

文章编号:1000-6893(2007)03-0582-04

疲劳分散系数随应力的变化规律

张福泽

(北京航空工程技术研究中心, 北京 100076)

Law of Fatigue Scatter Factor Versus Test Stress

ZHANG Fu-ze

(Beijing Aeronautical Technology Research Center, Beijing 100076, China)

摘要: 从《航空金属材料疲劳性能手册》中取出 267 个铝合金试件和 139 个钢合金试件的疲劳试验数据, 研究了疲劳分散系数随疲劳试验应力的变化规律, 即在一定应力范围内, 疲劳分散系数随着应力的减小而增加。由此变化规律, 绘制出它们的变化规律曲线。

关键词: 固体力学; 疲劳分散系数; 试验应力; 变化规律

中图分类号: V215.6 **文献标识码:** A

Abstract: On the basis of fatigue test data on 267 aluminum-alloy test pieces and 139 steel-alloy test pieces extracted from Handbook of Fatigue Properties of Aerial Metals, this thesis studies the law of change of the fatigue scatter factor with fatigue test stress, i. e., within a given range of stress, the fatigue scatter factor increases as the stress decreases. A curve of the law of change wise drawn accordingly.

Key words: solid mechanics; fatigue scatter factor; test stress; law of change

众所周知, 飞机安全使用寿命 N_p 定义为: 中值疲劳寿命 N_{50} 除以疲劳分散系数 L_f 。因此, 疲劳分散系数是飞机结构疲劳定寿中的关键技术参数, 它是飞机结构寿命的定量可靠性指标。了解它的变化规律和掌握它的取值大小, 可直接影响飞机寿命的长短和可靠性的高低, 因此在国际疲劳领域中, 都十分重视对它的研究。

然而, 多年来虽然各国疲劳专家们对疲劳分散系数已做了大量研究工作, 但在理论上仍没有取得大家公认的成果, 从而导致各国在规范制定上的不统一和取值的混乱^[1,2]。此前, 世界很多研究是针对材料质量、制造工艺、试件几何尺寸、计算模型等方面对疲劳分散系数的影响。而本文是针对载荷大小与疲劳分散系数之间关系进行研究, 企图找出疲劳分散系数与载荷(应力)的变化规律。以此规律为指导, 寻找合理确定疲劳分散系数的方法和取值。

1 疲劳分散系数随应力变化规律

(1) 疲劳试验数据选择和统计原则

为了研究疲劳分散系数随应力变化的规律和它的取值, 本文从文献[3]的试验数据中选择两组有效数据, 数据选择和统计的原则为:

- ① 试验数据完整可靠;

② 试验最大应力变化范围能涵盖飞机使用载荷范围, 即 $\sigma_{\max} \approx (0.67 \sim 0.30)\sigma_b$;

- ③ 性能相近的材料放入一组统计。

(2) 统计内容和处理方法

① 根据以上试验数据的统计原则和分散系数计算的需要, 从文献[3]中分别选择和统计了 GC4、30CrMnSiNi2A 钢合金的 5 种状态, 共 139 个试件的子样标准差 S_i 和 LY12、LC4 和 LC9 铝合金的 10 种状态, 共 267 个试件的子样标准差 S_i , 如表 1 和表 2。

② 为了研究使用载荷谱中的高中低载荷对疲劳分散系数的影响, 在数据处理时, 每组标准差 S_i 数据, 除 $\sigma_{\max} \approx 0.6\sigma_b$ 和 $\sigma_{\max} \approx 0.3\sigma_b$ 的试验数据单独统计外, 其他二者间的试验数据, 按 $\sigma_{\max} \approx 0.45\sigma_b$ 各数据取平均值, 列入表 1 和表 2 中。

(3) 疲劳分散系数 L_f 随应力变化曲线

- ① 求 $\sigma_{\max} = \sigma_b$ 时的 L_f 值

从试件个体疲劳寿命 X_i 分析, $\sigma_{\max} = \sigma_b$, 就是静力一次拉断, 即 $X_i = 1 (i = 1, 2, 3, \dots, n)$, 将 $X_i = 1$ 代入式(1), 计算得

$$S = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n X_i^2 - \frac{1}{n} \left(\sum_{i=1}^n X_i\right)^2}{n-1}} = 0 \quad (1)$$

将 $S=0$ 代入疲劳分散系数计算公式(2)^[1], 计算得

$$L_f = 10 \left(\frac{n}{\sqrt{n} - n_b}\right)^{s_0} = 1 \quad (2)$$

收稿日期:2006-01-17; 修订日期:2006-10-12
通讯作者:张福泽 E-mail:yany03@sohu.com

式中: L_f 为疲劳分散系数; σ_0 为寿命标准差; u_p 为与可靠度有关的标准正态偏量; u_r 为与置信度有关的标准正态偏量; n 为试验件个数。

$L_f=1$ 的含义是:一组试件每个个体的寿命都是一次拉断,即每个个体的寿命 $X_i=1$,即寿命的标准差 $S=0$,这就说明该组试件的寿命没有分

散,则 $L_f=1$ 。从分散系数概念上讲, $L_f=1$ 应是最小值。

② 绘制 $L_f \sim \sigma_{\max}/\sigma_b$ 的关系曲线

根据表 1、表 2 和 $L_f=1$ 的数据,可以绘制出图 1 的 $L_f \sim \sigma_{\max}/\sigma_b$ 的 2 条曲线。

表 1 139 个钢合金试件的 S_i 值统计和 L_f 计算表

Table 1 S_i statistic values and L_f calculation values of 139 steel alloy test pieces

材 料	σ_{\max}/σ_b	试件个数	标准差 S_i	用文中式(2)计算 L_f	S_i 来自文献[3]的页码
GC-4	~ 0.60	6	0.094 1	2.1	
$K_t=1$	~ 0.45	9	0.250 4	7.2	
$R=-1$	~ 0.30	11	0.369 1	17.8	12.5(平均)
		10	0.367 3		17.8
30CrMnSiNi2A	~ 0.60	4	0.114 8	2.6	
$K_t=2.9$	~ 0.45	3	0.106 9	2.5	
		5	0.092 0	2.1	2.3(平均)
$R=0.1$	~ 0.30	5	0.148 5	3.4	
30CrMnSiNi2A	~ 0.60	3	0.022 4	1.2	
		3	0.046 0	1.5	
$K_t=2.9$	~ 0.45	6	0.020 28	2.0	1.9(平均)
		6	0.135 8	3.0	
$R=0.5$	~ 0.30	4	0.133 2	3.1	
30CrMnSiNi2A	~ 0.60	3	0.064 3	1.7	
		4	0.117 2	2.8	
$K_t=4.1$	~ 0.45	3	0.083 8	2.1	2.0(平均)
		4	0.010 65	1.1	
$R=0.5$	~ 0.30	4	0.198 1	5.3	
30CrMnSiNi2A	~ 0.60	6	0.0487	1.5	
		11	0.111 3	2.4	
$K_t=3$	~ 0.45	11	0.104 1	2.3	2.2(平均)
		6	0.076 6	1.9	
$R=0.445$	~ 0.30	12	0.135 9	2.9	
	~ 0.60			1.8	
平均	~ 0.45			4.2	
	~ 0.30			6.5	
Σ		139	23		

③ 图 1 曲线的特性

④ 选取的各种试验材料,它们的疲劳分散系数 L_f 都是随应力的提高而降低。

⑤ 选取的各种试验材料,它们的疲劳分散系数 L_f 都有一个最小值,即 $L_f=1$ 。

⑥ 选取的各种铝合金和钢合金,它们的曲线形状是不同的,说明它们的寿命分散程度不同。

2 载荷高低对疲劳分散系数有不同的影响

(1) 用高载荷试验可以降低分散系数

从载荷大小而言,这里的高载荷,其值是破坏

载荷的 67%。从图 1 可以看出,当 σ_{\max} 接近 $0.6\sigma_b$ 时,则 267 个铝试件和 139 个钢试件寿命的分散系数 L_f 分别从 5.2 降至 1.7 和从 6.5 降至 1.8。这说明在其他条件不变的情况下,提高疲劳试验应力可以使疲劳分散系数降低,即用 $0.6\sigma_b$ 高载试验可以降低分散系数。

(2) 用较低载荷试验可以提高分散系数

从图 1 可以看出,当试验应力 σ_{\max} 从 $0.6\sigma_b$ 降至 $0.3\sigma_b$ 时,疲劳分散系数 L_f 从 1.7/1.8 提高到 5.2/6.5。这说明试验应力降低,疲劳分散系数要提高。

表2 267个铝合金试件的 S_i 值统计和 L_f 计算表
Table 2 S_i statistic values and L_f calculation values of 267 aluminum alloy test pieces

材 料	σ_{\max}/σ_b	试件个数	标准差 S_i	用文中式(2)计算 L_f		S_i 来自文献[3]的页码
LY12CZ	~0.60	11	0.136 2	2.9		
$K_t=1$	~0.45	9	0.147 5	3.2	2.9(平均)	P98
$R=0.02$	~0.30	10	0.115 7	2.5		
LY12B	~0.60	3	0.032 9	1.3		
$K_t=3$	~0.45	4	0.141 8	3.4		P107
$R=1$	~0.30	7	0.189 3	4.6		
LY12B	~0.60	3	0.032 0	1.3		
$K_t=1$	~0.45	5	0.052 9	1.5	1.9(平均)	P107
$R=1.5$	~0.30	3	0.095 6	2.3		
LY12B	~0.60	7	0.071 7	1.8		
$K_t=5$	~0.45	7	0.094 2	2.1		P108
$R=0.5$	~0.30	8	0.200 3	4.9		
LY12B	~0.60	8	0.065 9	1.7		
$K_t=3$	~0.45	10	0.081 0	1.9		P109
$R=0.1$	~0.30	9	0.344 7	15.2		
LY12CZ	~0.60	10	0.057 9	1.6		
$K_t=1$	~0.45	5	0.125 9	2.8	2.9(平均)	P131
$\sigma_m=9\text{ kg/mm}^2$	~0.30	10	0.137 3	2.9		
LY12CZ	~0.60	10	0.063 0	1.6		
$K_t=2.5$	~0.45	5	0.114 7	2.6	2.5(平均)	P132
$\sigma_m=11.5\text{ kg/mm}^2$	~0.30	10	0.091 6	2.1		
		10	0.124 1	2.6		
LC9	~0.60	5	0.054 4	1.6		
$K_t=1$	~0.45	5	0.041 1	1.4		P142
$R=0.1$	~0.30	7	0.137 3	3.0		
LC4	~0.60	5	0.053 7	1.6		
$K_t=1$	平均 0.45	6	0.036 4	1.3	2.0(平均)	P153
		6	0.052 0	1.5		
		5	0.152 4	3.5		
		4	0.083 6	2.0		
		4	0.084 4	2.0		
$\sigma_m=14\text{ kg/mm}^2$	~0.30	4	0.058 7	1.6		
LC4	~0.60	4	0.116 9	2.7		
LC4	~0.60	3	0.070 7	1.8		
$K_t=1$	平均 0.45	3	0.059 6	1.7	2.3(平均)	P153
		4	0.109 1	2.5		
		3	0.070 8	1.8		
		5	0.145 7	3.3		
$\sigma_m=21\text{ kg/mm}^2$	~0.30	6	0.125 2	2.8		
平均	~0.60			1.7		
	~0.45			2.2		
	~0.30			5.2		
Σ		267	43			

3 结论与讨论

通过 267 个铝合金试件和 139 个钢合金试件

的疲劳试验数据的研究,绘制出图 1 的疲劳分散系数 L_f 与试验最大应力 σ_{\max} 之间的关系曲线,从这两条曲线可以得出如下结论:

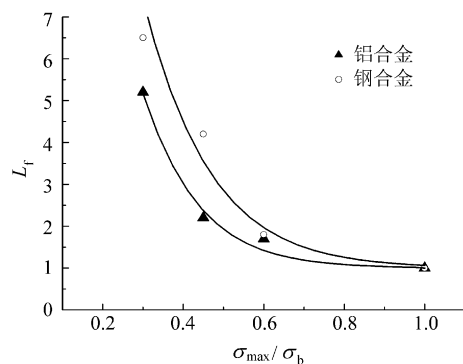


图1 267个铝合金试件和139个钢合金试件寿命的分散系数 L_f 与应力变化曲线

Fig. 1 Curves of fatigue scatter factors L_f of 267 aluminum-alloy and 139 steel-alloy test pieces versus stress

(1) 疲劳分散系数有一个最小值,即 $L_{f_{\min}}=1$ 。

(2) 不同材料存在不同的 $L_f \sim \sigma_{\max}$ 曲线,说明不同材料有不同的分散系数。

(3) 疲劳分散系数有随应力的提高而降低的规律。由此规律,我们是否可以把试验载荷谱中的低载荷按等损伤的原理转换成高载荷,这样可以降低试验疲劳分散系数,从而可以缩短疲劳试验周期,提高飞机定寿效率。

参 考 文 献

- [1] 高镇同. 飞机疲劳分散系数[R]. BH-B884, 北京: 北京航空学院, 1982.
Gao Z T. Fatigue scatter factors of aircraft[R]. BH-B884, Beijing: Beijing University of Aeronautical and Astronautics, 1982. (in Chinese)
- [2] 张福泽. 疲劳分散系数的分类及其取值[J]. 航空学报, 1987, 8(6): B239-243.
Zhang F Z. The categories and values of fatigue scatter factors[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1987, 8(6): B239-243. (in Chinese)
- [3] 高镇同. 航空金属材料疲劳性能手册[M]. 北京: 北京航空材料研究所, 1981.
Gao Z T. Handbook of fatigue properties of aerial metals [M]. Beijing: Beijing Institute of Aeronautical Materials, 1981. (in Chinese)

作者简介:

张福泽(1955—) 男,中国工程院院士。主要研究方向:飞机结构强度、疲劳与断裂力学。

Tel:010-66713310

E-mail:yany03@Sohu.com.

(责任编辑:李铁柏)