

计数法及简化原则的对比试验*

六二一所 79014 题目组

一、引言

飞机疲劳试验和寿命估算的准确性在很大程度上取决于所给载荷谱的真实性^[1]。但载荷谱能否真实地反映飞机所受的疲劳载荷,这取决于多方面的因素,而其中影响较大且又较难于解决的问题有两个:计数法的选择和简化原则的确定。同一载荷时间历程用不同的计数法,或者同一计数法用不同的简化原则来编谱,所得载荷谱并不相同,甚至有的差异很大。相应地用这些载荷谱来进行寿命估算或疲劳试验,其寿命差别也是相当大的,因而很有必要开展载荷谱编制方法的研究工作。

本工作的目的就是通过对对比试验,比较不同计数法及其简化原则所得各载荷谱与随机谱试验结果之间的关系,寻求编制歼击机载荷谱“最佳”计数法及其“最佳”简化原则,为今后编制飞机使用载荷谱及飞机使用寿命的研究工作提供依据。

二、试验方案

1. 两种计数法的对比试验

计数法有十余种之多^[1-5]但70年代来,变程对-均值计数法(有时也叫雨流法^[5]),即本文中所称的双参数循环计数法,已为欧美一些国家所采用,如荷兰宇航实验室NLR提出了NLR法^[3],故针对疲劳计计数法和双参数循环计数法来处理歼击机50小时的随机谱,编制相应的程序谱,并用这些程序谱和所给随机

谱作试件成组对比试验,以比较它们的疲劳寿命。

2. 双参数循环计数法的四种简化谱的对比试验

在NLR法的基础上,根据疲劳损伤当量的换算原理,同时考虑歼击机疲劳载荷的特点和平均应力对损伤的影响,因而在用变程对-均值计数法对50小时随机谱进行处理时,提出了常均值、变均值、等损伤和双波法谱的四种简化原则。简述如下^[6]:

1) 常均值谱原则(即NLR法)——求出总的平均均值 \bar{S}_m ,所有均值都往 \bar{S}_m 上简化,而变程 S_L 保持不变。

2) 变均值谱原则——求出各级所对应的平均均值 \bar{S}_{mj} ,而变程 S_L 保持不变。

3) 等损伤谱原则——求出总的平均均值 \bar{S}_m ,所有均值都往 \bar{S}_m 上简化,同时变程 S_L 按等损伤原理在Goodman图上进行当量换算。

4) 双波法谱原则——根据歼击机疲劳载荷的特点,把载荷分成主波和二级波,合在一起组成双波法谱。

主波谱——主要由机动作引起的较大载荷波动,令其最小应力值 $S_{min} = \lg$ (所对应的应力);变程 S_L 按等损伤原理进行当量换算。

二波谱——主要由非机动作引起的较小载荷,包括阵风等载荷波动,它先求出总的平均均值 \bar{S}_m ,变程按等损伤原理进行当量换算。

按上述简化原则所得的四种不同程序谱和随机谱进行试件的成组对比试验,以比较它们

* 参加本工作的有630所、北航、西工大及金属所等单位。本文根据上述单位的总结会议讨论的意见,作为总课题部分工作的结果,由张诗捷、吴德君、顾明达等同志整理而成。在整理中得到颜鸣皋教授的指导,在工作中得到有关同志的支持,在此深表感谢!

的疲劳寿命。

总的循环数 $v = 1106$ 次

三、试验条件

1. 几种试验谱

据现有试验条件, 在此直接把计算所得的使用谱作为试验谱, 以保留使用谱的真实性, 各谱的加载周期均为50个飞行小时, 加载顺序均为低-高-低的序列。其中随机谱按实测100小时载荷谱作为原谱依据, 随后依据控制试验机的计算机容量, 产生一种歼击机50小时随机谱, 其主要参数如下:

最大过载 $n_{y \max} = 8g$

最小过载 $n_{y \min} = -0.8g$

$$\text{载荷不规则度 } K = \frac{N_o}{N_p} = \frac{830}{1106} = 0.75$$

N_o ——以正斜率穿过 $1g$ 的次数

N_p ——大于 $1g$ 的峰值数

图1~6分别示出了随机谱、疲劳计法谱、常均值谱、变均值谱、等损伤谱和双波法谱的谱形^[6]。

2. 试验机

试验在西德申克 (SCHENCK) 公司的 PC160N 液压伺服疲劳试验机上进行。并用 SPC-16/40 型电子计算机作为控制机用。

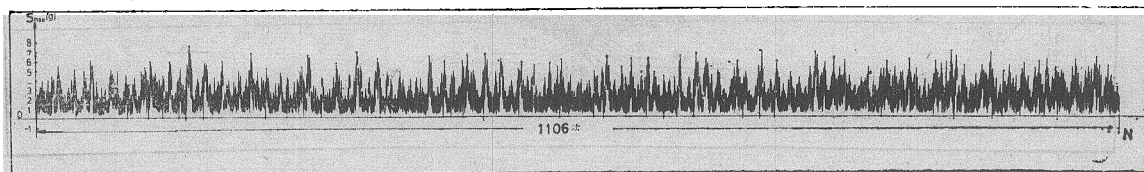


图 1 随机谱波形

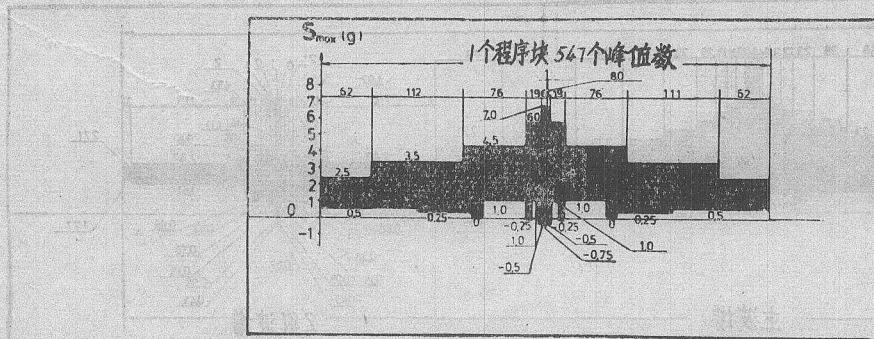


图 2 疲劳计法试验谱

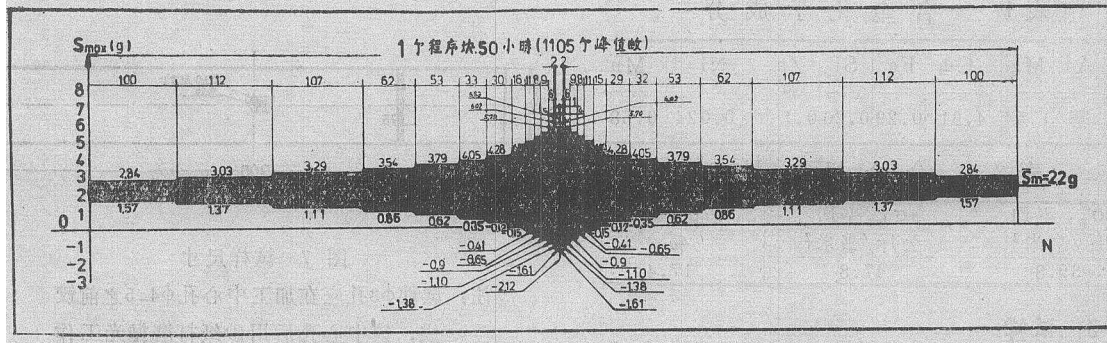


图 3 常均值试验谱

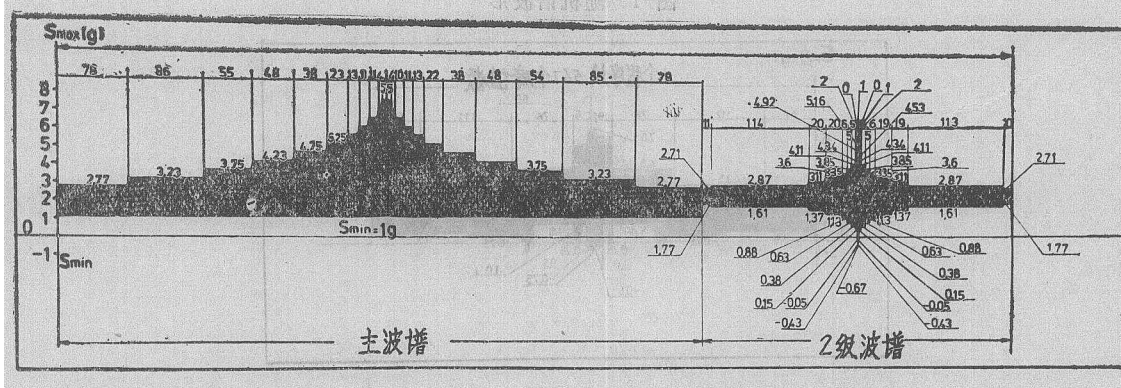
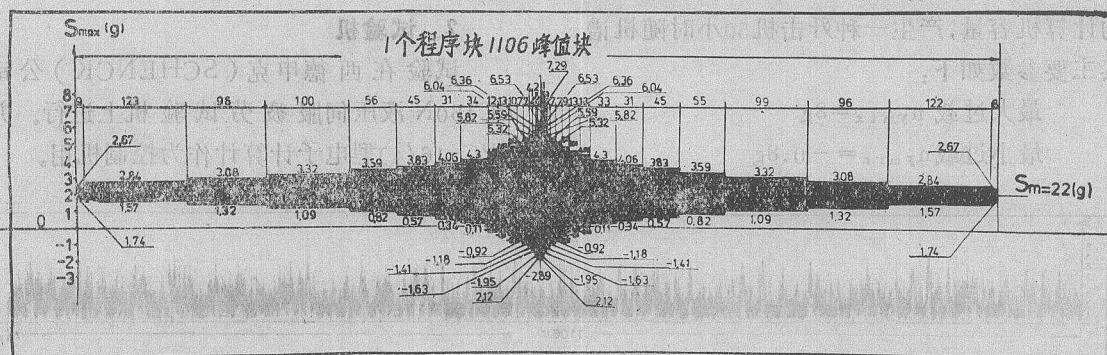
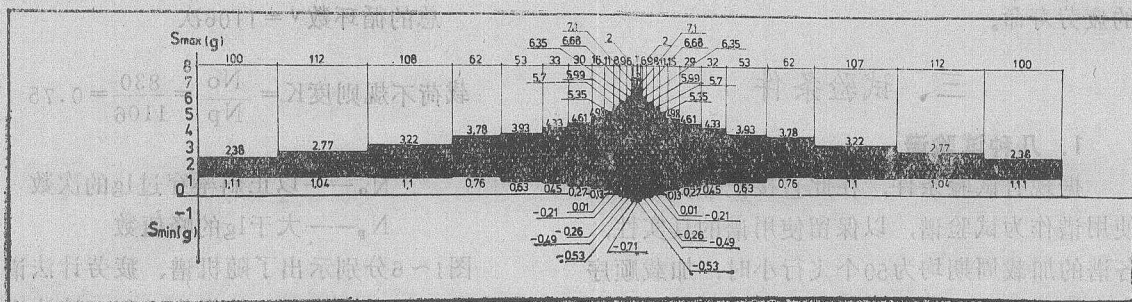


图 6 双波法试验谱

表1 合金化学成分

成份	Al	Mg	Cu	Fe	Si	Zn	Ni	Mn
%	基	1.54	4.61	0.29	0.26	0.1	<0.024	0.58

表2 合金机械性能

σ_y 平均	σ_b 平均	δ_{10} 平均
公斤/毫米 ²	公斤/毫米 ²	%
35.8	47.8	17.4

3. 试样

试件选用国产Ly12-CZ铝合金, 2.5毫米

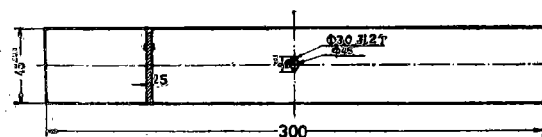


图 7 试样尺寸

注：试件 $\phi 3$ 孔应在加工中心孔 $\phi 4.5$ 之前铰成，铰中心孔后用砂纸打磨抛光工作部分的毛刺。其他加工面 $\nabla 6$ 。

厚包铝板材，热处理状态为淬火自然时效。其化学成分及机械性能见表1及表2。

试样尺寸及中心孔形状见图7。孔边两侧理论应力集中系数 $K_t=4^{[4]}$ 。

4. 试验应力水平的确定

为保证破坏循环数在中等寿命范围($10^4 \sim 10^6$)，对比试验选 $P_{max}=2560$ 公斤对应的最大过载为 $n_{y_{max}}=8g$ ，故 $1g$ 所对应的应力水平为 $\sigma_{1g}=\sigma_N/8=(\frac{P_{max}}{A_N})/8=3.55$ 公斤/毫米²

σ_N ——最大净截面应力

$$\sigma_N = \frac{P_{max}}{A_N} = \frac{2560}{90} = 28.4 \text{ 公斤/毫米}^2$$

A_N ——净截面面积

根据以上应力水平和各种试验谱的最大过载 $n_{y_{max}}$ 和最小过载 $n_{y_{min}}$ 确定的各种试验谱的极值载荷及加载级数列入表3。

表3 试验谱的加载状况

谱形	随机	变均值	双波 (主)(二)		常均值	等损伤	疲劳计
$n_{y_{max}} g$	8	7.94	8.52	5.16	6.53	7.24	8
$n_{y_{min}} g$	-0.8	-0.71	1	-0.67	-2.12	-2.94	-0.75
P_{max} 公斤	2560	2541	2726	1651	2086	2317	2560
P_{min} 公斤	-256	-227	320	-214	-678	-941	-240
加载级数	—	15	12	11	15	18	6

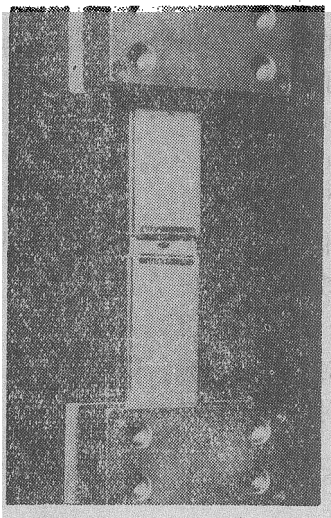


图8 防翘曲的引导板

5. 加载条件

轴向拉-压加载，在常均值及等损伤试验中，由于载荷值较大，因而在这二种载荷谱试验中试件两面装有防翘曲的引导板(见图8)。

加载频率：5赫芝。试验环境：室温；相对湿度 $\approx 60\%$ 。

四、试验结果

所得各组试样的试验结果见表4，按成组对比试验的数据处理方法进行处理^[7]，其结果见表5。试件宏观断口见图9。

表4 各种试验谱的试验结果

谱型	序号	试样号	总循环次数	块数 块	寿命 小时	平均寿命 小时
随机 1106次/块	1	54	66665	60.3	3014	2787
	2	14	56650	51.2	2561	
	3	50	65201	59.0	2948	
	4	03	53414	48.3	2415	
	5	04	60283	54.5	2725	
	6	05	69208	62.6	3129	
双波 1106次/块	1	11	64632	58.4	2922	2863
	2	47	56916	51.5	2573	
	3	51	58211	52.7	2632	
	4	3	63518	57.4	2872	
	5	43	63542	57.5	2873	
	6	22	74588	67.4	3372	
变均值 1105次/块	1	10	58230	52.7	2635	2778
	2	41	65910	59.6	2982	
	3	55	69252	62.7	3134	
	4	36	69294	62.7	3135	
	5	18	56708	51.3	2566	
	6	25	51293	46.4	2321	
常均值 1105次/块	1	49	97879	88.6	4429	3737
	2	2	74702	67.6	3330	
	3	8	91267	82.6	4130	
	4	42	78060	70.3	3532	
	5	9	79158	71.6	3582	
	6	19	76959	69.6	3482	
疲劳计 547次/块	1	27	52800	96.5	4826	4011
	2	52	37562	68.7	3433	
	3	60	43071	78.7	3937	
	4	3	44026	80.5	4024	
	5	23	43213	79.0	3950	
等损伤 1106次/块	1	39	41589	37.6	1880	1712
	2	37	36100	32.64	1632	
	3	48	35950	32.5	1625	

表 5 成组对比试验的数据处理结果

项目	谱型	随机	变均值	双波	常均值	等损伤	疲劳计
试件数		6	6	6	6	3	5
试验寿命 L_i (小时)		2787	2778	2863	3737	1712	4011
L_{50i} $L_{50随}$ (母体)		—	无显著 差异	无显著 差异	1.171 ~ 1.535	—	1.237 ~ 1.674
$\bar{L}_i/\bar{L}_{随}$ (子样)		—	0.997	1.027	1.341	0.614	1.439
$(\bar{L}_i - \bar{L}_{随})$ $/\bar{L}_{随}$		0	-0.3 %	2.7%	34.1%	-38.6 %	43.9%

表中: L_i , $\bar{L}_{随}$ ——各程序谱和随机谱子样的平均寿命; L_{50i} , $L_{50随}$ ——各程序谱和随机谱母体中值疲劳寿命; 表中结果是按 t 检验给出的, 所选用的置信度为95%, 等损伤谱没有进行 t 检验。

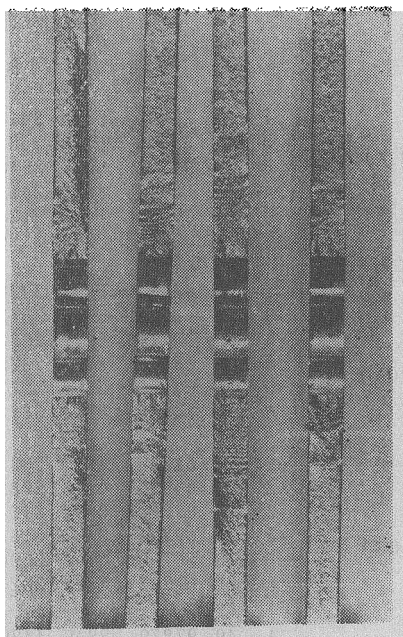


图 9 试件宏观断面

五、结果分析

1. 各种程序谱和随机谱的比较

从表 5 的母体平均值看, 可有95%的置信度认为变均值谱和双波谱与随机谱所得寿命无显著差异。而常均值谱中值寿命为随机谱中值寿命的 (1.171~1.535) 倍, 疲劳计谱中值寿命为随机谱中值寿命的 (1.237~1.674) 倍。

从表5的子样看, 变均值谱和双波法谱的疲劳寿命最接近于随机谱; 其次是常均值谱, 它比随机谱轻; 再次是等损伤谱, 它比随机谱严重; 寿命差别最大的是疲劳计法谱, 它比随机谱轻得多。在以上各谱中, 等损伤和疲劳计法谱分别是上限和下限, 等损伤谱最保守, 疲劳计法谱最危险。

从结果还可看出, 双参数循环计数法和疲劳计计数法相比, 即使是双参数循环计数法中最轻的常均值谱也比疲劳计法谱更接近随机谱一些。而双参数循环计数法中最严重的等损伤谱也从反面比疲劳计法谱更接近于随机谱。大体上看, 用双参数循环计数法编制的载荷谱比用疲劳计法编制的载荷谱偏于保守一些而与随机谱更接近一些。

从双参数循环计数法的几种载荷谱的试验结果看, 变均值谱和双波法谱简化原则较为理想。

由于等损伤谱试验数量太少, 有关这种谱的结果和讨论仅看看趋势而已。

2. 疲劳断裂的初步分析

在几个典型试件断口上用50×工具显微镜测量了各程序块所留下的条痕距离, 得到裂纹扩展曲线 (见图10)。

表 6 近似估算了由 $a_0 = 4.75$ 毫米、5.0 毫米及 5.5 毫米 至断裂的裂纹扩展寿命在整个寿命中所占的比例以及临界裂纹长度 $2a_c$ 的数值。

为了估计裂纹扩展的速度, 引用 Elber 提出的公式^[8]

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K_{eff})^n \quad (1)$$

使用 Elber 由试验所确定的经验公式:

有效应力强度因子范围

$$\Delta K_{eff} = U \cdot \Delta K, \quad (2)$$

对 2024 铝合金: $U = 0.5 + 0.4R$

对于所选试样

$$\Delta K = \frac{\Delta P}{B \sqrt{W}} \sqrt{\pi a \cdot \sec\left(\frac{\pi a}{W}\right)} = \Delta P \cdot f\left(\frac{a}{W}\right) \quad (3)$$

(3)式中B为试件厚度, W为试件宽度,

$$f\left(\frac{a}{W}\right) = \frac{1}{BW} \sqrt{\pi a \cdot \sec\left(\frac{\pi a}{W}\right)} \quad (4)$$

$$\text{因而 } \Delta K_{eff} = U \cdot \Delta P \cdot f\left(\frac{a}{W}\right) \quad (5)$$

现将 $\Delta K_{eff} f(a/w) = U \cdot \Delta P$ 的数值计算出来, 以便比较。

为此表6亦列出了最高级应力水平及次一级应力水平下的 $\Delta K_{eff} f(a/w)$ 的估计值。

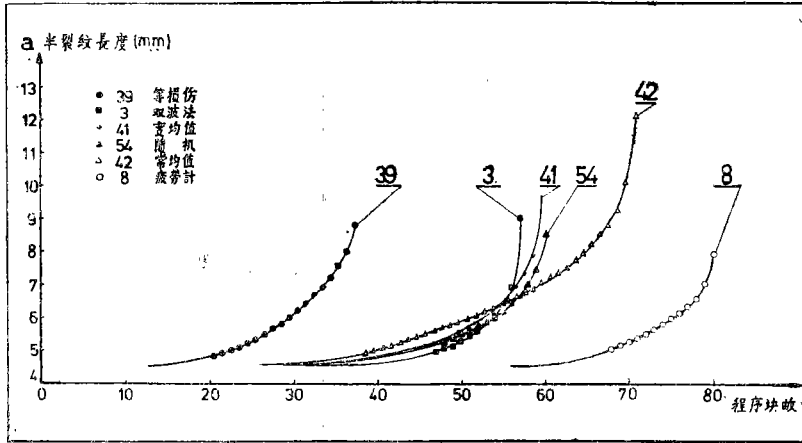


图 10 裂纹扩展曲线

表 6 各谱的裂纹扩展寿命及 $\Delta K_{eff} f(a/w)$ 值

谱 型	试 样 号	最高级载荷 公斤		次级载荷 公斤		$a_0=4.75$ 毫米		$a_0=5.0$ 毫米		$a_0=5.5$ 毫米		$2a_c$ 毫米	$\Delta K_{eff} f\left(\frac{a}{W}\right)$	
		P_{max}	P_{min}	P_{max}	P_{min}	b_f	b_0	b_f	b_0	b_f	b_0		最高级	次 级
						$\frac{b_f-b_0}{b_f}$ %		$\frac{b_f-b_0}{b_f}$ %		$\frac{b_f-b_0}{b_f}$ %				
随 机	54	2560	-256	—	—	60.3	40.0	33.7	44.4	26.4	50.0	17	1295	—
变均值	41	2541	-227	2272	-170	59.6	39.0	34.6	43.8	26.5	49.1	19	1281	1148
疲劳计	8	2560	-240	2240	-160	80.5	64.0	20.5	68.0	15.5	72.0	16	1295	1104
双 波	3	2726	320	2500	320	57.4	43.2	24.7	47.8	16.7	51.4	18	1316	1202
等损伤	39	2317	-941	2090	-678	37.6	19.0	49.5	22.5	40.2	26.5	18	1107	1024
常均值	42	2086	-678	1926	-515	70.6	35.0	50.4	39.4	44.2	45.5	22	1021	952

表中: b_f ——至断裂时的程序块数

a_0 ——裂纹半长

b_0 ——裂纹扩展至 a_0 时的程序块数

a_c ——临界裂纹半长

$\frac{b_f-b_0}{b_f}$ ——表示裂纹由 a_0 扩展至 a_f 时所占的寿命

由图10和表6可见:

1) 除常均值谱临界裂纹长度 $2a_c$ 较长之外, 其余各谱的 $2a_c$ 都短些, 显然它与最高级的载荷有关。此外, 从图10的裂纹扩展曲线中可以看出, 常均值谱和等损伤谱裂纹扩展寿命占总寿命的比重比其余谱要大些。整个试验大体上可见裂纹形成寿命(按孔每边扩展0.5毫米)约为扩展寿命的5.5~1.3倍。因此, 从目

前的试验条件来看, 总寿命中以疲劳裂纹形成寿命为主。

2) 由于变均值谱和双波法谱的最大载荷和最小载荷与随机谱差不多, 这两种谱又从不同角度上考虑了均值的影响, 因而这二种谱的 $2a_c$ 和随机谱差不多, 初始裂纹寿命和裂纹扩展寿命也和随机谱差不多, 并且这两种谱又以疲劳裂纹形成寿命所占比例较大。

3) 由于常均值谱最大载荷比变均值谱低得多, 所以临界裂纹长度 $2a_c$ 增加, 其裂纹扩展寿命在总寿命的比重也就增大。根据 Elber 的提法, 对裂纹扩展起主导作用的只是有效应力强度因子范围 ΔK_{eff} 。由于在变幅加载中各级存在相互影响, 因而真实的 ΔK_{eff} 值与表中所列的稳定值是有差异的。但是各种谱都是低-高-低次序, 影响类似, 作为近似估计就用这稳定值来看其趋势。由表 6 可见, 对于常均值谱, 无论最高一级载荷水平或次一级载荷水平, 所算出的 ΔK_{eff} 值都最低。因而常均值谱与其他谱相比, 在同样裂纹长度之下裂纹扩展速度较慢。

再从疲劳角度来看, 常均值谱和变均值谱尽管总的平均值都是一样 (即 $\bar{S}_m = 2.2g$), 但常均值谱在中、高级载荷范围内载荷幅值和变均值谱一样, 而平均值则比变均值谱低, 从等寿命曲线上可以看出, 在幅值相等的情况下, 疲劳寿命随平均值的减少而增加。而中高级载荷对疲劳损伤的影响最大。把疲劳和断裂因素加起来就使得常均值谱的寿命比变均值谱及随机谱寿命的长许多。

4) 疲劳计法谱尽管临界裂纹长度 $2a_c$ 和随机谱或变均值谱差不多, 但由于它过多地忽略一些较小的甚至是一些中等载荷, 使得每一加载周期的循环数 (547 次) 还不到随机谱或变均值谱 (1106 次) 的一半, 因而这种谱的寿命最长。

5) 等损伤谱从疲劳角度看, 在中、高级载荷范围内, 尽管它的均值比变均值谱低一些, 但它的幅值却比变均值谱大得多, 幅值和均值相比, 幅值对损伤的贡献起主要作用, 并且疲劳寿命随着幅值的增加而降低, 因而等损伤谱的寿命比变均值谱及随机谱都低。

整个试验结果和寿命估算结果趋势相似^[9]。

六、结 论

从以上的结果和分析可见按现有试验条件和试样形式, 我们可以得出以下几点结论:

1. 用双参数循环计数法编制的载荷谱比用疲劳计计数法编制的载荷谱更接近于随机谱。

2. 对歼击机来说, 变均值谱和双波法谱所给出的寿命最接近于随机谱的寿命, 而常均值谱的寿命比随机谱寿命长, 等损伤谱比随机谱寿命短, 因而变均值和双波法简化原则最适合于编制歼击机载荷谱。

3. 疲劳和断裂分析可以对试验结果进行一定的解释。

参 考 文 献

- [1] Ann G. Goodwillie, A comparison of flight loads counting methods and their effects on fatigue life estimates using data from Concorde, CP.No.1304, 1973.12.
- [2] 吴富民、张保法, 随机载荷一时间历程数据的统计处理。西工大, 1978.7.
- [3] G.M. Van Dijk, Statistical load data processing, NASA SP309, p565~596. 1971, 4.
- [4] G. Jacoby, Fatigue testing of air-craft components and full scale structures, 1979. 8.
- [5] Cycle counting and fatigue damage, 赴英考察资料, 国外航空技术飞机类21, 1978.
- [6] 计数法及简化原则的载荷谱计算报告, 630所等单位, 1980.5.
- [7] 计数法及简化原则的对比试验报告, 621所等单位, 1980.5.
- [8] WOLF ELBER, The significance of fatigue crack closure, ASTM STP 486, 1970.
- [9] 按不同的计数法及简化原则的寿命估算 630所等单位, 1980.5.