

# 变应力幅值下的疲劳寿命问题\*

曾春华 邓蓉英 伍义生 杜金声

(中国科学院力学研究所)

**提要** 本文讨论了飞机结构或构件,在变应力幅值下疲劳寿命的估算方法;并根据大量的切口试件的程序疲劳试验,从理论上和实验上阐述了平均应力、少数极高应力、应力次序、循环块尺寸以及地-空周等主要因素对疲劳寿命的影响。

## 一、引言

在变应力幅值下飞机结构或构件疲劳寿命的估算,通常先用累积损伤理论去解决,然后将这个理论用到变循环载荷谱值的特殊情况中。关于累积损伤理论,到目前为止提出的公式已有几十种,但现在经常使用的是 Palmgren-Miner 线性累积损伤理论<sup>[1]</sup>。这种理论认为,在疲劳试验中应力之间是独立的、无互相作用的,每一应力水平下加  $n$  周,只是使寿命损伤  $(n/N)$  部分,而总损伤  $\sum \frac{n_i}{N_i} = 1$  时,就达到破坏。但是后来很多研究者陆继发现:到达破坏时,  $\sum \frac{n_i}{N_i}$  不一定是 1,而多数情况下与 1 相差一些,有时甚至相差很大。这是因为飞机结构或构件疲劳寿命的估算并不是一件容易的事情,除了要有合适的载荷谱、精确的疲劳曲线、合适的累积损伤理论外,变应力幅值下的疲劳寿命还受许多因素例如平均应力、少数极高应力、应力次序等的影响,这些因素如稍有变化,疲劳寿命就会相差很大。

二十多年来,围绕着疲劳寿命的估算,许多学者做了大量的研究<sup>[2-13]</sup>。最近,有人根据切口根部的应力-应变历史和用局部应力-应变概念,结合最新的计算技术来预估疲劳寿命,取得了一些进展<sup>[11-16]</sup>。但是,变应力幅值下的疲劳寿命问题仍然没有得到很好的解决。

## 二、变应力幅下的疲劳寿命估算方法

常应力幅值下疲劳寿命可用疲劳曲线去解决,但在实际情况中,常幅载荷是很少见的。飞机结构绝大多数都受变幅载荷的作用,如何估算变应力幅下的疲劳寿命,始终是飞机设计人员十分关注的问题。

\* 1978年8月12日收到。

目前, 变应力幅下疲劳寿命估算可引用下列几种方法:

1) 按飞机所受的各种主要载荷, 求出超过不同过载次数, 并合理的做出载荷谱(载荷谱的确定靠实测或者参考有关资料); 借相当成熟的静强度理论算出各构件的应力(或用实测), 将载荷谱转化为构件的应力谱; 应用累积损伤理论、构件的疲劳曲线及构件的应力谱确定构件的疲劳寿命。

2) 程序加载试验。按照周期次序把全部载荷谱加到构件上, 每一周期在数量上包括对应载荷谱中的所有载荷幅值, 从而确定构件的疲劳寿命。

3) 实际飞行模拟试验。应用线性累积损伤理论把构件的全部载荷谱简化为单一载荷幅值, 然后在此基准上对结构进行试验, 同时考虑地—空周和增压循环来确定构件的疲劳寿命。

4) 用上述方法 1) 做飞机结构寿命的初步估算; 然后选取危险部位在实验室进行试验, 一般用程序加载, 用此结果去检验和修正初步估算的寿命; 最后做全尺寸疲劳试验, 根据这些试验结果最后确定飞机结构的疲劳寿命。

上述四种方法中, 第四种方法是最理想的, 它既有理论上的粗略估算, 又有程序试验和全尺寸试验的依据, 但缺点是费时和费钱。第二种方法, 实践证明也能较准确的估算寿命, 而在新设计飞机时比较实用<sup>[17,18]</sup>。第一种方法和第三种方法比较简单, 在飞机的初始设计阶段, 用来粗略地估算疲劳寿命是相当好的方法。

### 三、重要影响因素的试验

为能准确的估算疲劳寿命, 必须对影响变应力幅疲劳寿命的重要因素进行试验和研究。

1. 试件及试验装置 试件取自国产铝合金 LY12CZ 板材, 它的形状和尺寸见图 1, 材料的机械性能见表 1。

表 1 LY12CZ 板材的机械性能

材 料	抗拉强度(公斤/毫米 <sup>2</sup> )	屈服强度(公斤/毫米 <sup>2</sup> )	伸 率 %
LY12CZ	16	36	20

试验在 Amsler 高频疲劳试验机上进行, 该试验机是根据电磁共振原理设计的。机器的主要性能是: 单向最大载荷为 2 吨, 交变载荷为  $\pm 1$  吨, 频率范围为 35—240 周/秒, 载荷精度为 1%。试验采用 0.4 吨示力计, 中心切口试件的程序加载用 Amsler 特制的鼓轮装置。

2. 疲劳曲线的测定 因为在后面的损伤总和  $\sum \frac{n_i}{N_i}$  计算中要用到疲劳曲线, 所以我们测定了一条光滑试件(平均应力  $S_m = 9$  公斤/毫米<sup>2</sup>)和五条中心切口( $S_m$  分别为 4.87, 7, 9, 10.5 和 11.5 公斤/毫米<sup>2</sup>)的疲劳曲线(即  $S-N$  曲线)。每条  $S-N$  曲线都选取 5—7 个应力水平, 每个应力水平下做 10 个试样, 取  $10^7$  为疲劳极限, 寿命取对数平均值, 采用逐点描迹法画出  $S-N$  曲线。见图 2 至图 7, 试验结果见表 2。

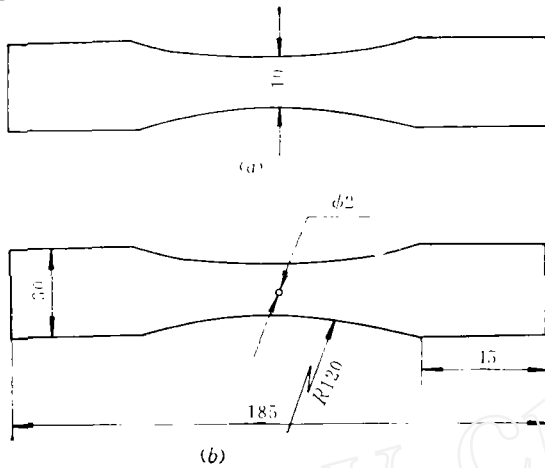


图1 疲劳试件. 尺寸单位: 毫米  
(a) 光滑试件, 厚度1.2毫米  
(b) 带中心孔试件  $K_t = 2.5$ ,  
厚度1.2毫米

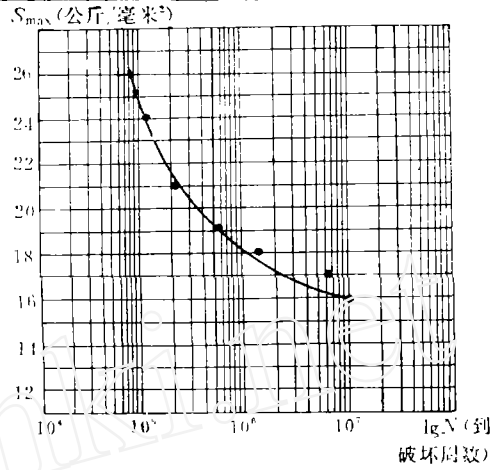


图2 光滑试件在  $S_m = 9$  公斤/毫米<sup>2</sup> 下的  $S-N$  曲线

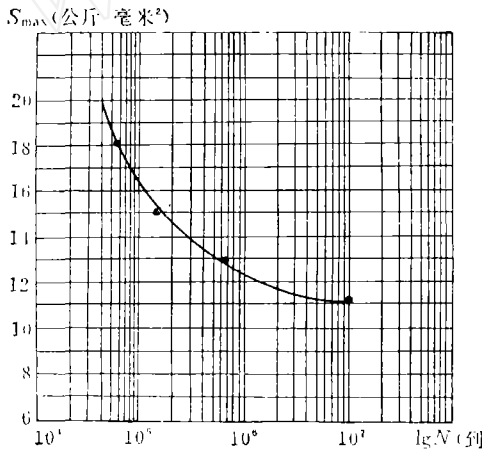


图3 带中心孔试件在  $S_m = 7$  公斤/毫米<sup>2</sup> 下的  $S-N$  曲线

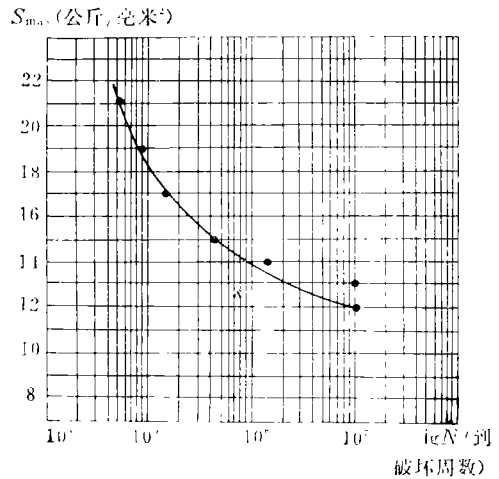


图4 带中心孔试件在  $S_m = 9$  公斤/毫米<sup>2</sup> 下的  $S-N$  曲线

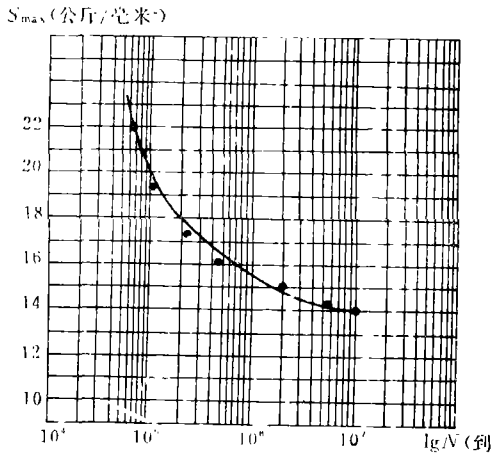


图5 带中心孔试件在  $S_m = 10.5$  公斤/毫米<sup>2</sup> 下的  $S-N$  曲线

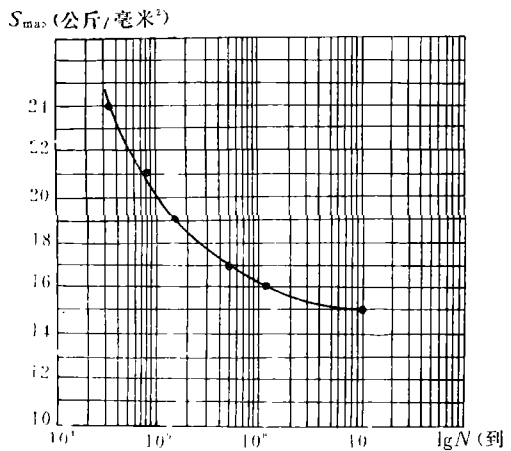


图6 带中心孔试件在  $S_m = 11.5$  公斤/毫米<sup>2</sup> 下的  $S-N$  曲线

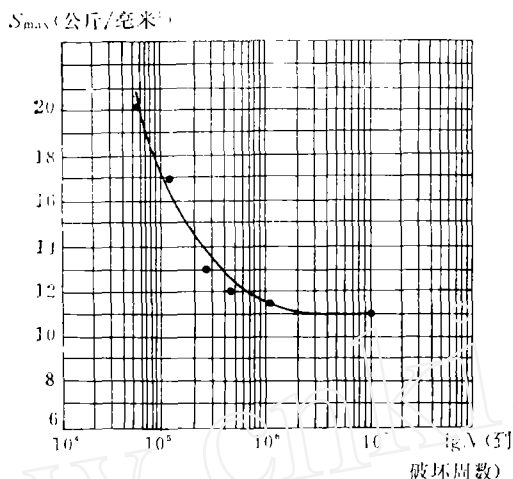


图7 带中心孔试件在  $S_m = 4.87$  公斤/毫米<sup>2</sup> 下的 S—N 曲线

表2 光滑试件和中心切口试件 S—N 曲线数据

光滑试件	最大应力 $S_{max}$ 公斤/毫米 <sup>2</sup>	24	21	19	18	17	16
$S_m = 9$ 公斤/毫米 <sup>2</sup>	对数—平均 寿命 $\bar{N}$ (周)	$1.125 \times 10^5$	$2.045 \times 10^5$	$5.45 \times 10^5$	$1.544 \times 10^6$	$6.73^3 \times 10^6$	$10^{7, 12}$
中心切口件	最大应力 $S_{max}$ 公斤/毫米 <sup>2</sup>	18	15	13	12	11	
$S_m = 7$ 公斤/毫米 <sup>2</sup>	对数—平均 寿命 $\bar{N}$ (周)	$5.855 \times 10^4$	$1.435 \times 10^5$	$6.326 \times 10^6$	$\approx 10^7$	$10^7$	
中心切口件	$S_{max}$ 公斤/毫米 <sup>2</sup>	21	19	17	15	14	13
$S_m = 9$ 公斤/毫米 <sup>2</sup>	$\bar{N}$ (周)	$5.027 \times 10^4$	$9.128 \times 10^4$	$1.537 \times 10^5$	$4.504 \times 10^5$	$1.639 \times 10^6$	$\approx 10^7$ $10^7$
中心切口件	$S_{max}$ 公斤/毫米 <sup>2</sup>	22	19.5	17.5	16	15	14.5
$S_m = 10.5$ 公斤/毫米 <sup>2</sup>	$\bar{N}$ (周)	$6.738 \times 10^4$	$1.059 \times 10^5$	$2.298 \times 10^5$	$4.295 \times 10^5$	$2.171 \times 10^6$	$5.049 \times 10^6$ $10^7$
中心切口件	$S_{max}$ 公斤/毫米 <sup>2</sup>	24	21	19	17	16	15
$S_m = 11.5$ 公斤/毫米 <sup>2</sup>	$\bar{N}$ (周)	$3.684 \times 10^4$	$8.592 \times 10^4$	$1.669 \times 10^5$	$5.302 \times 10^5$	$1.261 \times 10^6$	$10^7$
中心切口件	$S_{max}$ 公斤/毫米 <sup>2</sup>	20	17	15	13	12	11.5
$S_m = 1.87$ 公斤/毫米 <sup>2</sup>	$\bar{N}$ (周)	$5.364 \times 10^4$	$1.199 \times 10^5$	$1.613 \times 10^5$	$2.384 \times 10^5$	$4.268 \times 10^5$	$1.078 \times 10^6$ $10^7$

1) 表示试验到  $10^7$  周试件未断就停机。

3. 影响因素的试验

1) 编制试验载荷谱 考虑机器鼓轮的容量和试验机情况, 选用高应力所占比例较小的 Taylor 谱, 根据 Taylor 公式<sup>[19]</sup>:

$$v = -5.625_{10} \log m + 43.75 \text{ (英尺/秒)}$$

式中  $v$ ——突风速度  
 $m$ ——在  $10^7$  英里飞行中超过  $v$  的次数

而突风引起重心过载  $\Delta n$  是与  $v$  成比例的, 即

$$\Delta n = \frac{m \rho_0 v_c K_g}{2W/S} v = \bar{A} v, \quad \bar{A} = \frac{m \rho_0 v_c K_g}{2W/S} = \text{常数}$$

式中  $m$ ——突风缓和因子  $\rho_0$ ——海平面处的大气密度  
 $v_c$ ——飞行速度  $K_g$ ——相应飞行  $M$  数的机翼升力线斜率  
 $W$ ——飞机重量  $S$ ——机翼面积

根据  $\Delta n$  和  $v$  的线性关系作出图 8.

当  $\Delta n = 1g$  时, 从图 8 查出  $v = 23.70$  英尺/秒, 因此  $\Delta n = \frac{1}{23.70} v$ , 这样就可推算出表 3. ( $S_a = \Delta n S_m$ )

表 3 过载  $\Delta n$  与应力幅  $S_a$  的关系表

$m$	$v$ (英尺/秒)	$\Delta n (g)$	$S_a$ (公斤/毫米 <sup>2</sup> )	$S_{\max}$ (公斤/毫米 <sup>2</sup> )	$S_m$ (公斤/毫米 <sup>2</sup> )
$10^7$	10.00	0.422	3.80	12.80	9
$10^5$	15.65	0.660	5.91	14.94	9
$10^4$	21.25	0.907	8.16	17.16	9
$10^3$	26.85	1.15	10.20	19.20	9
$10^2$	32.55	1.36	12.20	21.20	9
10	38.13	1.61	14.50	23.50	9

由此可表示出  $m$  与  $S_a$  的关系如图 9 所示.

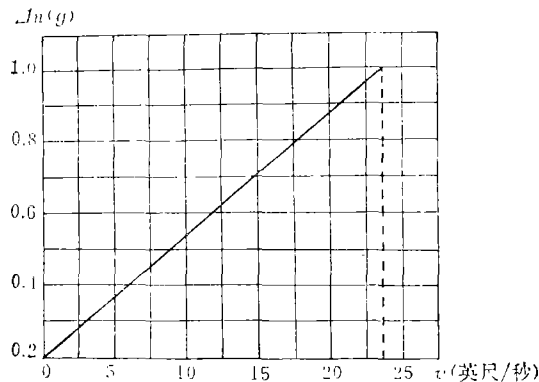


图 8  $\Delta n$  和  $v$  的关系  $g$ —重力加速度

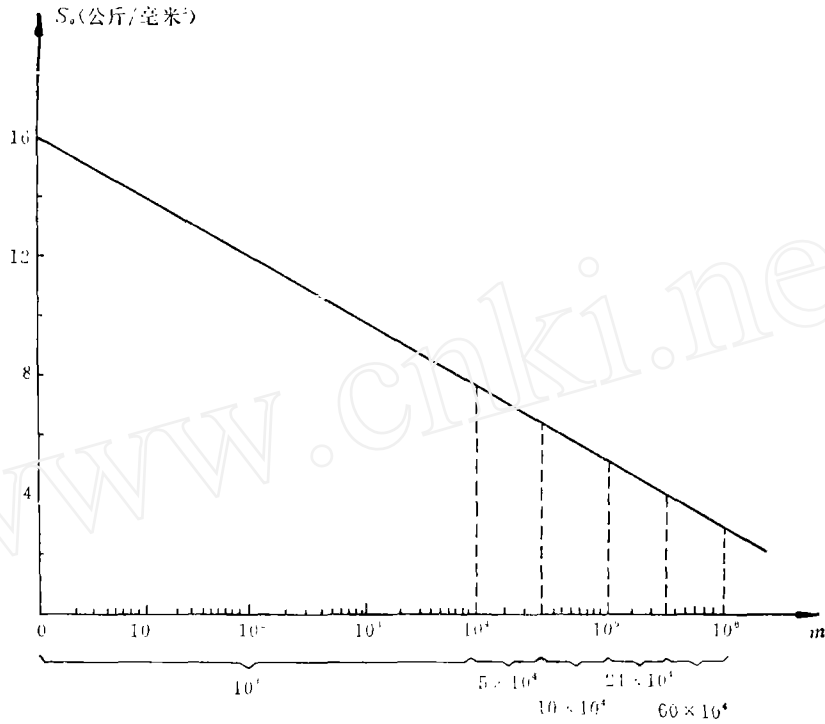


图 9  $m$  与  $S_0$  的关系

从图 9 可反推出试验应力谱，见表 4。

表 4 程序试验的应力谱

过载 $\Delta n(g)$	1.033	0.772	0.650	0.556	0.461
$S_0$ (公斤/毫米 <sup>2</sup> )	9.297	6.95	5.85	5.00	4.15
循环数 $m$ (共 $10^6$ )	$10^4$	$5 \times 10^4$	$10 \times 10^4$	$21 \times 10^4$	$60 \times 10^4$
各级应力在鼓轮中占的格数	0.5	2.5	5	12	30
各级应力在循环中占的比例	0.01	0.05	0.10	0.21	0.60
$S_m$ (公斤/毫米 <sup>2</sup> )	9	9	9	9	9
$S_{max}$ (公斤/毫米 <sup>2</sup> )	18.297	15.95	11.85	11.00	13.15
示力计格数	41.60	36.33	33.82	31.85	29.96
$S_{min}$ (公斤/毫米 <sup>2</sup> )	-0.297	2.05	3.15	4.00	4.85
示力计格数	-0.676	4.56	7.18	9.13	11.05

表4中的过载  $\Delta n$  值, 其中 1.033 是用等损伤概念确定, 因为线段较长, 其余值用线段(即  $m$  与  $S_0$  关系线)中值确定。

2) 几个影响因素的试验:

a) 平均应力的影响: 根据飞机的实际受载情况选四个平均应力(即  $S_m$  分别为 7, 9, 10.5, 11.5 公斤/毫米<sup>2</sup>)进行试验, 载荷谱选出从低到高的五级程序谱, 每个平均应力下做 8 个试件, 根据试件的寿命和中心切口的  $S-N$  曲线求出每个试件的  $\sum \frac{n_i}{N_i}$  值, 最后取 8 个试样的  $\sum \frac{n_i}{N_i}$  的对数平均值, 试验和估算结果见表 5。

表 5 平均应力影响的试验和计算结果

平均应力 $S_m$ 公斤/毫米 <sup>2</sup>	7	9	10.5	11.5
$\sum \frac{n_i}{N_i}$ 的对数平均值	1.339	1.430	1.964	1.091

b) 少数极高应力的影响: 选出  $S_m = 9$  公斤/毫米<sup>2</sup> 低到高应力次序的五级程序谱进行试验, 在试验过程中鼓轮每转 12 个循环块就停下来, 人工加少数极高应力(分别为强度极限  $S_0$  的 45%, 55%, 75%), 加完高载后继续加程序载荷, 如此循环直至破坏, 每组做 5—8 个试件, 根据试件的寿命和对应的  $S-N$  曲线计算出每个试件的  $\sum \frac{n_i}{N_i}$ , 然后取对数平均值, 结果见表 6。

表 6 少数极高应力影响试验结果

少数极高应力	45% $S_0$	55% $S_0$	75% $S_0$
$\sum \frac{n_i}{N_i}$ 的对数平均	2.030	6.953	12.960

c) 应力次序的影响: 选应力次序为低→高、高→低、低→高→低、以及高→低→高四种,  $S_m = 9$  公斤/毫米<sup>2</sup> 的五级程序谱试验, 每种次序做 8 个试件, 试验和计算结果见表 7。

表 7 应力次序影响的试验与计算结果

应力次序型式	低→高	高→低	低→高→低	高→低→高
$\sum \frac{n_i}{N_i}$ 的对数平均	1.430	3.241	2.488	3.990

d) 循环块尺寸的影响: 取  $S_m = 9$  公斤/毫米<sup>2</sup>, 高→低应力次序的五级程序谱, 选两组(即整个鼓轮编为一块及二块), 每组做 8 个试件, 算出每个试件的  $\sum \frac{n_i}{N_i}$ , 然后取对数平均值, 结果见表 8。

表 8 循环块尺寸影响的试验与计算结果

循环块尺寸	整个鼓轮编为一块	整个鼓轮编为二块
$\sum \frac{n_i}{N_i}$ 的对数平均	3.241	4.063

e) 地—空循环的影响: 选  $S_m = 9$  公斤/毫米<sup>2</sup> 应力次序为低→高的五级程序谱, 地面  $1g$  的应力为  $-4.5$  公斤/毫米<sup>2</sup>, 过载选  $\Delta n = 0.9$ , 这样地—空循环应力为  $+18.3$  公斤/毫米<sup>2</sup> —  $-8.55$  公斤/毫米<sup>2</sup>, 地—空循环的  $S_m = 4.87$  公斤/毫米<sup>2</sup>, 试验过程中鼓轮每转一周停下来, 人工加  $2 \times 10^3$  周地—空载荷, 试验和计算结果见表 9。

表 9 地—空循环影响的数据

试样编号	9	10	11	25	26	27	28	5
加地—空周次数	7	8	8	8	7	4	7	10
$\sum \frac{n_i}{N_i}$	0.952	1.104	1.115	0.986	0.881	0.405	0.450	1.396
$\sum \frac{n_i}{N_i}$ 的对数平均	0.817							

#### 四、结论与分析

(1) 试验与计算结果表明平均应力是影响变应力幅下疲劳寿命的一个较为重要的因素。随着平均应力的增加,  $\sum \frac{n_i}{N_i}$  值也增加, 但到一定限度 ( $\sigma_m = 11.5$  公斤/毫米<sup>2</sup>) 时,  $\sum \frac{n_i}{N_i}$  值却又降下来,  $\sum \frac{n_i}{N_i}$  值随  $S_m$  的增加而增加的原因可用残余应力来解析: 高拉伸应力的引进, 会产生有益于疲劳寿命的残余压应力, 缺口附近塑性变形增加, 残余压应力也增加, 但在材料塑性变形本身增加较快的情况下, 疲劳寿命就会短得多, 导致  $S_m$  增加到  $11.5$  公斤/毫米<sup>2</sup> 时,  $\sum \frac{n_i}{N_i}$  就降下来。

(2) 少数极高应力对变应力幅下疲劳寿命的影响是十分明显的。实验和计算表明, 在循环块前加一个正的高应力,  $\sum \frac{n_i}{N_i}$  值会迅速增加, 随着施加的少数极高应力的增加,  $\sum \frac{n_i}{N_i}$  也增加, 从而对疲劳寿命产生有益的影响。因为预应力可使缺口最大应力处产生塑性变形, 预应力越大, 产生的塑性变形就越大, 而且塑性区的周围仍处于弹性状态, 预应力取消后, 塑性变形处受压, 形成有益于疲劳寿命的残余压应力。此外, 超载机表明, 正的高载可使微观裂纹和宏观裂纹扩展停滞或推迟, 这对疲劳寿命也是有益的。

(3) 应力次序也是影响变应力幅下疲劳寿命的一个重要因素。试验结果表明: 高→



低→高及高→低次序对 $\sum \frac{n_i}{N_i}$ 影响最大,低→高次序影响最小,低→高→低次序的影响则介于二者之间。这是因为从高→低以及高→低→高次序中首先施加了高应力,就会产生有益于疲劳寿命的残余压应力。

(4) 循环块尺寸对变应力幅下疲劳寿命的影响是不可忽略的。试验结果表明:较小的循环块尺寸, $\sum \frac{n_i}{N_i}$ 值较大。

(5) 试验结果表明:地—空周对 $\sum \frac{n_i}{N_i}$ 有很大的影响,特别是民航机。地—空循环对疲劳寿命产生不利的影晌。一般说来,地—空循环造成损伤有两个原因:第一,它一般是严重的载荷循环,一定会促使裂纹增长;第二,它部分地消除了有益的残余压应力。

(6) 上述种种因素对疲劳寿命的影响,都可归结到残余应力的问题。残余压应力对疲劳寿命有利,残余拉应力对疲劳寿命不利。如果在估计疲劳寿命时,对残余应力进行精确的测量和计算,把它的影响考虑进去,搞清切口尖端局部地区的应力和应变场,则疲劳寿命就会精确得多。譬如,根据缺口根部应力—应变历史去预估变应力幅下的疲劳寿命就是根据上述原理进行的,且取得较好的结果。

### 参 考 文 献

- [1] Miner M. A., Journal of Applied Mechanics, 12, 3. September, (1915).
- [2] Corten H. and Dolan T., International Conference On Fatigue of Metal, London Sept. (1956).
- [3] Freudenthal A. M., ASTM SP Tech, Pul, 26. (1960), 284.
- [4] Fuller J. R., Noise Control, I. July Anfil. (1961).
- [5] Manson S., Freche J. and Ensign C., NASA-TN-D Apr. (1967) 3839
- [6] Dowling N. E., AD-736 (1973), 583.
- [7] Schijve J., NLR-MP-69005u, (1970).
- [8] Horace Grover, "Using Fatigue Information in Design", Proceedings of the Society for Experimental Stress Analysis. (1972).
- [9] Kaechele L., AD 416 640, (1963).
- [10] Leybold A. and Eugence C., ASTN. Proceedings, 63, (1963).
- [11] Brown G. W. and Ikegami R., "The Fatigue of Aluminium Alloys subjected to Random Loading", Proceedings of the Society for Experimental Stress Analysis. (1971).
- [12] Schijve J., AD 737—398, (1972).
- [13] Barron G. E., SAE Transactions 83, (1974).
- [14] Schijve J., "Fatigue of Aircraft Structures", Israel JI of Technoloe, 8. 1—2 (1970) 1—20.
- [15] Conleand A., Nowack H., "Verification of a Neuber-based Notch Analysis by the Companion-Specimen Method", Proceedings of the Society for Experimental Stress Analysis X X X IV. No. 1. (1977).
- [16] Darrell F Socie., "Fatigue-life Prediction using Local Stress-strain Concept" Proceeding of the Society for Experimental Stress Analysis X X X IV, 1 (1977).

- [17] Minoru kawamots, Yukihiko Ibuki and Hiroshi Ishikawa., "Fatigue Strength and Deformation at Rotating Bending in Program Loading Tests". Proceedings of the Twelfth Japan Congress on Materials Research. (1969), 60.
- [18] Schijve J., ASTM STP NO. 338, (1962), 193—212.
- [19] Schijve J., "The Endurance under Program-fatigue Testing" Full Scale Fatigue Testing of Aircraft Structures. (1961). 41.

## ON THE FATIGUE LIFE WITH VARYING STRESS AMPLITUDES

Zeng Chun-hua    Deng Rong-jing    Wu Yi-sheng    Du Jin-sheng

(*Institute of Mechanics, Academia Sinica*)

### Abstract

This paper discusses estimate methods of the fatigue life of a component or an aircraft structure. Based on a large number of program-fatigue tests of notched specimens, the effects of the factors, such as mean stress, small number of high stress cycles, stress sequence, program block length and G-A-G cycles etc., on fatigue life are explained theoretically and experimentally.

## 《力学进展》征稿征订启事

《力学进展》(原名《力学情报》)是反映国内外力学及有关学科研究进展、评论和动向的学术刊物,由中国科学院力学研究所编辑出版。

该刊主要内容有综述评论、文献总结、调研报告、新学科新理论新方法、新技术介绍及有关译文,并有研究工作简报、简讯、书评及特约研究论文等。

该刊为季刊,主要读者对象是与力学有关的科技人员及高等院校师生,欢迎踊跃投稿及订阅。订阅者可向北京市中关村中国科学院力学研究所资料室索取订单。