

细节疲劳额定强度形状参数取值

郭翔, 刘建中, 胡本润, 黄啸

(北京航空材料研究院 航空材料检测与评价北京市重点实验室, 北京 100095)

摘要: 为了得到 DFR 方法中更准确可靠的 α 值, 对头两序数估计法进行说明并验证, 并通过蒙特卡洛模拟对多种估计方法合理性评价。运用头两序数估计方法处理实测的大量数据, 对钛合金、铝合金、钢等多种航空国产材料的 α 值进行系统的参数估计, 并对影响疲劳寿命分散性的因素进行分析。给出了常用国产航空材料 α 的取值范围为 4.85 到 6.71, 并对腐蚀环境下各类材料以及新型航空材料铝锂合金、金属纤维层板提出了新的 α 估计值。

关键词: 运输类飞机; 细节疲劳额定强度; 威布尔分布; 形状参数

doi: 10.3969/j.issn.1005-5053.2014.2.014

中图分类号: V221

文献标识码: A

文章编号: 1005-5053(2014)02-0077-07

细节疲劳额定强度 DFR (detail fatigue rating) 是波音公司提出的一种飞机设计方法^[1]。其中形状参数 α 是确定 DFR 值的关键参数。波音公司^[2, 3]于 20 世纪 60, 70 年代收集了包括 2000 多组铝合金试件, 1200 多组钛合金试件和 800 多组钢结构试件的疲劳寿命数据, 给出了不同材料的 α 值: $\alpha = 4$ 适用于铝合金结构; $\alpha = 3$, 适用于钛合金结构和抗拉强度小于 1655 MPa 的钢结构; $\alpha = 2.2$ 适用于所有抗拉强度高于 1655 MPa 的钢结构。目前, 我国的飞机设计手册^[4, 5]仍直接采用这一结果。

周希沅^[6]通过极大似然估计法对多种国产材料的 α 值进行了初步估计, 并与美国同种材料的 α 值进行了比较, 给出了国产材料 α 值的变化范围。黄啸等^[7]分析研究周希沅初步计算的 α 值在其范围内变化对 DFR 值的影响。但是, 由于文献^[6]与波音公司采用的估计方法不同, 且数据样本量过小, 其估计结果的可靠性有待进一步论证。

波音公司计算 α 估计值时采用了国内外统计学文献中非常少见的头两序数估计法。该方法与极大似然估计法、矩估计法等常用的参数估计法的合理性研究未见报道。同时, 国产材料与国外材料在冶金质量、工艺稳定性及试件制造水平等方面均有较大差别, 这些差别都可能显著影响疲劳寿命分散

性, 进而影响 α 取值。在使用国产材料的飞机设计中, 直接采用波音公司针对美国生产材料获得的 α 值是否合理, 这需要通过收集大量可靠的国产材料与结构疲劳试验数据, 采用与波音公司相同的 α 值估计方法进行深入研究与系统验证。另外, 经过几十年材料科学的发展, 新材料例如第三代铝锂合金、纤维金属层板等, 正逐步应用于先进飞机结构, 其 α 取值如何, 国内外均未见相关报道, 也急需进行研究, 为飞机设计者提供参考。

本工作介绍波音公司所采用的头两序数估计法, 以及通过此估计方法得到一类材料 α 值的过程。对头两序数估计法和其他常用的参数估计方法进行优劣性评价。采用头两序数估计法分析国内常用航空材料疲劳寿命数据, 与美国相同材料数据对比。对铝锂合金, 纤维金属层板等新型航空材料的 α 值进行计算。

1 形状参数 α 的估计方法

参数估计是根据从总体中抽取的样本估计总体分布中包含的未知参数的方法。统计理论中对于 Weibull 分布常用的参数估计方法有极大似然估计法, 最小二乘估计法和矩估计法等^[8-10]。然而, Whittaker 在为波音公司制定美国材料 α 值时所采用的参数估计方法是不常见的头两序数估计法。

1.1 头两序数估计法

将相同试样在相同试验条件下的全体疲劳寿命视作总体, 那么, 一个样本容量为 n 的样本则应是实

实验室中相同条件下测试同一批 n 个试样得到的 n 个疲劳寿命。

在 DFR 方法中,疲劳寿命的分布以两参数 Weibull 分布描述,其分布函数为:

$$F(N) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \quad (1)$$

式中: $N > 0, \alpha > 0, \beta > 0$; α 为形状参数; β 为尺度参数; N 为疲劳寿命。

为获得形状参数 α 值,头两序数估计法在进行严格的推导后,得到总体的 α 值估计量为

$$\hat{\alpha} = \frac{n \cdot \ln\left(\frac{n}{n-1}\right)}{\ln\left(\frac{x_{(2)}}{x_{(1)}}\right)} \quad (0 < x_{(1)} \leq x_{(2)} < +\infty, n \geq 2) \quad (2)$$

式中: n 为样本量; $x_{(k)}$ 为样本顺序统计量 ($k = 1, 2, \dots, n$)。

同时,如果多个样本来自 α 值相同的总体,那么这些样本通过式(2)得到的多个满足理论分布:

$$P(\hat{\kappa} \leq t) =$$

$$1 - \frac{n}{1 + (n-1) \cdot \left(\frac{n}{n-1}\right)^{n \cdot t \cdot \alpha}} \quad (0 \leq t < +\infty, n \geq 2) \quad (3)$$

式中: $\hat{\kappa} = 1/\hat{\alpha}$; α 为这些总体的形状参数的真实值。

疲劳寿命数据样本存在 $x_{(1)} = x_{(2)}$ 的情况,此时通过式(2)得到 $\hat{\alpha} = +\infty$,这使得对数据做进一步处理,如取平均值,变得十分困难。为了解决这一问题,采取与波音公司相同的方法^[2],对计算出的 $\hat{\alpha}$ 先取倒数 $\hat{\kappa} = 1/\hat{\alpha}$,再对 $\hat{\kappa}$ 进一步处理,如求平均值、做经验累积分布曲线等,待得到最终的 κ 值后,再取倒数 $\alpha = 1/\kappa$ 得到 α 值。

对于一种材料,如铝合金,波音公司确定其工程 α 值的过程有以下 4 步:

1) 收集铝合金材料或结构的疲劳寿命数据。试验或服役条件完全相同的疲劳寿命数据为一个样本,且样本量不小于 2。由式(2)得到每一个样本的 $\hat{\alpha}$ 。

2) 假设所有样本所在的总体具有同一个 α 值,并对此进行假设检验。如检验各牌号下样本的 α 值是否相同,则将上一步得到的 α 估计值按牌号分为若干组,做出每一组 α 估计值倒数 κ 的经验累积分布曲线,若这些曲线间的相似程度满足一定要求,则认为牌号对 α 值无显著影响,反之则存在影响。

3) 依次检验所关注的因素。结果显示,美国铝合金材料的牌号几何形状、服役温度、试验机、加载

形式和疲劳寿命 ($10^2 \sim 10^6$ 范围内) 等因素对 α 值的影响不显著。

4) 做出铝合金所有样本 κ 值的经验累积分布曲线,并通过式(3)进行拟合,拟合度满足一定要求时,式(3)中的参数 α 即为铝合金的 α 值。文献[2]中采用 Mann 的算法得到全体铝合金数据的加权平均值 $\bar{\kappa} = 0.224$,再通过切比雪夫不等式得到一个满足概率 $P(\kappa < \kappa'_{0.95}) > 95\%$ 的 κ 值: $\kappa'_{0.95} = 0.25$ ($\alpha = 4$),并认为这一值在满足拟合度的情况下更为保守,适合作为工程参考的 α 值。

由于头两序数估计法并不常见,为保证统计分析的正确,根据文献[2,3]中的原始数据对美国材料的 α 值进行了再次估计,并和文献中采用上述步骤给出的计算结果进行对比。该文献为国外早期报告,在印制和保存过程中,其附录中的部分数据丢失,仅对能够掌握的数据进行验证,这会造成一些误差。查得的铝合金数据 1966 个,这些均由头两序数估计法得到,平均值为 0.261,文献[2]中给出的统计结果中共有 2003 个,平均值为 0.259,二者误差为 0.77%。通过头两序数估计法得到的钛合金和钢材数据的验证结果和其文献[3]给出的结果列于表 1,表 2 中。

表 1 钛合金 κ 估计值对比

Table 1 κ estimators' verification for titanium

Data description	Original data ^[3]	Verified data	Error/%
Ti-6Al-4V	0.356	0.351	1.40
Ti-8Al-1Mo-1V	0.326	0.323	0.92
Monolithic notched	0.341	0.337	1.17
Structural simulators	0.340	0.336	1.18
Room temperature	0.327	0.321	1.83
Elevated temperature	0.396	0.394	0.51
Constant amplitude	0.353	0.349	1.13
Variable amplitude	0.139	0.146	-5.04
All data	0.341	0.336	1.47

对比结果显示,在头两序数估计法下,钛合金得到的验证数据,与文献中数据的误差在 5.04% 以内,钢材的误差在 11.07% 以内。

以上验证结果说明,采用上述头两序数估计法得到 α 值的计算方法与文献通过原始数据得到 α 值所采用的计算方法一致。

表 2 钢材 κ 估计值对比

Table 2 κ estimators' verification for steel

Data description	Original data ^[3]	Verified data	Error/%
18% Ni maraging steels	0.485	0.477	1.60
Air melted	0.306	0.308	-0.65
Vacuum melted	0.397	0.378	4.79
0 - 100ksi	0.296	0.303	-2.36
100 - 160ksi	0.193	0.190	1.55
160 - 200ksi	0.240	0.254	-5.83
200 - 240ksi	0.316	0.281	11.07
240 - 280ksi	0.455	0.450	1.10
280 - 320ksi	0.468	0.449	4.05
Monolithic notched	0.368	0.335	8.97
Room temperature	0.354	0.347	1.98
All data	0.352	0.341	3.12

1.2 不同估计方法的评价

为了研究头两序数估计法的合理性,分析头两序数估计法与其他常用估计方法的差异,利用包括头两序数估计和极大似然估计在内的五种常用估计方法对母体分布已知的随机模拟数据进行估计,通过估计的期望和方差评价其优劣性。

具体的方法为,通过 Matlab 软件随机产生符合双参数 Weibull 分布的模拟疲劳寿命数据样本,样本量分别为 2,3,4,5,10 和 20,每个样本量下生成 5000 个样本,设定 Weibull 分布参数为 $(\kappa, \beta) = (0.25, 10000)$ 。模拟生成的样本通过不同估计方法对 κ 进行估计,每一种估计法都可以得到一系列估计值。通过期望和方差表征估计量的优劣:

$$E(\hat{\kappa}) = \frac{1}{5000} \sum_{i=1}^{5000} \hat{\kappa}_i \quad (4)$$

$$V(\hat{\kappa}) = \frac{1}{4999} \sum_{i=1}^{5000} [\hat{\kappa}_i - E(\hat{\kappa})]^2 \quad (5)$$

其中,期望 $E(\hat{\kappa})$ 与设定值的差越小则估计量越优,方差 $V(\hat{\kappa})$ 越小则估计量越优。

在估计 Weibull 分布的形状参数时,极大似然估计量和矩估计量均通过统计学中常见的方法得到^[11,12]。在相关文献^[13,14]中已有结果表明加权最小二乘法较传统最小二乘法更有优势,通过计算发现 Lu^[14]的加权因子更优,因此只列出 Lu 给出的加权最小二乘法结果。图 1 给出了在不同样本量 n 下,各估计方法由式(4)得到期望值与设定值 0.25 之间的误差值;图 2 则给出了各估计方法由式(5)得到的方差。

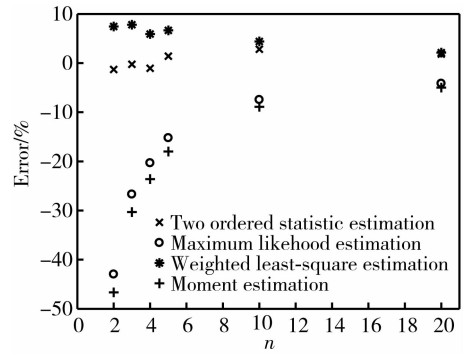


图 1 不同估计方法期望的比较

Fig.1 Expectation comparison among estimators

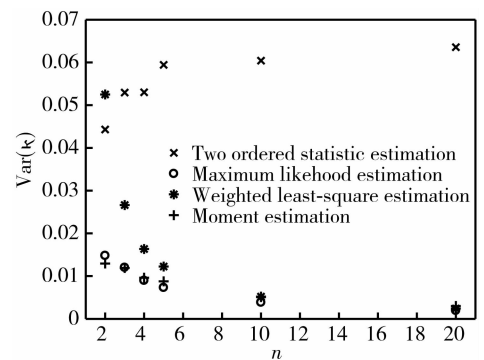


图 2 不同估计方法方差的比较

Fig.2 Variance comparison among estimators

由图 1 可知,通过头两序数估计法得到的期望值与真实值的偏差小于其他估计方法,这在小样本量情况下尤为明显,可认为头两序数估计法在估计的准确度上优于其他估计方法。由图 2 可知,头两序数估计法的方差大于其他估计方法,但是,最终 α 值并非由单个样本估计,而是由大量样本的估计值取平均值得到。因此,针对估计 α 值,评价的估计方法时,方差为次要因素。此外,受试验时间和经济成本的影响,高周疲劳寿命数据以小样本为主^[15],在已掌握的国内外疲劳寿命数据中,国外数据样本量 $n < 5$ 的样本占总样本数的 96.5%,国内数据则占 82.2%。在此情况下,头两序数估计法虽然不能认为是统计学上的最优估计,但综合以上几点,在估计 α 值时头两序数估计法是最合适的估计方法。

2 国产飞机材料 α 值的统计分析

2.1 常用飞机材料

对于国产材料与结构,其 α 值是否可直接采用国外相同材料的 α 值需进一步验证,本工作统计分析了北京航空材料研究院产生的 1060 组国产铝合

金,505组国产钛合金和658组国产钢材的实测数据,利用头两序数估计法对这三类材料的 α 值进行估计。

为确定牌号、 K_1 值、试件几何形状及试验环境等因素对 α 值的影响,对可能影响 α 值的因素,进行置信度为95%的显著性分析,显著性分析采用单因素方差分析,以确定某一因素中的不同水平对 α 值是否有影响。例如,对 K_1 值的影响进行方差分析。选取除 K_1 值外,其余条件完全相同的疲劳寿命数据共 n 个样本,此时设 K_1 值有 s 个水平, $K_1 = 1,$

$K_1 = 2, \dots, K_1 = s,$ 每一水平下有若干个 $\hat{\alpha}$,记 $\bar{\alpha}_1, \bar{\alpha}_2, \dots, \bar{\alpha}_s$ 为每个水平下 $\hat{\alpha}$ 的均值,则待检验的假设为:

$$H_0: \bar{\alpha}_1 = \bar{\alpha}_2 = \dots = \bar{\alpha}_s \quad (6)$$

给定显著性水平 γ ,根据方差分析的理论计算其 F 值,当 $F > F_{1-\gamma}(s-1, n-s)$ 时拒绝原假设 H_0 ,否则认为分析结果与原假设 H_0 无显著差异,即由不同 K_1 值样本所估计出的 α 值无明显差异。依次以此方法分析可能影响 α 值的其余因素。表3给出分析结果,有显著影响以“+”表示,反之以“-”表示。

表3 各因素对不同材料形状参数的影响

Table 3 The effect of different factor on different materials

Description	Median life	Ultimate strength	K_1	Geometry	Temperature	Corrosion environment
Aluminum alloy	+	-	-	-	-	-
Titanium alloy	+	-	-	-	-	-
30CrMnSiNi2A and 16Co14Ni10Cr2Mo	+	+	-	-	-	+
Other steels	+	+	-	-	-	-

Note: “+” show remarkable effect; “-” show no effect.

由表可见,中值寿命范围对所有材料的 α 值都有显著影响,抗拉强度仅对钢材的 α 值有显著性影响,试验腐蚀环境对牌号为30CrMnSiNi2A和16Co14Ni10Cr2Mo的钢材有显著性影响。其余因素: K_1 值、试件几何形状及试验温度则对材料的 α 值无显著影响。在此基础上,研究国产铝合金和钛合金的 α 值,只需关注 α 值在不同中值寿命范围内的取值。

表4分别给出国产铝合金和钛合金在不同寿命范围内的 α 值。

表4 国产铝合金形状参数估计结果

Table 4 Estimated shape parameters of aluminum alloy

Median life	Number of groups	α
$1 \times 10^3 - 1 \times 10^4$	21	11.36
$1 \times 10^4 - 6 \times 10^4$	309	7.46
$6 \times 10^4 - 2 \times 10^5$	356	6.45
$2 \times 10^5 - 1 \times 10^6$	327	4.76
$> 1 \times 10^6$	47	3.64

根据表3中的结论,研究国产钢材的 α 值,除中值寿命范围外,还应关注材料的抗拉强度及个别材料在腐蚀试验环境下的 α 值。表6给出了30CrMnSiNi2A和16Co14Ni10Cr2Mo寿命范围在 $6 \times 10^4 \sim 2 \times 10^5$ 下不同腐蚀环境的 α 值。表7则给出了不同抗拉强度下钢材的 α 值以及不同寿命范围下的

α 值,其中30CrMnSiNi2A和16Co14Ni10Cr2Mo两类材料不包含腐蚀环境下的数据。

表5 国产钛合金形状参数估计结果

Table 5 Estimated shape parameters of titanium alloy

Median life	Number of groups	α
$1 \times 10^3 - 1 \times 10^4$	4	8.47
$1 \times 10^4 - 6 \times 10^4$	182	7.25
$6 \times 10^4 - 2 \times 10^5$	172	5.78
$2 \times 10^5 - 1 \times 10^6$	135	5.71
$> 1 \times 10^6$	12	3.89

表6 腐蚀环境对30CrMnSiNi2A和16Co14Ni10Cr2Mo形状参数影响

Table 6 Estimated shape parameters of 30CrMnSiNi2A and 16Co14Ni10Cr2Mo in different corrosion environment

Data description	Test environment	Number of groups	α
16Co14Ni10Cr2Mo	Air	16	4.90
	Wet air	11	6.33
	Salt air	9	5.59
	Salt air + SO ₂	9	7.69
30CrMnSiNi2A	Air	45	5.78
	Wet air	9	9.52
	Salt air	9	28.57
	Salt air + SO ₂	9	11.24

表 7 国产钢材形状参数估计结果
Table 7 Estimated shape parameters of steels

Median life	Alloy	σ_b /MPa	Number of groups	α
$6 \times 10^4 - 2 \times 10^5$	45#	883	9	6.71
	40CrNiMoA	1038	16	6.67
	30CrMnSiA	1176	6	6.37
	0Cr15Ni5Cu2Ti	1310	9	7.19
	1Cr15Ni4Mo3N	1379	70	6.99
	30CrMnSiNi2A	1633	45	5.78
	16Co14Ni10Cr2Mo	1736	16	4.90
$1 \times 10^2 - 6 \times 10^4$	GC-4	1891	6	4.69
			80	6.76
$6 \times 10^4 - 2 \times 10^5$	Steel	< 1655 MPa	155	6.49
> 2×10^5			65	4.67
$1 \times 10^2 - 6 \times 10^4$				36
$6 \times 10^4 - 2 \times 10^5$		≥ 1655 MPa	22	4.85
> 2×10^5			5	3.39

通过以上计算与分析发现,国产材料的 α 值随中值寿命的增加有减小的趋势,30CrMnSiNi2A 和 16Co14Ni10Cr2Mo 两种钢材在不同的腐蚀试验环境下得到的 α 值有明显不同。从表 7 可见随抗拉强度 σ_b 的增加,钢材的 α 值有减小的趋势,以 $\sigma_b = 1655$ MPa 为界将钢材分为两类,这两类钢材的 α 值有明显区别,这与文献[2,3]中得到的结论一致。

2.2 新型飞机材料

铝锂合金较铝合金比重低,刚度大,同时保持较高的强度、较好的抗腐蚀性和抗疲劳性。纤维金属层板是由铝合金和玻璃纤维或碳纤维增强复合材料组成的一种混杂结构材料,具有优异的损伤容限性能^[16]。这两类新材料在国外新型飞机上已有实际应用,为了在国内飞机设计时提供这两类材料的 DFR 值,对铝锂合金的 α 值进行估计,分析了 8 种铝锂合金 243 组 1024 个试样。

对可能影响铝锂合金 α 值的因素进行了单因素方差分析。中值寿命范围对 α 值有较大影响,除此之外材料的牌号、试件形状、 K_t 值和试件所用材料的取样方向等因素,在置信度 95% 的检验下未发现明显影响铝锂合金 α 值的因素。

表 8 给出了全体铝锂合金在不同寿命区间内的 α 值。表 9 则给出了 $2 \times \times \times$ 系列铝合金与 $2 \times \times$

\times 系列铝锂合金寿命范围在 $6 \times 10^4 \sim 2 \times 10^5$ 内的 α 值。

表 8 铝锂合金形状参数估计结果

Table 8 Estimated shape parameters of aluminum lithium alloy

Median life	Number of groups	α
$1 \times 10^4 - 6 \times 10^4$	51	7.25
$6 \times 10^4 - 2 \times 10^5$	108	6.71
$2 \times 10^5 - 1 \times 10^6$	74	4.22
> 1×10^6	10	1.41

表 9 $2 \times \times \times$ 系列铝锂合金与 $2 \times \times \times$ 系列铝合金形状参数估计结果对比

Table 9 Estimated shape parameters of aluminum lithium alloy ($2 \times \times \times$ series) and aluminum alloy ($2 \times \times \times$ series)

Data description	Number of groups	α
Aluminum alloy ($2 \times \times \times$)	109	6.17
Aluminum lithium alloy ($2 \times \times \times$)	100	6.85

通过表 4 和表 8 的对比以及表 9 中相同系列铝合金与铝锂合金 α 值的估计结果对比可以观察到,铝锂合金的 α 值略大于铝合金的 α 值,这表明铝锂合金的疲劳寿命分散性略小于铝合金。

根据两类新型纤维金属层板共 19 组 53 个试样的疲劳寿命数据,对层板的 α 值进行初步分析,表 10 给出了两类铝合金层板的 α 值,其中铝合金-碳纤维层板 8 组,铝合金-玻璃纤维层板 11 组。

表 10 新型铝合金纤维金属层板形状参数估计结果

Table 10 Results of shape parameters of fiber metal laminates

Data description	Number of groups	α
All data	19	4.33
Al-C	8	3.30
Al-G	11	5.62

由初步估计的结果可以看出,两类新型纤维金

属层板之间的 α 值存在差异。目前收集到的数据还不足以判断不同类型纤维金属层板是否可以使用同一个 α 值,对于纤维金属层板 α 取值还需要大量的疲劳寿命试验数据。

3 国产材料 α 值取值分析与建议

根据以上分析与计算,将疲劳寿命范围在 $6 \times 10^4 \sim 2 \times 10^5$ 循环下的国产铝合金、钛合金、钢材和铝锂合金的 α 值和已有文献中所统计的 α 值列入表 11,其中 $\sigma_b \leq 1655$ MPa 钢材在腐蚀环境下的数据不包含两类对腐蚀试验环境敏感材料 30CrMnSiNi2A 和 16Co14Ni10Cr2Mo。

表 11 国内外材料疲劳寿命形状参数对比

Table 11 Comparison between Domestic material's α and American's

Description		Hand-book's α	American materials' α [2,3]	American laboratory structures simulator's α [2,3]	The calculated α in this article
Aluminum alloy	All data	4	3.86	5.00	6.45
	Corrosional	—	—	—	6.10
Titanium alloy	All data	3	2.93	3.25	5.78
	Corrosional	—	—	—	5.97
Steel $\sigma_b \leq 1655$ MPa	All data	3	3.51	—	6.49
	Corrosional	—	—	—	6.71
Steel $\sigma_b > 1655$ MPa	All data	2.2	2.17	—	4.85
	All data	—	—	—	6.71

表 11 结果显示,国产航空材料的 α 值随材料种类的变化趋势与美国材料基本一致。同时,国产材料的 α 值均大于美国材料,这一结果说明,国产材料的疲劳寿命分散性较美国材料小。然而,从大量实测结果及服役数据来看,国产材料与美国材料相比稳定性较差,表 11 中得到的结果似乎并不符合实际经验。这是由于评估的国产材料数据均来自材料级别的试验,并且这些试验都在过程与环境可控实验室条件下进行,而美国用于估计的材料数据还包含了大量结构模拟件试验数据及服役数据。

在获取更多模拟结构试件和服役数据等多来源数据前,对于国产材料,铝锂合金可参考铝合金的 α 值选取,其余材料仍直接采用手册中的 α 值。对于纤维金属层板的 α 值,相关试验数据较少,只做初步分析。待试验数据更为充分后,可依照以上分析

方法对手册中给出的各类材料的 α 值进行相应调整,并给出层板等新型航空材料的 α 值。

4 结论

(1) 头两序数估计法计算 α 值,估计准确性高,误差不超过 5%,更适合小样本的估计等特点。

(2) 利用两序数估计法对国产材料评估可知,寿命取值范围对国产航空材料的 α 值影响明显,抗拉强度对钢材的 α 值影响明显,腐蚀环境对个别牌号钢材的 α 值影响显著。 K_1 值,试件几何形状及试验温度对 α 值无显著影响, α 的最终估计值及不同材料间的变化趋势与美国材料基本相同。

(3) 在获得更多更全面的数据前,铝锂合金的 α 值按照手册中铝合金的 α 值选取,其余材料仍直接采用手册中的 α 值。

参考文献:

- [1] GORANSON G. Elements of structural integrity assurance [J]. *Fatigue*, 1994, 16(1):43-65.
- [2] WHITTAKER I C, BESUNER P M. A Reliability Analysis Approach to Fatigue Life of Aircraft Structures [R]. AD 853263, 1969.
- [3] WHITTAKER I C. Development of Titanium and Steel Fatigue Variability Model for Application of Reliability Analysis Approach to Aircraft Structures [R]. AD758219, 1972.
- [4] 吴学仁. 飞机结构金属材料力学性能手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.
- [5] 郑晓玲. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003.
- [6] 周希沅. 国产材料疲劳寿命分布参数 α 的初步估计 [J]. *航空学报*, 1990, 11(10):488-491.
(ZHOU X Y. Preliminary estimation of the shape parameters of fatigue life distribution for domestic materials [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1990, 11(10): 488-491.)
- [7] 黄啸, 刘建中, 马少俊, 等. 细节疲劳额定强度计算参量取值敏感性研究 [J]. *航空学报*, 2012, 33(5): 863-870.
(HUANG X, LIU J Z, MA S J, *et al.* Sensitivity analysis of the parameters in detail fatigue rating equation [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(5):863-870.)
- [8] MANN N R. Tables for obtaining the best linear invariant estimates of parameters of the Weibull distribution [J]. 1967, 9(4): 629-645.
- [9] NELSON W. *Applied Life Data Analysis* [M]. New York: John Wiley & Sons, 1982.
- [10] NELSON W. *Accelerated Testing: Statistical Models, Test Plans, and Data Analysis* [M]. New York: John Wiley & Sons, 1990.
- [11] 陈家鼎, 孙山泽, 李东风, 等. *数理统计学讲义* [M]. 第二版. 北京: 高等教育出版社, 2006: 17-19.
- [12] 金良琼. 双参数 Weibull 分布的参数估计 [D]. 昆明: 云南大学, 2010.
- [13] HUNG W L. Short communication weighted least-squares estimation of the shape parameter of the Weibull distribution [J]. 2001, 17(6): 467-469.
- [14] LU H L, CHEN C H, WU J W. A note on weight least-squares estimation of the shape parameter of the Weibull distribution [J]. 2004, 20(6): 579-586.
- [15] 崔卫民, 薛红军, 喻天翔, 等. 试验数据服从 Weibull 分布时可靠性试验最少试件数的确定术 [J]. *机械工程学报*, 2008, 44(1):51-55.
(CUI W M, XUE H J, YU T X, *et al.* Determination of sample size for weibull distribution in structural reliability tests [J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2008, 44(1):51-55.)
- [16] 黄啸, 刘建中. 新型纤维金属混合层板结构的疲劳裂纹扩展与分层行为 [J]. *航空材料学报*, 2012, 32(5): 97-102.
(HUANG X, LIU J Z. Fatigue crack propagation and delamination behavior of advanced fiber metal hybrid laminate [J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2012, 32(5): 97-102.)

Shape Parameter in Detail Fatigue Rating

GUO Xiang, LIU Jian-zhong, HU Ben-run, HUANG Xiao

(Beijing Key Laboratory of Aeronautical Materials Testing and Evaluation, Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

Abstract: In order to obtain more accurate and reliable DFR value, two-ordered statistic (TOS) method is introduced and verified. An assessment for TOS and common estimators is made by Monte Carlo simulation, and TOS method is used for analyzing a large amount of measured data. Systematical parameter estimation and analysis are taken for aviation materials including steel, aluminum and titanium. A further analysis is taken for factors which may affect scatter in fatigue life. As a result, TOS has high accuracy in calculating α . Value life range has an obvious impact on domestic aviation materials' α . Ultimate strength and corrosive environments have impact on several materials. Recommended α values for common domestic material are in the range of 4.85-6.71. And new α estimated values of new aviation material aluminum lithium alloy, fiber metal laminates under the corrosive environment is given out.

Key words: transport plane; detail fatigue rating; Weibull distribution; shape parameter