一定的不确定性,因此,与其相关的裂纹萌生时间(TTCI)和EIFS也是随机变量。参考文献[15]通过大样本统计检验指出,用威布尔(Weibull)分布可较好地描述TTCI的分布特性。

根据参考文献[15]和文献[16],结构在小裂纹扩展阶段(裂纹长度 $a < 1.0\text{mm}$),裂纹扩展随时间的变化规律可表示为

$$\frac{da}{dt} = Q[a(t)]^b \quad (5)$$

式中: Q 和 b 为与材料特性、载荷谱、结构细节类型等相关参数,通过对试验得到的 (a, t) 数据集进行数据处理获取。

参考尺寸 a_r 下的TTCI累积分布用三参数Weibull分布表示为

$$F_T(t) = P[T \leq t] = 1 - \exp\left[-\left(\frac{t - \varepsilon}{\beta}\right)^\alpha\right] \quad t \geq \varepsilon \quad (6)$$

式中: T 为TTCI, α 为形状参数, β 为比例参数, ε 为TTCI的下界。

对式(5)从 $t=0$ 到 T 积分, $a(T)=a_r$ 为参考裂纹尺寸,则有

$$\text{EIFS} = a(0) = a_r \exp(-QT) \quad (7)$$

由式(6)可得EIFS的分布为

$$\begin{cases} F_{a(0)}(x) = \exp\left\{-\left[\frac{\ln(a_r/x) - Q\varepsilon}{Q\beta}\right]^\alpha\right\} & 0 \leq x \leq x_u \\ F_{a(0)}(x) = 1.0 & x > x_u \end{cases} \quad (8)$$

式中: $x_u = a_r \exp(-Q\varepsilon)$ 为EIFS分布的上界。

按上述方法获得的TTCI分布数据与应力水平直接相关。为了消除不同应力水平对EIFS分布的影响,将模拟试验件分为多组,每组按不同的应力水平进行试验,对根据每组试件反推获得的EIFS数据进行综合优化分析,确定对应力水平参数不敏感的通用EIFS分布。

2.2 耐久性分析等效应力计算

针对实际使用的载荷历程与典型试件耐久性试验所用的载荷谱不一致的情况,需建立实际使用载荷谱下与试验载荷谱下的结构疲劳关键部位耐久性损伤的关系。采用当量应力损伤可描述疲劳关键部位的损伤程度,当不同载荷谱作用下疲劳关键部位的当量应力损伤相等时,即可认为疲劳关键部位的耐久性损伤相等。

疲劳关键部位在实际使用载荷谱下的当量应力损伤可用式(9)表示

$$L_B = \sum_{i=1}^j \left[2\sigma_{BF}^i (\sigma_{BF}^i + |\sigma_{BJ}^i|) \right]^m \quad (9)$$

式中: $\sigma_{BF}^i = (\sigma_{B\max}^i - \sigma_{B\min}^i)/2$,为第 i 循环的应力幅值; $\sigma_{BJ}^i = (\sigma_{B\max}^i + \sigma_{B\min}^i)/2$,为第 i 循环的平均应力; $\sigma_{B\max}^i$ 和 $\sigma_{B\min}^i$ 分别为疲劳关键部位第 i 循环的应力峰、谷值。同理,耐久性试验所用载荷谱的当量过载损伤可表示为

$$G_A = \sum_{i=1}^k \left[2n_{AF}^i (n_{AF}^i + |n_{AJ}^i|) \right]^m \quad (10)$$

式中: $n_{AF}^i = (n_{A\max}^i - n_{A\min}^i)/2$,为第 i 循环的过载幅值; $n_{AJ}^i = (n_{A\max}^i + n_{A\min}^i)/2$,为第 i 循环的平均过载; $n_{A\max}^i$ 和 $n_{A\min}^i$ 分别为耐久性试验第 i 循环的过载峰、谷值。

耐久性关键部位在耐久性试验载荷谱单位过载下的等效应力记为 σ_{DX} ,假设等效应力与过载成正比,则耐久性关键部位在耐久性试验载荷谱下的当量应力损伤为

$$L_A = \sigma_{DX}^m G_A \quad (11)$$

令耐久性关键部位在实际使用载荷谱下的当量应力损伤与在耐久性试验载荷谱下的当量应力损伤相等,即

$$L_A = L_B \quad (12)$$

由式(9)~式(12)可得,耐久性分析等效应力为

$$\sigma_{DX} = \left(L_B / G_A \right)^{1/m} = \left(\frac{\sum_{i=1}^j \left[2\sigma_{BF}^i (\sigma_{BF}^i + |\sigma_{BJ}^i|) \right]^m}{\sum_{i=1}^k \left[2n_{AF}^i (n_{AF}^i + |n_{AJ}^i|) \right]^m} \right)^{1/m} \quad (13)$$

2.3 确定使用期裂纹扩展控制曲线

对于给定的应力区,描述其细节原始疲劳质量的EIFS随时间 τ 而扩展,在给定时间 τ 时,应力区中细节群的尺寸分布为一个与EIFS分布形状相同,而最小值与最大值不同的分布,如图1所示。采用使用期裂纹扩展控制曲线(SCGMC)描述给定应力区的裂纹尺寸 $y_{li}(\tau)$ 随时间 τ 变化的关系。

裂纹超越概率可表示为第 i 应力区裂纹扩展到时间 τ

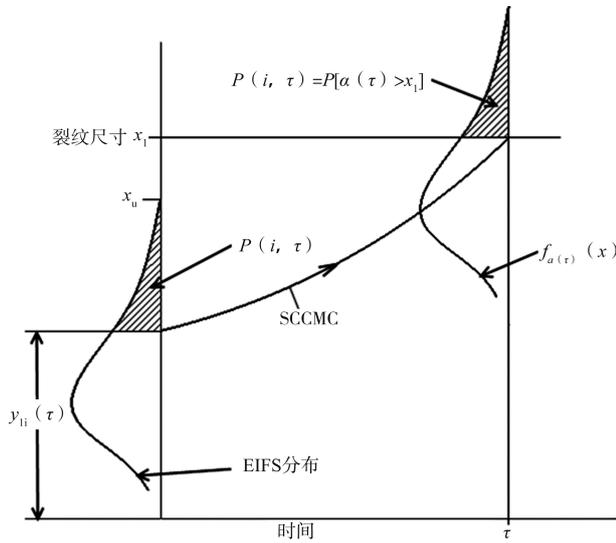


图1 EIFS分布随时间的扩展

Fig.1 Expansion of EIFS distribution with time

时,裂纹尺寸超出限定裂纹尺寸的 x_1 概率。为保证经济寿命预测的真实性和可靠性,SCGMC必须与所用的EIFS分布相协调,这就要求使用期裂纹扩展方程的形式必须与建立通用EIFS分布时所用的裂纹扩展方程形式一致,即

$$\frac{da}{dt} = Q_i [a(t)]^b \quad (14)$$

式中: i 为应力区序号;参数 b 与载荷谱和应力水平无关。因此,不同的应力区具有相同的 b 值,且为了与EIFS协调, b 值与确定EIFS时的 b 值相同。

式(14)中的 Q_i 值与各应力区的耐久性分析等效应力直接相关,如果应力区的耐久性分析等效应力与建立EIFS时的多个应力区中之一相同,则可用试验数据集 (a, t) 确定 Q_i 值;如果应力区的耐久性分析等效应力与建立EIFS时的任何一个应力水平都不同,采取在两相邻应力区数据进行插值的方法确定 Q_i 值。

得到 Q_i 值后,即可根据计算EIFS相似的方法,得到SCGMC

$$y_{1i}(\tau) = x_1 \exp(-Q_i \tau) \quad (15)$$

进而得到第 i 应力区在 τ 时刻的裂纹超越概率为

$$\begin{cases} p(i, \tau) = 1 - \exp\left\{-\left[\frac{\ln(x_u/y_{1i}(\tau))}{Q\beta}\right]^\alpha\right\} & 0 \leq y_{1i}(\tau) \leq x_u \\ p(i, \tau) = 0 & y_{1i}(\tau) > x_u \end{cases} \quad (16)$$

2.4 损伤度评估与经济寿命预测

结构的经济寿命取决于经济修理极限 a_e (即式(15)中的 x_1 值)和对损伤度的要求。

根据式(16)的裂纹超越概率的计算结果,可以得到裂纹超越数的平均值 $\bar{N}(i, \tau)$

$$\bar{N}(i, \tau) = N_i p(i, \tau) \quad (17)$$

与其相对应的标准差 $\sigma_N(i, \tau)$

$$\sigma_N(i, \tau) = \left\{ N_i p(i, \tau) [1 - p(i, \tau)] \right\}^{1/2} \quad (18)$$

结构细节群(包含所有应力区 i)的裂纹超越数的平均值和标准差为

$$\bar{L}(\tau) = \sum_{i=1}^m \bar{N}(i, \tau) \quad (19)$$

$$\sigma_L(\tau) = \left[\sum_{i=1}^m \sigma_N^2(i, \tau) \right]^{1/2} \quad (20)$$

可靠度为 R 的裂纹超越数为

$$L_R(\tau) = \bar{L}(\tau) + u_R \sigma_L(\tau) \quad (21)$$

式中: u_R 为与可靠度 R 相对应的标准正态偏差。

根据式(21),可建立给定经济修理极限 a_e 和可靠度要求下经济寿命与损伤度的关系曲线,并根据曲线预测结构经济寿命。

3 算例分析

分析对象为某飞机外翼某关键纵墙的下缘条。该飞机无相应设计载荷谱下的耐久性典型试验件试验数据,因此借用相似机型的耐久性试验数据。

耐久性试验的载荷谱单位飞行小时的当量过载损伤为2500,试验件为单孔细节模拟试件,材料为钛合金TA15模锻件,如图2所示,试验采用三种应力水平(单位过载下的应力分别为106、99、93.4MPa)进行。通过试验后的断口判读(断口示意图3),获得试件断口相对小裂纹(0.4~1.2mm)的 (a, t) 数据集。取经济修理极限 $a_e=0.5\text{mm}$,进行结构原始疲劳质量评估,得到通用EIFS分布相关参数,计算过程主要数据及优化结果见表1,通用EIFS分布函数如式(22)所示。

$$F_{a(0)}(x) = \exp\left\{-\left[\frac{\ln(0.500/x)}{5.9560}\right]^{7.1493}\right\} \quad (22)$$

假设该飞机装备100架,则耐久性分析范围取400个外翼纵墙下缘条共4800个 $\Phi 8\text{mm}$ 螺栓孔构成的细节群。该纵墙下缘条的应力水平及应力区划分见表2。

取 $m=4$,计算得到各应力区的耐久性分析等效应力,见表3。

取经济修理极限为 $a_e=0.5\text{mm}$,可确定使用期裂纹扩展控制曲线

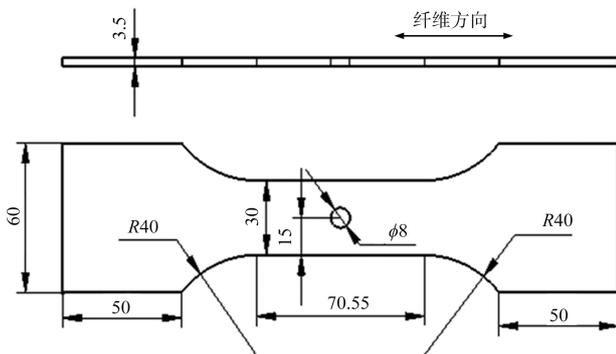


图2 耐久性细节模拟试件(单位: mm)
Fig.2 Specimen of durability detail simulation

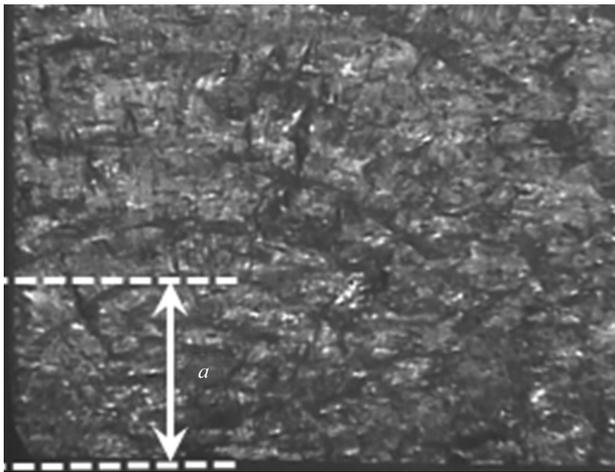


图3 断口照片及裂纹尺寸判读示意图
Fig.3 Fracture photos and schematic diagram of crack size interpretation

表1 耐久性分析过程主要数据及优化结果

Table 1 Main data and optimization results of durability analysis process

$a_r=1.140\text{mm}, X_u=0.500\text{mm}$					
i	$[\sigma(Ig)]_{DVX}/\text{MPa}$	L_i	α_i	β_i	ϵ_i
1	106	1	6.3587	9524.70	1318.00
2	99	1	6.0157	16228.62	2245.67
3	93.4	1	6.5484	17415.66	2409.93
i	Q_i	$Q_i\beta_i$	Q_{ii}	β_{ii}	$Q_i\beta_{ii}$
1	5.51E-04	5.2449	6.25E-04	9524.70	5.2449
2	3.80E-04	6.1697	3.67E-04	16228.62	6.1697
3	3.71E-04	6.4534	3.42E-04	17415.66	6.4534
$\alpha=7.1493, Q\beta=5.9560, Q\beta_1=5.9560$					
偏差平方和 $sseu=0.1468$					

$$y_{ii}(\tau) = 0.5 \exp \left\{ -8.5996 \times 10^{-14} (\sigma_i)^{4.8556} \tau \right\} \quad (23)$$

通过经济修理极限 $a_e=0.5\text{mm}$ 、耐久性分析等效应力及

表2 应力水平及应力区划分

Table 2 Stress level and stress zone division

应力区	单位过载下应力/MPa					细节数量
	情况1	情况2	情况3	情况4	情况5	
1	53.74	47.36	55.71	85.98	54.90	800
2	44.85	39.50	46.49	72.61	46.33	800
3	37.32	32.86	38.67	60.71	38.67	1600
4	34.46	30.30	35.70	56.37	35.71	1600

表3 耐久性分析等效应力

Table 3 Equivalent stress of durability analysis

应力区	当量过载损伤	当量应力损伤/MPa ⁴	等效应力/MPa
1	2500	1.2032E+11	83.29
2	2500	5.8796E+10	69.64
3	2500	2.8246E+10	57.98
4	2500	2.0571E+10	53.56

应力的划分情况,可得不同可靠度 R 要求下使用时间与损伤度的关系曲线,如图4所示。

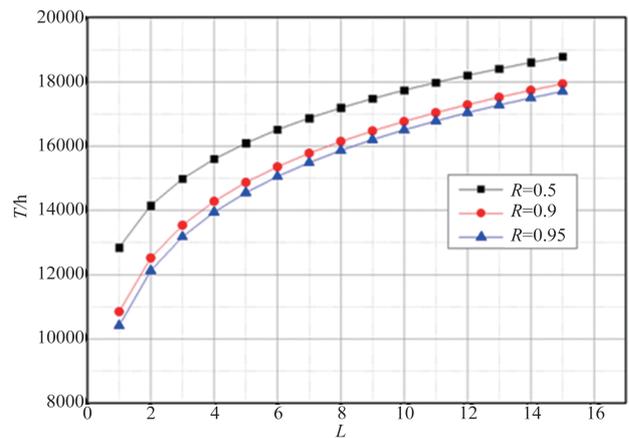


图4 使用时间与损伤度的关系

Fig.4 Relationship between time and damage degree

取可靠度 $R=0.95$ 、损伤度 $[L_R]=1$ 时,该飞机外翼纵墙的经济寿命为10410飞行小时。

4 结论

本文提出了描述疲劳关键部位耐久性损伤程度的当量应力损伤计算方法,然后通过构建不同载荷谱下的结构耐久性损伤关系,得到了结构疲劳关键部位在不同载荷谱下的等效应力,最后结合耐久性分析的概率断裂力学方法,建立了一种基于当量应力损伤的耐久性分析方法。该方法适用于实际使用的载荷历程与耐久性典型试件试验所用的载荷谱不一致情况下的耐久性设计及经济寿命预测。 **AST**

参考文献

- [1] 李玉海,王成波,陈亮,等.先进战斗机寿命设计与延寿技术发展综述[J].航空学报,2021,42(8):50-76.
Li Yuhai, Wang Chengbo, Chen Liang, et al. Overview on development of advanced fighter life design and extension technology [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8): 50-76. (in Chinese)
- [2] 王文娟,薛景锋,张梦杰.光纤传感器在飞机结构健康监测中的应用进展和展望[J].航空科学技术,2020,31(7):95-101.
Wang Wenjuan, Xue Jingfeng, Zhang Mengjie. Application progress and prospect of optical fiber sensor in aircraft structural health monitoring[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(7): 95-101. (in Chinese)
- [3] 张彦军,王斌团,宁宇,等.飞机结构应变监控技术研究进展[J].航空科学技术,2020,31(7):100-114.
Zhang Yanjun, Wang Bintuan, Ning Yu, et al. Research progress on strain monitoring technology for aircraft structures [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(7): 100-114. (in Chinese)
- [4] 杨全,谭玉生.虚拟试验在飞机结构强度试验中的应用及验证[J].航空科学技术,2020,31(9):53-58.
Yang Quan, Tan Yusheng. Application and verification of virtual testing in aircraft structure strength test[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(9): 53-58. (in Chinese)
- [5] 张钰坤.飞机典型结构的耐久性评定与符合性检查研究[D].南京:南京航空航天大学,2008.
Zhang Yukun. Research on durability assessment and coincidence check of typical aircraft structures[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [6] 张永涛.某型飞机机翼盒段耐久性分析[D].南京:南京航空航天大学,2008.
Zhang Yongtao. Durability analysis of an aircraft wing box [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [7] 赵俊辉.某型飞机机翼盒段模拟件的耐久性分析与试验[D].南京:南京航空航天大学,2008.
Zhao Junhui. Durability analysis and test of an aircraft wing box[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [8] 董彦民,刘文琰.某型飞机外翼纵墙系统的耐久性综合评定[J].机械强度,2010,32(6):972-975.
Dong Yanmin, Liu Wenting. Durability evaluation on the outer wing walls system of an aircraft[J]. Journal of Mechanical Strength, 2010, 32(6): 972-975. (in Chinese)
- [9] 董彦民,刘文琰.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)
- [10] 陈勃,鲍蕊.飞机结构耐久性/损伤容限综合分析模型[J].航空学报,2004,25(2):133-136.
Chen Bo, Bao Rui. Combined analysis model on aircraft structural durability and damage tolerance[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(2): 133-136. (in Chinese)
- [11] 陈勃,鲍蕊,张建宇.飞机结构耐久性/损伤容限综合设计与分析[J].北京航空航天大学学报,2004,30(2):139-142.
Chen Bo, Bao Rui, Zhang Jianyu. Combined design and analysis of durability and damage tolerance for flight structure [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(2): 139-142. (in Chinese)
- [12] 赵维涛,张旭.基于阈值超越概率的结构耐久性与损伤容限综合分析方法[J].工程力学,2011,28(10):52-57.
Zhao Weitao, Zhang Xu. Combined analysis method for structural durability and damage tolerance based on threshold beyond probability[J]. Engineering Mechanics, 2011, 28(10): 52-57. (in Chinese)
- [13] 贺小帆,刘文琰,向锦武.腐蚀条件下结构耐久性分析的经济寿命修正方法[J].机械强度,2008,30(3):455-460.
He Xiaofan, Liu Wenting, Xiang Jinwu. Economic life modified approach for structural durability analysis under corrosive environment[J]. Journal of Mechanical Strength, 2008, 30(3): 455-460. (in Chinese)
- [14] 董彦民,刘文琰.变更载荷谱情况下的耐久性分析技术与应用[J].北京航空航天大学学报,2008,34(4):386-390.
Dong Yanmin, Liu Wenting. Durability analysis technology and application when loading spectrum is altered[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(4): 386-390. (in Chinese)
- [15] Manning S D, Yang J N. USAF durability design handbook:

guidelines for the analysis and design of durable aircraft structures[R]. AFW AL-TR-83-3027, 1984.

[16] 刘文琰, 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.

Liu Wenting, Zheng Minzhong, Fei Binjun, et al. Probabilistic fracture mechanics and probabilistic damage tolerance/durability[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and

Astronautics Press, 1999. (in Chinese)

[17] 刘文琰, 王智, 隋福成, 等. 单机寿命监控技术指南[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.

Liu Wenting, Wang Zhi, Sui Fucheng, et al. Individual aircraft life monitoring technique guide[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010. (in Chinese)

Research on Durability Analysis Method of Aircraft Structure Based on Equivalent Stress Damage

Cai Yongming, Chen Liang, Wang Chengbo, Zhao Tong

AVIC Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China

Abstract: In order to meet the requirements of durability analysis when the load history used in aircraft structures deviates from the test load spectrum of durability assessment, an equivalent stress damage calculation method is proposed to describe the durability damage degree on the fatigue critical parts. By constructing the durability damage relationship under different load spectrum, the equivalent stress on key fatigue parts of structures under different load spectrum is obtained. Then, combining with probabilistic fracture mechanics method of durability analysis, a durability analysis method based on equivalent stress damage is established. This method has important engineering application value, and has been successfully applied to the durability design and analysis on the fatigue critical parts of a new aircraft.

Key Words: aircraft structures; durability; equivalent stress damage; probabilistic fracture mechanics; economic life