

# 飞机机翼壁板紧固孔细节原始疲劳质量评估

周俊杰, 王生楠

(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

**摘要:**为验证某飞机机翼下壁板紧固孔细节原始疲劳质量是否满足设计要求,建立了评估其原始疲劳质量的有效方法。首先完成了螺栓连接试验件的疲劳试验及疲劳断口判读,建立了3种不同应力水平下的裂纹萌生时间分布,并在此基础上获得通用当量初始缺陷尺寸分布;提出一种可靠度为95%的细节疲劳寿命预测方法,基于经济寿命准则,实现对紧固孔细节的原始疲劳质量评估;最后使用此方法与基于满足双95%要求的EIFS值对飞机机翼下壁板紧固孔原始疲劳质量进行了评估,结果表明,该飞机机翼下壁板紧固孔细节原始疲劳质量满足设计要求。

**关键词:**试验设计;紧固孔;原始疲劳质量;裂纹萌生时间;当量初始缺陷尺寸;经济寿命

**中图分类号:** V215.5<sup>+2</sup>

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1000-2758(2018)01-0091-05

紧固孔是飞机上最常见的结构细节,存在应力集中,在交变载荷的作用下容易产生疲劳裂纹,对飞机结构安全有重要的影响。因此,评估紧固孔是否满足设计的耐久性要求,是飞机结构设计中重要的研究课题。影响紧固孔的耐久性和疲劳寿命最重要的因素是原始疲劳质量(initial fatigue quality, IFQ)<sup>[1-4]</sup>。通过对某飞机机翼下壁板螺栓连接件进行原始疲劳质量分析,判断其否达到设计寿命要求。

国内外对原始疲劳质量的研究基本都是通过试验,对紧固孔进行评估。李华等<sup>[5]</sup>使用标识载荷技术,对疲劳断口进行判读,建立了原始疲劳质量的通用当量初始缺陷尺寸(equivalent initial flaw size, EIFS)分布。Pedro等<sup>[6]</sup>对2024-T3铆接连接件建立了通用EIFS分布,进行了原始疲劳质量评估。董登科等<sup>[7]</sup>提出了用满足双95%要求的EIFS值来定量描述紧固孔的原始疲劳质量。张胜等<sup>[8]</sup>通过有限元分析,提出一种裂纹超越数概率比较法用于评估结构细节群的原始疲劳质量。前人的研究都没有预测构件的细节疲劳寿命。本文通过完成3组不同应力水平谱载下的原始疲劳质量试验并使用电镜判读出小裂纹尺寸与时间的关系即(a,t)数据集,建立了Weibull分布表示的通用EIFS分布;推导得到指定应力水平下的裂纹萌生时间(time to crack initiation,

TTCI)分布,预测出可靠度为95%的细节疲劳寿命;使用基于经济寿命准则和传统的满足双95%要求的EIFS值的原始质量评估方法对飞机机翼下壁板紧固孔原始疲劳质量进行评估。

## 1 试验及断口分析

为了模拟机翼下壁板的螺栓连接件,试验采用螺栓连接的双狗骨型钉传载荷试件,材料为7475-T7351铝合金,试件型式及尺寸如图1所示,图中尺寸单位为mm。

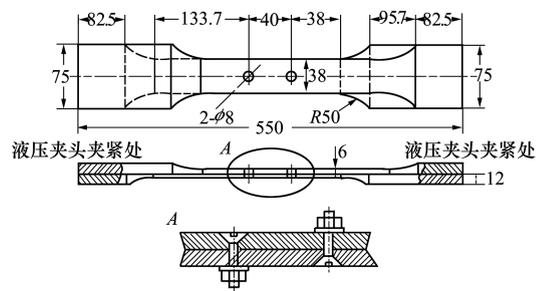


图1 螺栓孔双狗骨型钉传载荷试件尺寸

载荷谱采用某飞机飞-续-飞随机载荷谱,一个谱块代表125飞行小时,载荷峰谷数共计23160,最大峰值应力为105.11MPa。为了观察和记录疲劳裂

纹条带,试验中在原谱末端添加 500 次循环常幅应力(26MPa,9MPa)做为标识载荷。试验载荷谱谱型如图 2 所示。

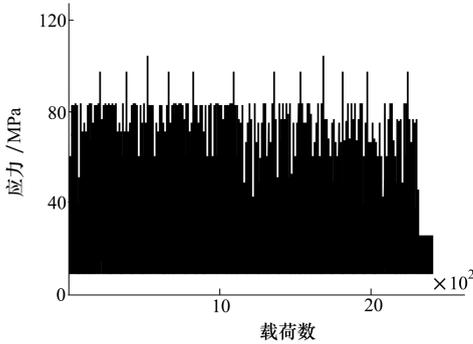


图 2 试验载荷谱

试验在 INSTRON 8802 液压伺服试验机上进行,室温环境,频率 12Hz,试验加载动载精度小于 2% $P_{max}$  ( $P_{max}$  为试验载荷谱中最大峰值载荷)。

试验分 3 组,每组 8 件,每组试验的应力水平用谱中最大应力峰值表示(见表 1)。

表 1 试验 3 种应力水平

中应力水平(M)/ MPa	高应力水平(H)/ MPa	低应力水平(L)/ MPa
134.676	154.877	121.208

试验件在疲劳断裂或肉眼可见裂纹长度大于 1 cm 后静力拉断,记录当前试验循环数。试验结果如表 2 所示。

表 2 试验结果

编号	循环块数	编号	循环块数	编号	循环块数
$M_1$	153	$H_1$	147	$L_1$	198
$M_2$	145	$H_2$	121	$L_2$	240
$M_3$	129	$H_3$	126	$L_3$	201
$M_4$	110	$H_4$	73	$L_4$	197
$M_5$	175	$H_5$	77	$L_5$	263
$M_6$	148	$H_6$	116	$L_6$	314
$M_7$	117	$H_7$	93	$L_7$	424
$M_8$	140	$H_8$	95	$L_8$	209

在电子显微镜下观察试验件断口,所有裂纹都是从孔表面处产生,向四周呈扇形扩展。标识载荷在断口上形成了记录裂纹扩展前沿的标识线,每一条标识线对应一个谱块。如图 3 所示的  $M_3$  试件的标识线。

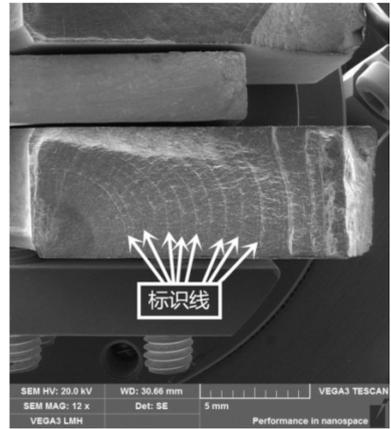


图 3  $M_3$  试件断口形貌图

从疲劳断口测量得到裂纹尺寸 0.3~1.6 mm 范围内的( $a, t$ )数据,并绘制出 3 组应力水平下的  $a-t$  曲线,如图 4 至图 6 所示。

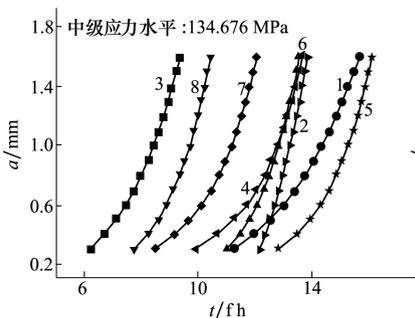


图 4 中应力水平下的  $a-t$  曲线

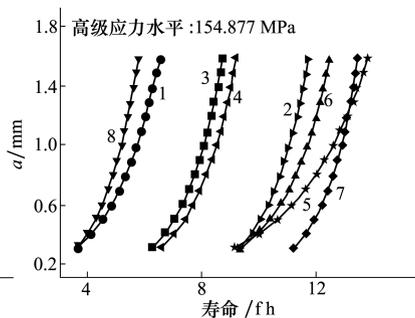


图 5 高应力水平下的  $a-t$  曲线

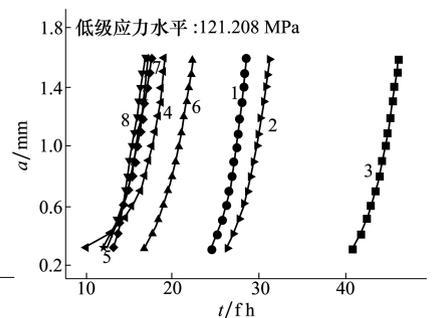


图 6 低应力水平下的  $a-t$  曲线

## 2 原始疲劳质量评定方法

### 2.1 EIFS 控制方程

当量初始缺陷尺寸 (EIFS) 是指由裂纹扩展控制方程反推至寿命为零时的裂纹尺寸,用于表征紧固孔的原始疲劳质量,其数学意义是将紧固孔的原始制造状态假定作为一种初始缺陷。

本文中,裂纹扩展控制方程采用断裂力学中描述裂纹扩展速率的 Paris 公式,其形式如下

$$\frac{da}{dt} = Q[a(t)]^b \quad (1)$$

式中,  $a(t)$  表示时间  $t$  时的裂纹尺寸;参数  $Q$  和  $b$  与材料特性、载荷谱、结构细节类型有关,对于给定的载荷谱, $b$  为常数,通常取  $b = 1^{[9]}$ 。

由公式(1)得到裂纹尺寸  $a$  与时间  $t$  的关系

$$a(t_1) = a(t_2) \exp[-Q(t_2 - t_1)] \quad (2)$$

令公式(2)中  $t_1 = 0, t_2 = T, a(t_2) = a(T) = a_r$ , 得到 EIFS 控制方程

$$a_{EIFS} = a(0) = a_r \exp(-QT) \quad (3)$$

令公式(3)中 EIFS 达到上界  $x_u$  得到

$$x_u = a_r \exp(-Q\varepsilon) \quad (4)$$

由公式(4)推出 TTCI 分布的最小参数  $\varepsilon$  的表达式

$$\varepsilon = \frac{1}{Q} \ln \frac{a_r}{x_u} \quad (5)$$

### 2.2 建立通用 EIFS 分布

根据文献[10]的方法,通过至少 3 个应力水平的  $(a, t)$  数据集推出指定  $a_r$  和  $x_u$  下的 TTCI 分布,建立通用 EIFS 分布,并对参数进行拟合度优化,得到优化后的通用 EIFS 分布表达式如下:

$$F_X(x) = \exp\left\{-\left[\frac{\ln\left(\frac{x_u}{x}\right)}{Q\beta}\right]^\alpha\right\} \quad 0 < x \leq x_u \quad (6)$$

式中,  $\alpha$  为形状参数;  $Q$  是 Paris 公式(1) 中的系数;  $\beta$  为 TTCI 分布中的比例参数,  $Q$  和  $\beta$  的取值与应力水平有关系。应力水平越高,裂纹扩展速率 ( $da/dt$ ) 越快,则  $Q$  值越大,疲劳寿命越短, TTCI 比例参数  $\beta$  减少。但是经过实验表明  $Q$  和  $\beta$  的乘积与应力水平无关,即

$$Q_1\beta_1 = Q_2\beta_2 = \dots, \dots = Q_n\beta_n = Q\beta \quad (7)$$

图 7 表述了由多个 TTCI 数据集建立通用 EIFS 分布的过程<sup>[10]</sup>。

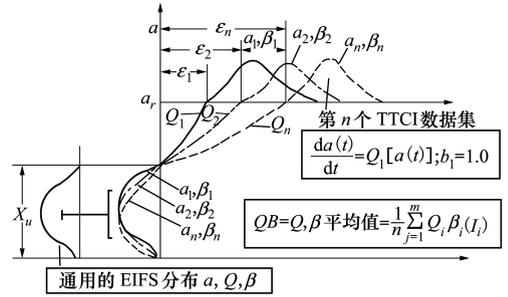


图 7 建立通用 EIFS 分布

### 2.3 寿命预测

第  $i$  个应力区的使用期裂纹扩展控制曲线对应的  $Q_i$  与名义应力  $\sigma_i$  满足以下关系

$$Q_i = \xi \sigma_i^\gamma \quad (8)$$

其中系数  $\xi$  和指数  $\gamma$  依据最小二乘法,通过不少于 3 个应力区 ( $m \geq 3$ ) 的  $\sigma$  与  $Q$  得到

$$\gamma = \frac{\sum_{j=1}^m (\lg Q_j) (\lg \sigma_j) - \frac{1}{m} \left( \sum_{j=1}^m (\lg Q_j) \right) \left( \sum_{j=1}^m (\lg \sigma_j) \right)}{\sum_{j=1}^m (\lg \sigma_j)^2 - \frac{1}{m} \left( \sum_{j=1}^m (\lg \sigma_j) \right)^2} \quad (9)$$

$$\xi = 10^{1/m} \left( \sum_{j=1}^m (\lg Q_j) - \gamma \sum_{j=1}^m (\lg \sigma_j) \right) \quad (10)$$

第  $i$  个应力区的 TTCI 参数  $\varepsilon$  由公式(5)确定,即

$$\varepsilon_i = \frac{1}{Q_i} \ln \frac{(a_r)_i}{x_u} \quad (11)$$

由通用 EIFS 分布所推导出的任意参考裂纹尺寸  $(a_r)_i$  的 TTCI 分布形状参数  $\alpha$  和  $Q\beta$  的值是一样的<sup>[10]</sup>。其中, TTCI 分布形状参数  $\alpha$  即为通用 EIFS 形状参数  $\alpha$ ; TTCI 分布比例参数  $\beta$  由公式(7)推导得到

$$\beta_i = \frac{Q\beta}{Q_i} \quad (12)$$

则指定应力下的 TTCI 累积分布函数为

$$F_T(t) = 1 - \exp\left\{-\left[\frac{t - \varepsilon_i}{\beta_i}\right]^\alpha\right\} \quad (13)$$

令公式(13)的  $F_T(t) = 0.05$ , 也就是可靠度为 95% 的细节疲劳寿命的表达式

$$t = \beta_i (-\ln 0.95)^{\frac{1}{\alpha}} + \varepsilon_i \quad (14)$$

通过以上方法,根据建立的通用 EIFS 分布,即可预测出任意应力下,裂纹达到指定尺寸时的细节疲劳寿命。

## 2.4 基于经济寿命准则的原始疲劳质量评估

令  $\sigma_i$  为设计名义应力,  $(a_r)_i$  为经济修理尺寸, 使用 2.3 节的预测寿命方法所得结果即为预测出的细节经济寿命  $T_e$ 。因为原始疲劳质量评估的目的是为了实现设计目标寿命的要求, 所以如果紧固孔细节的经济寿命  $T_e$  大于等于一倍设计目标寿命  $T_d$ , 则认为细节的原始疲劳质量符合要求, 即

$$T_e \geq T_d \quad (15)$$

准则(15)式可用来评估原始疲劳质量。

## 2.5 基于双 95%EIFS 值的原始疲劳质量评估

当获得通用 EIFS 分布后, 令公式(6)中  $F_X = 0.95$ , 得到可靠度为 95%、置信水平为 95% 的当量初始裂纹尺寸  $a(0)_{5/95}$  的值

$$a(0)_{5/95} = x_u \exp[-Q\beta(-\ln 0.95)^{1/\alpha}] \quad (16)$$

当结构细节的当量初始裂纹尺寸额定值小于等于其许用值  $EIFS_{\text{allow}}$  时, 认为其原始疲劳质量符合控制要求, 即

$$a(0)_{5/95} \leq a_{EIFS_{\text{allow}}} \quad (17)$$

我国军用手册规定了紧固孔的初始缺陷假设为半径是 0.127 mm 的 1/4 圆角裂纹, 本文取  $a_{EIFS_{\text{allow}}}$  为 0.127 mm。此方法亦可作为评估紧固孔原始疲劳质量的一种方法。

## 3 评定结果

根据反推得到的断口  $(a, t)$  数据, 通过 2.2 节建立通用 EIFS 分布的方法, 得到 3 种应力水平下的 TTCI 分布参数, 如表 3 所示。

表 3 3 种应力水平下 TTCI 分布参数

$\sigma/\text{MPa}$	$\alpha$	$\beta$	$\varepsilon$
134.676	4.2	12 024	1 089
154.877	2.27	9 593	981
121.208	2.04	24 812	1 828

经优化后 ( $a_r = 0.9$  mm,  $x_u = 0.5$  mm), 建立了通用 EIFS 分布, 得到分布参数, 如表 4 所示。

表 4 通用 EIFS 分布参数

$a_r/\text{mm}$	$x_u/\text{mm}$	$\alpha$	$Q\beta$
0.9	0.5	2.84	6.739

应力水平下裂纹尺寸达到 0.8 mm 的时间 ( $T_p$ ), 与裂纹尺寸达到 0.8 mm 时的试验寿命进行对比, 如表 5 所示, 其中  $T_s$  表示各组试验中的最短寿命,  $T_{\text{ave}}$  表示各组试验件的平均寿命。

表 5 寿命预测

$\sigma/\text{MPa}$	$T_p/\text{h}$	$T_s/\text{h}$	$T_{\text{ave}}/\text{h}$
134.676	6 200	8 002.3	11 818.9
154.877	4 405	4 854.9	9 088.3
121.208	8 023	14 806.4	22 775.6

由表 5 可以看出, 预测结果均小于各组试验件中最短寿命, 表明寿命预测方法是保守的和可行的。

取该细节的设计应力水平 105.11 MPa 和经济修理尺寸 0.8 mm, 根据 2.3 节的寿命预测方法, 得到 105.11 MPa 下 TTCI 分布参数, 如表 6 所示。

表 6 105.11 MPa 应力水平下的 TTCI 分布参数

$\alpha$	$\beta$	$\varepsilon$
2.84	37 615	2 623

将 105.11 MPa 下 TTCI 分布参数代入公式(14), 得到  $T_e = 15 826$  飞行小时, 大于设计寿命  $T_d = 10 000$  飞行小时, 满足(15)式, 表明紧固孔原始疲劳质量满足设计要求。

将建立的紧固孔通用 EIFS 分布参数  $\alpha$  与  $Q\beta$  代入公式(16), 得到  $a(0)_{5/95} = 0.035 5$  mm, 满足(17)式, 也表明紧固孔原始疲劳质量满足设计要求。

## 4 结论

1) 针对工程上大量存在的单细节结构, 提出了一种细节疲劳寿命预测方法, 可以预测出不同条件下可靠度为 95% 的细节结构疲劳寿命, 基于经济寿命准则, 评估其原始疲劳质量。这种方法能够节省试验时间, 减少试验工作量, 因此具有显著的经济效益和重要的工程应用价值。

2) 建立了某机翼下壁板紧固孔通用 EIFS 分布。使用本文提出的方法与满足双 95% 要求 EIFS 值的两种评估方法, 对机翼下壁板紧固孔细节的原始疲劳质量进行了评估, 结果均表明该机翼下壁板紧固孔细节的原始疲劳质量满足设计要求。

使用 2.3 节的寿命预测方法, 分别预测出 3 种

## 参考文献:

- [1] Correia J A F O, Blasón S, De Jesus A M P, et al. Fatigue Life Prediction Based on an Equivalent Initial Flaw Size Approach and a New Normalized Fatigue Crack Growth Model[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2016,69:15-28
- [2] Yang M C, Nie H. Analysis Approach to Durability Based on Material Initial Fatigue Quality and S-N Curve[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2007,20:518-523
- [3] 杨谋存, 聂宏. 原始疲劳质量评定和裂纹扩展方法研究[J]. *航空材料学报*, 2011,31(5):91-94  
Yang Moucun, Nie Hong. New Assessment Method of Initial Fatigue Quality and Crack Growth Rate[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2011,31(5):91-94 (in Chinese)
- [4] 曹昌年, 王志智, 赵选民. 紧固孔原始疲劳质量评定及符合性检查[J]. *西北工业大学学报*, 2000,18(1):15-18  
Cao Changnian, Wang Zhizhi, Zhao Xuanmin. Evaluation and Coincidence Check for Initial Fatigue Quality of Fastener Hole[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2000,18(1):15-18 (in Chinese)
- [5] 李华, 贺飞, 马英杰, 等. TC4 钛合金两种显微组织的紧固孔原始疲劳质量研究[J]. *航空材料学报*, 2013,33(2):81-86  
Li Hua, He Fei, Ma Yingjie, et al. Initial Fatigue Quality of Fastener Holes of TC4 Titanium Alloy with Two Microstructures[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2013,33(2):81-86 (in Chinese)
- [6] Pedro M G P Moreira, Paulo F P de Matos, Paulo M S T de Castro. Fatigue Striation Spacing and Equivalent Initial Flaw Size in Al 2024-T3 Riveted Specimens[J]. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 2005,43:89-99
- [7] 董登科, 王俊扬, 孔繁杰. 紧固孔原始疲劳质量控制与制孔技术研究[J]. *机械强度*, 2000,22(3):214-221  
Dong Dengke, Wang Junjie, Kong Fanjie. Research on Fastener Hole Initial Fatigue Quality and Manufacturing Technique[J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2000,22(3):214-221 (in Chinese)
- [8] 张胜, 何宇廷, 张腾, 等. 飞机典型连接结构原始疲劳质量评估[J]. *机械强度*, 2016,38(3):480-484  
Zhang Sheng, He Yuting, Zhang Teng, et al. Assessment on Initial Fatigue Quality of Aircraft Typical Connected Structure[J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2016,38(3):480-484 (in Chinese)
- [9] 中国航空研究院. 军用飞机疲劳·损伤容限·耐久性设计手册[M]. 北京:中国航空研究院出版社, 1994:24-54  
Chinese Aeronautical Establishment. Military Aircraft Fatigue, Damage Tolerance and Durability Design Manual[M]. Beijing, The Press of Chinese Aeronautical Establishment, 1994:25-54 (in Chinese)

# Initial Fatigue Quality Assessment for Aircraft Wing Panel Fastener Hole

Zhou Junjie, Wang Shengnan

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** An effective initial fatigue quality assessment method is presented in order to verify aircraft wing panel fastener hole whether to satisfy the design requirements. Firstly, after finishing fatigue test of bolted specimens and fatigue fracture interpretation, the time to crack initiation distributions under 3 stress levels are obtained and then a general equivalent initial flaw size distribution is established. Secondly, a method of fatigue life prediction with 95% reliability is proposed. Finally, the initial fatigue quality of aircraft wing panel fastener hole is evaluated based on the economic life criterion and double 95% EIFS value. The results show that the initial fatigue quality of the given aircraft wing panel fastener hole satisfies the design requirements.

**Keywords:** design of experiments; fastener hole; initial fatigue quality; time to crack initiation; equivalent initial flaw size; economical life