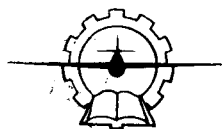


国外飞机疲劳强度的 分析、设计与试验



国 外 航 空 编 辑 部

1973年4月

目 录

引 言

第一部分 综 述

I 疲劳分析

1. 疲劳载荷	(3)
2. 疲劳强度	(3)
3. 疲劳累积损伤原理	(4)
4. 疲劳载荷的统计	(5)
5. 飞机所受疲劳载荷	(10)
6. 影响飞机疲劳寿命的因素	(15)
7. 疲劳裂纹扩展率	(16)
8. 剩余强度	(18)

II 疲劳设计

1. 疲劳设计概念	(18)
2. 疲劳设计步骤	(19)

III 疲劳试验

1. 试验目的	(22)
2. 试验种类	(23)
3. 加载方法	(25)
4. 试验载荷谱	(26)
5. 安全疲劳寿命	(27)
6. 声疲劳试验	(30)
7. 热疲劳试验	(31)

第二部分 典型飞机的疲劳试验

I F-104G/MAP 的疲劳试验大纲	(32)
II B-58 的循环疲劳鉴定大纲	(42)
III BAC-111 的疲劳试验概况	(47)
IV “三叉戟”的疲劳试验概况	(49)
V VC-10的疲劳试验概况	(51)
VI YS-11的疲劳试验概况	(55)
1. 机翼的疲劳试验	(55)
2. 机身的疲劳试验	(64)
VII 协和号的热疲劳试验概况	(70)
1. 大梁的热疲劳试验	(70)

2. 机翼机身装配件的热疲劳试验.....	(72)
3. 机身增压段的热疲劳试验.....	(73)
4. 翼身组合段的热疲劳试验.....	(74)

第三部分 设计规范与适航条例对疲劳强度的要求

I 对定翼机疲劳强度的要求

1. 美国军用规范MIL-A-8866 (ASG) 中对疲劳强度的要求.....	(85)
2. 美国适航条例 FAR 25 中对运输机疲劳强度的要求.....	(91)
3. 英国飞机设计规范AP 970中对疲劳强度的要求.....	(97)
4. 英国适航条例BCAR.D部分中对运输机疲劳强度的要求.....	(98)

II 对旋翼机疲劳强度的要求

1. 美国军用规范 MIL-S-8698 (ASG) 中对疲劳强度的要求.....	(101)
2. 美国军用规范 MIL-T-8679中对疲劳强度的要求.....	(102)
3. 美国适航条例 FAR27 中对旋翼机疲劳强度要求	(104)
4. 英国适航条例 BCAR.G 部分中对旋翼机疲劳强度的要求	(111)

引言

伟大领袖毛主席指出：“一个正确的认识，往往需要经过由物质到精神，由精神到物质，即由实践到认识，由认识到实践这样多次的反复，才能够完成。”

对飞机疲劳问题的认识，正是经历了这样的过程。远在一百多年以前就曾有人发现，用韧性金属制成的零件在承受重复载荷时会发生脆性裂纹。但同样的载荷，在静力作用的情况下，结构就能长期承受而不致破坏。这就是最初发现的疲劳现象。

然而，由于初期飞机采用木质结构，且寿命很短，这种潜在于飞机内的危险性并未暴露出来。后来逐渐发现，在某些振动剧烈、反复加载较为严重的区域，如发动机、操纵系统等，有些金属零件和接头往往自开槽或孔洞处出现疲劳裂纹。这就使得从事飞机设计和制造的人员开始认识到这个问题，并着手进行应力集中对飞机疲劳寿命影响的研究工作及零星的材料和接头的疲劳试验。随着飞机结构的不断改进，新材料的不断出现，性能的不断提高及使用寿命不断延长，疲劳问题也就相应地越来越突出。远在第二次世界大战前后，就已发现有些飞机部件遭受疲劳损伤十分严重，甚至全机报废。当时约有20架英国“惠灵顿”号重型轰炸机发生疲劳破坏。1952年又有美国F-89“蝎”型歼击机因机翼主接头破坏，连续发生事故。在民用机方面，由于使用期限长，过载小，使用应力水平与设计应力接近，情况就更为严重。1948年，美国“马丁202”型运输机在正常班机中失事。破坏是从翼梁缘条开始的，而其材料是静强度极好的高强度锌铝合金。这使人们进一步认识到，仅提高飞机静强度特性远不能保证飞行的安全，必须提高飞机的抗疲劳特性；仅研究应力集中并不能解决全部问题，必须广泛开展疲劳研究工作。这样，国外的一些厂商及研究单位自动地进行了一些部件的疲劳试验。随着科学技术的发展，飞机静强度及其他特性的大幅度提高，疲劳强度就显得落后于发展的需要。据统计，在从1948年到1965年的期间内，英美两国又陆续发生了20余起因疲劳强度不够而造成的重大事故与故障，见图1。

我们伟大领袖毛主席指出：“在生产斗争和科学实验范围内，人类总是不断发展的，自然界也总是不断发展的，永远不会停止在一个水平上。因此，人类总得不断地总结经验，有

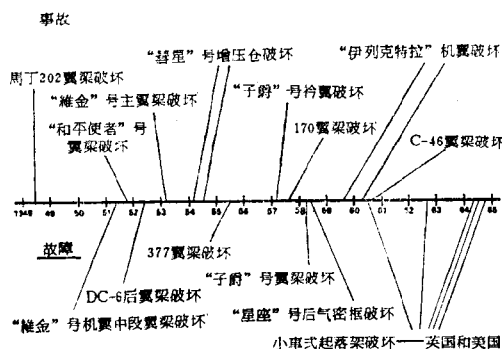


图1 近20年间国外运输机因疲劳造成事故与故障的情况

所发现，有所发明，有所创造，有所前进。”

经历了一连串的重大事故，尤其在英国“彗星Ⅰ”座舱疲劳连续两次失事后，引起人们更严重的注意，从而开始大力加强航空疲劳的研究与试验工作，并且不断深入，投资也不断增加。

近年来，由于以下原因，疲劳问题显得更加突出。

1. 飞机使用寿命不断加长，近代运输机的寿命多以万小时计。这就使得飞机受载次数比以前大为增加。

2. 在结构上，为了尽可能减轻结构重量，采用了更准确的强度计算方法和强度试验技术，提高了结构效率和构件中的平均应力，但却降低了能潜藏疲劳问题的富裕强度；

3. 近期采用了一些高强度铝合金，其疲劳特性提高不多，甚至还有所下降。

4. 由于导航技术和设备的完善，飞机在恶劣气候条件下飞行的机会增多，利用率提高了，在同一期间内所承受的重复高载荷也相应地增多；

5. 与以前的飞机相比，飞行速度显著提高，因此，在单位时间内遇到突风的次数增多；

6. 民航机的飞行速度十分接近它的设计速度，因此飞机受飞行载荷的影响较以前突出；

7. 由于飞行高度的增加，需采用气密座舱，座舱内外的压差很大，并随飞机的起落反复变化；

8. 由于任务的需要，一些军用飞机往往要超载或做更多更快的机动飞行。

此外，由于采用推力更大的发动机，喷气噪音声压变化也将成为一个严重问题，它使发动机附近的结构件产生噪音疲劳，影响飞机的疲劳寿命。在将来使用超音速运输机时，还会出现因反复气动加热而引起的热疲劳。目前国外正在推进这方面的研究工作。

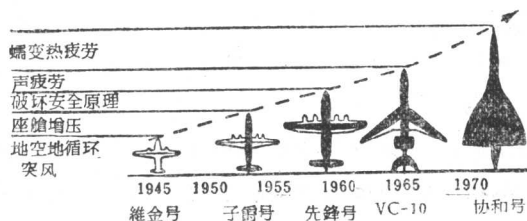


图2 疲劳问题的发展概况

遵照毛主席关于“古为今用，洋为中用”的教导，本文从三个方面介绍国外飞机疲劳强度分析、设计与试验的情况。第一部分综述，叙述国外飞机疲劳强度分析、设计与试验的概况，第二部分介绍国外若干典型飞机的具体试验情况；第三部分为国外设计规范与适航条例中有关疲劳强度的规定和要求。供广大工程技术人员及工人同志参考。

第一部分 綜 述

I. 疲 勞 分 析

1. 疲劳载荷

在引言中已经提到, 当材料受多次重复变化的载荷后, 应力值虽始终未超过强度极限, 但也有可能破坏, 这种现象称之为材料疲劳。所受之重复变化的载荷叫做疲劳载荷。

疲劳载荷一般可分为确定的与随机的两种。在确定的疲劳载荷中, 有一种幅值永远不变的叫等幅疲劳载荷, 如图 3 所示。幅值不断改变的则称为变幅疲劳载荷, 见图 4。随机的疲劳载荷如图 5 所示。

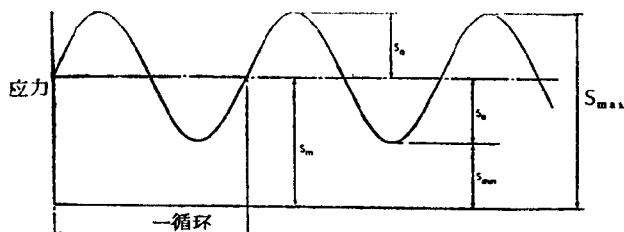


图 3 等幅疲劳载荷

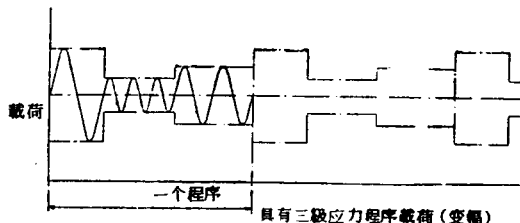


图 4 变幅疲劳载荷

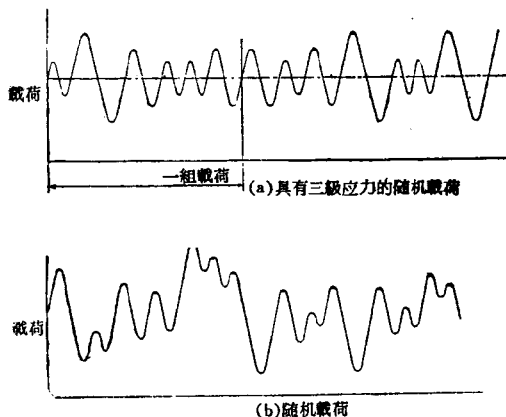


图 5 随机疲劳载荷

2. 疲劳强度

先从最简单的等幅疲劳载荷谈起。等幅疲劳载荷一般可用两个参数表明其特性: 幅值 S_a 及平均值 S_m 。但也可用另两个参数表示, 如: 最大幅值 $S_{max}(=S_m+S_a)$ 及最小幅值 $S_{min}(=S_m-S_a)$ 或用变程 $r(=2S_a)$ 及载荷比 $R(=\frac{S_{min}}{S_{max}})$ 。上述诸参数中, 除了 r 与 S_a 外, 其他任意两个都可用来表明等幅疲劳载荷的特性。

材料受等幅重复载荷多次作用后可能发生疲劳破坏。破坏前所受的载荷循环次数 N ，与所加载荷的情况有关，是两个参数(例如 S_a 与 S_m)的函数。对某些材料，其间关系虽可近似表为：

$$S_a = S_e \left(1 + \frac{A}{N^\alpha} \right) \quad (1)$$

式中 S_e 为疲劳极限。当 $S_a = S_e$ 时， N 为无限大，也就是疲劳寿命为无限。 A 与 α 与材料特性及 S_m 有关。由试验确定。但在一般情况很难表成一准确数学关系。往往绘制成 $S-N$ 曲线与 $S-S$ 曲线，见图 6 与图 7。

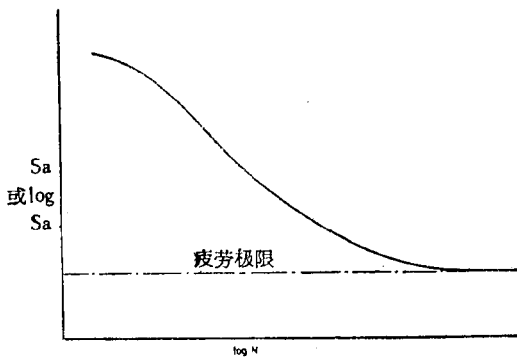


图 6 $S-N$ 曲线 ($S_m = 0$)

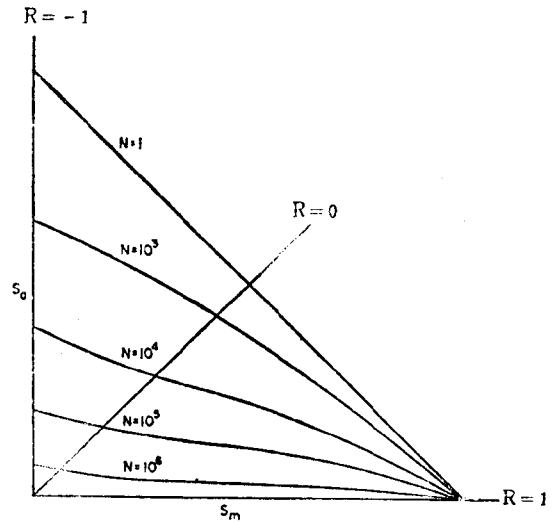


图 7 $S-S$ 曲线 (铝合金板材)

$S-N$ 曲线在国外资料中也常被称为威累 (Wöhler) 图, $S-S$ 曲线称为古得曼 (Goodman) 图。

图 6 中 $S-N$ 曲线的水平渐近线就是疲劳极限 S_e 。当载荷降到该值， N 趋于无限。但这仅是理论上的定义。在工程实践中，往往以能承受 $10^7 \sim 5 \times 10^7$ 次循环的最大重复载荷为疲劳极限。疲劳极限与静强度极限 σ_b 大体有如下关系：

普通钢材	$S_e = 0.35 \sim 0.6 \sigma_b$;
对高强度铝合金	$S_e = 0.3 \sim 0.4 \sigma_b$;
对其他铝合金	$S_e = 0.4 \sim 0.6 \sigma_{b0}$ 。

3. 疲劳累积损伤原理

上面谈的是在等幅加载下寿命与载荷的关系。遇到变幅情况就必须籍累积损伤原理确定寿命。对这种原理各方面曾进行了多年研究。但到目前为止，最常用的还是敏纳 (Miner) 提出的线性累积损伤原理。在该原理中假定，如受幅值为 S_a 重复载荷 N_1 次破坏，则在整个过程中，材料所受之损伤线性地分配给各循环，也就是每一循环材料受损伤

$$d_1 = \frac{1}{N_1}。$$

显然如 S_{a1} 载荷作用 n_1 次则材料损伤

$$d_{n1} = \frac{n_1}{N_1}。$$

同样在 S_{a2} , S_{a3} ……各损伤

$$d_{n2} = \frac{n_2}{N_2} ; d_{n3} = \frac{n_3}{N_3} ; \dots\dots。$$

当把材料整个损伤完毕,

$$\sum \frac{n}{N} = 1, \quad (2)$$

就会发生破坏。用此式便可估算出受各种水平载荷达多少次材料破坏。

这种理论有时与实际结果相差较远。目前国外还在研究发展新的累积损伤原理。

4. 疲劳载荷的统计

实际结构所受之疲劳载荷不但不见得是等幅的,而且还往往变化得十分复杂,甚至随机变化。其载荷随时间变化的图形(载荷谱)如图5所示。要想根据这种载荷计算寿命,必须首先统计出各种不同大小载荷出现的次数。为此,第一步先求出总的平均载荷,再把实际载荷水平离开均值的距离(幅值)分成若干级。如分成:

$$S_1 < S_2 < S_3 < S_4 \dots\dots < S_{i1} < S_{i+1} \dots\dots < S_n \text{级。并用下式表示载荷大于 } S_i \text{ 的次数;}$$

$$H(S_i)$$

及用

$$h\left(\frac{S_i + S_{i+1}}{2}\right)$$

表示载荷落于 S_i 至 S_{i+1} 区间的次数。

显然

$$h\left(\frac{S_i + S_{i+1}}{2}\right) = H(S_{i+1}) - H(S_i)。 \quad (3)$$

如果级分得很密,统计的量足够大。 $H(S_i)$ 用载荷反复总次数 Q 除,就几乎成为统计理论中的分布函数 $F(S_i)$,亦即

$$\frac{H(S_i)}{Q} \rightarrow F(S_i)。$$

$h\left(\frac{S_{i+1} + S_i}{2}\right)$ 用 $Q(S_{i+1} - S_i)$ 除则趋于概率密度函数,

$$\frac{h\left(\frac{S_i + S_{i+1}}{2}\right)}{Q(S_{i+1} - S_i)} \rightarrow f(S_i)。$$

从式中可以看出:

$$f(S) = \frac{dF(S)}{dS} \text{ 及 } F(S_i) = \int_{-\infty}^{S_i} f(S) ds。 \quad (4) \text{ 及 } (5)$$

分好级后就可以统计。但到底统计载荷谱的哪些值。是峰值,还是幅值。另外从疲劳观点出发,还要尽量设法别把对疲劳寿命影响不大的载荷微弱波动统计在内。这就引起了如下几种

不同的统计方法。

(1) 计数法

a. 峰值计数法

如图 8 所示, 均值以上各极大 (图中之 $\circ$ 点); 以及均值下各极小 (图中各 $\bullet$ 点, 都进行统计。

b. 跨均峰值计数法

如图 9 所示。在每两次相续跨过均值 (图中 $\circ$ 点) 之间仅计值一次; 或计最高的极大或计最低的极小 (图中各 $\bullet$ 点)。

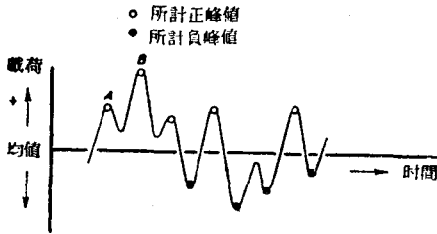


图 8 峰值计数法

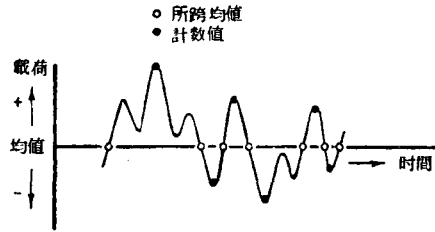


图 9 跨均峰值计数法

上述两种方法全忽略了一些对疲劳影响较小的载荷微小波动。第二种比第一种忽略得还要多一些。因此用第二种方法所得结果比第一种小。

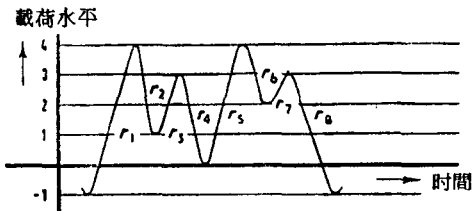
c. 变程计数法

记两相续峰值间的变程。由极小到极大给以正号, 反之算负。如图 10 所示。

这种方法与上两种方法不同, 它统计了载荷变化量, 但是给不出峰值载荷的大小。为了弥补这点, 又出现了下列计数法。

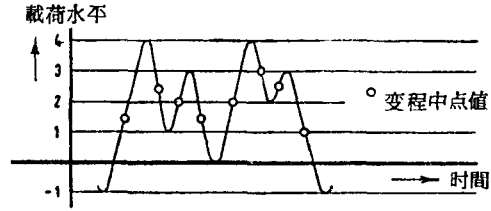
d. 程中计数法

这种方法除计上法所述变程外, 且计变程中点值 (图 11 中各 $\circ$ 点)。



正变程 $r_1 = 5, r_3 = 2, r_5 = 6, r_7 = 1$
负变程 $r_2 = -3, r_4 = -3, r_6 = -2, r_8 = -6$

图 10 变程计数法



计算结果 $r = 5, m = 1.5$ $r = -3, m = 1.5$
 $r = -3, m = 2.5$ $r = 4, m = 2$ 等等
 $r = 2, m = 2$

图 11 程中计数法

这种计数法与其他计数法不同, 它统计了两个量值——变程与中值。因此它的概率分布函数与概率密度函数有两个自变量, 是二元函数。

正因为计下了两个量, 它比较全面地反应了载荷变化。因此, 用这种方法所计结果往往可简化出某些方法的结果。很明显, 只要去掉中值, 就简化成变程法。

本法以及变程法都存在着如下缺点, 就是经不起变化过程中微小波动的影响。如果原来

变程为 8，在中点稍微一波动就截成两个四点多。从疲劳观点看，这微小波动对寿命影响不大，而应力变化幅度大大减低对寿命的影响却不小。为克服此缺点又有：

e. 程对计数法

由一极小升高某一量值而下一个极大又减低同一量值则对该量计数一次。升高时仅使仪器具备记数的能力，再度降低同一量值才完成记数。这样便忽略掉载荷的微小波动，如图 12 b 中之影线部分的影响。图 b 实际上已被简化成图 c。

f. 穿级计数法

以正斜率穿过那一载荷级就在该级上计数一次。如图 13 所示。图中各 $\circ$ 点就是在该级上进行计数的点。

这种方法所计的是概率分布函数，也就是大于某一载荷值多少次。一般地说，两载荷级间次数之差，就是在其间出现极值的次数。但由于微小波动的影响会稍有差别。如图 13 中跨过 1 与 2 两级都是三次，但其间却有一个极大。

这种方法受小波动影响较大，为克服这点又出现：

g. 疲劳计数法

这种计数法与穿级法原理基本相象。但为了消除微小载荷波动的影响，以正斜率升到某一水平仅是具有计数能力，只到降回到与该水平搭配但又比它低的某一水平时才完成计数，见图 14。图中 $\circ$ 为具计数能力点，只有回到相应的 $\bullet$ 点才进行计数。进行计数的级（图中虚线所示）是可调的。如把它调得与准备计数的级一样，则所得结果就是穿级法的结果。

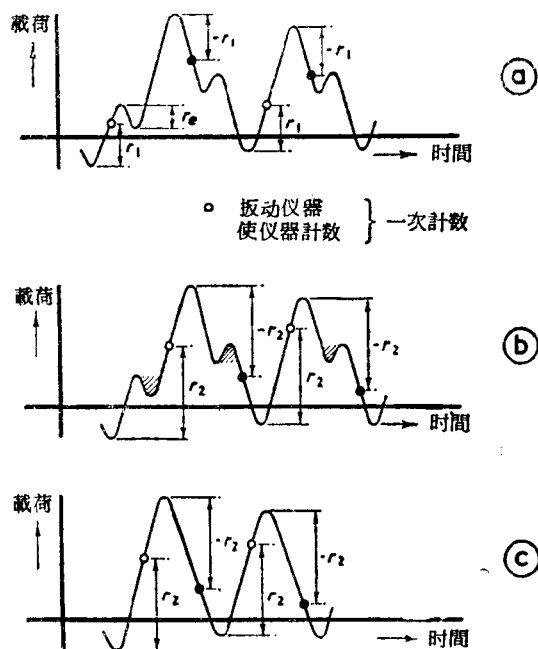


图 12 程对计数法

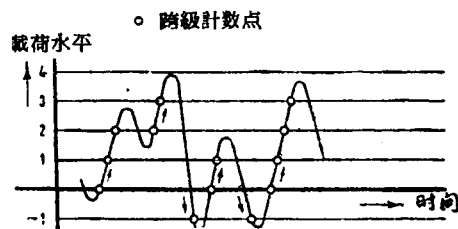


图 13 穿级计数法

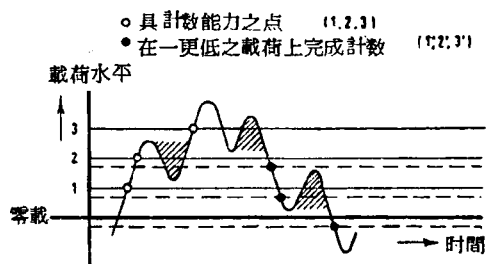


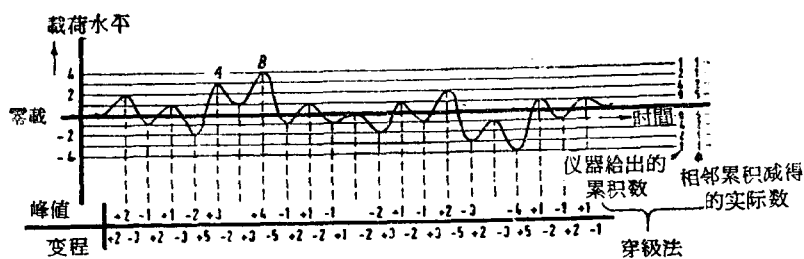
图 14 疲劳计数法

上述七种计数法总结于表 1。虽有 7 种方法之多，但就根本上看归结成两种——峰值或变程。穿级记录只要级取得足够密，它的结果与峰值法的可互相换算。其他方法都是为了消除微小波动的影响而演变出的。另外一种变程——中值法，它是全面地记录下峰值与变程，联合地记下两种方法的结果。

表1. 各种计数法的比较

号	计 数 法	记 录 对 象	专 用 仪 器
1	峰 值 计 数 法	峰 值	无, 在一般情况下, 如所分的级不太稀, 可借用穿级法的仪器, 从计数结果中推求。
2	跨均峰值计数法	峰 值	VGH 记录器
3	变 程 计 数 法	变 程	无, 只能借用
4	变程—中值计数法	变 中 程 值	应变分析器
5	变 程 对 计 数 法	变 程	应变变程计数器
6	穿 级 计 数 法	大于某一载荷水平的次数	接触伸长计
7	“疲劳计”计数法	大于某一载荷水平的次数	疲劳计

为了直观起见, 先例示一载荷谱的计数结果。如图15所示。



计 数 表

峰值级或 载荷变程	- 5	- 4	- 3	- 2	- 1	+ 1	+ 2	+ 3	+ 4	+ 5
峰 值 数	—	1	1	2	5	5	2	1	1	—
变 程 数	2	—	3	5	1	1	5	3	—	2

简 化 结 果

载 荷 幅 值		$\frac{1}{2}$	1	$1\frac{1}{2}$	2	$2\frac{1}{2}$	3	4
循 环 数	峰 值 法	—	5	—	2	—	1	1
	变 程 法	1	5	3	—	2	—	—

图15 把载荷随时间变化简化成程序载荷谱

峰值法: 联合水平相等, 符号相反的峰值成一完整循环, 其幅值等于峰值水平。

变程法: 联合水平相等, 符号相反的变程成一完整循环。其幅值为变程大小之半。忽略中值影响。

在该图中给出了用峰值法、变程法、穿级法的结果。由于载荷的峰值都恰恰落在各级上，因此用峰值法与穿级法所得结果完全一致。

在图注中已经说明，联合正负两峰值可组成一循环。这样作法与实际情况是有距离的。各峰值大部分都不能反回零值后再反向到达同一量值。见如图中A与B两峰值。因此总的来讲，用此法简化出之程序载荷，幅值比实际情况大，频数偏低。而变程法由于忽视中值变化，情况恰恰相反。

下面用统计观点进一步分析两种基本计数法。首先把级取得无限密。绘穿级频率曲线与峰值分布曲线，如图16所示。记以正斜率穿过均值的次数为 N_0 ；变程出现的次数之半，也即峰值出现的次数之半为 N_p 。则 $K = \frac{N_0}{N_p}$ 表明载荷变化的不规则度。如它近于1，峰值法与变程法所得结果将十分接近。

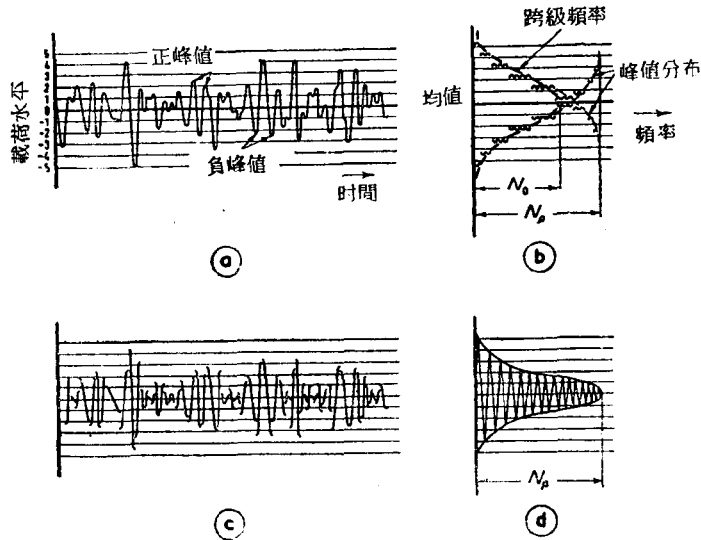


图16 峰值及变幅分布曲线

上面是从统计方面所作的初步考虑，更重要的是在此基础上用疲劳观点进行分析，也就是考虑用那一种方法简化出结果作疲劳计算或试验最接近实际情况。图17给出了对某试件进行试验的结果。从图中可以看出用峰值法编出程序载荷进行试验，试件的寿命仅为用原来随机载荷时寿命的一半。如为严重不规则的载荷，用变程法编谱试验给出之寿命又太高。这些也只不过是某些试件的试验结果，并不一定是普遍规律。因此到底使用那一种方法比较合理，目前并无可靠的结论，有待进一步研究。

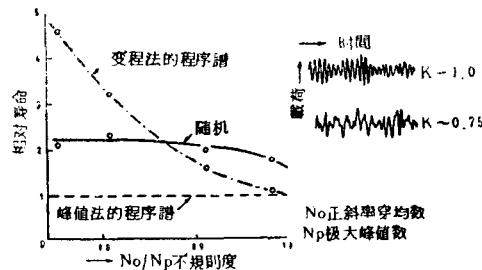


图17 在随机加载与程序加载下疲劳寿命的比较。

(2) 功率谱法

上述方法在理论上是够严谨的, 尤其对于突风, 它把载荷变化看成是间断现象, 实际上它为连续变化过程。因此近代又发展出功率谱法。现简单介绍于下:

飞机所受疲劳载荷或引起载荷的激励, (这里用 S 表其幅值), 往往无周期地连续变化。而无周期连续变化是借富氏变换分解成无限多个具有各种频率简谐变化之和。因此其强度 σ (S 的均方差 $\sqrt{\overline{S^2}}$) 的平方 $\sigma^2 (= \overline{S^2})$ 也可以用积分表达成强度平方在各频率上密度之和, 即:

$$\sigma^2 = \int_0^{\infty} \phi(\Omega) d\Omega \quad (6)$$

$\phi(\Omega)$ 为功率谱密度函数, 简称功率谱。其形状大体如图18所示。 Ω 是简化频率:

$$\Omega = \frac{\omega}{V} \quad (7)$$

式中 ω 为圆频; V 为飞机飞行速度。

因疲劳载荷不但是连续变化过程, 而且往往还是随机的。问题便更复杂。在这里不再作深入的介绍, 只简单地给出如下较实用的公式:

如随机过程是稳态高斯过程, 飞行单位距离峰值超过 S 的次数可近似表为:

$$G(S) = G_0 e^{-\frac{S^2}{2\sigma^2}} \quad (8)$$

式中

$$G_0 = \frac{1}{2\pi} \frac{\sigma_2}{\sigma} \quad (9)$$

为穿过均值的次数之半。

飞行单位距离出现变程次数之半为:

$$G_p = \frac{1}{2\pi} \frac{\sigma_4}{\sigma_2} \quad (10)$$

式中

$$\sigma_2 = \int_0^{\infty} \Omega^2 \phi(\Omega) d\Omega \quad (11)$$

$$\sigma_4 = \int_0^{\infty} \Omega^4 \phi(\Omega) d\Omega \quad (12)$$

因此随机过程的不规则度可表示成:

$$K = \frac{\sigma_2^2}{\sigma\sigma_4} \quad (13)$$

仅此一个参数还不足以完全表明随机过程的特性, 往往还需引用一个参数——限幅比, 即过程中最大幅值与平均幅值之比。

5. 飞机所受疲劳载荷

以上谈的是如何处理统计资料以及如何从处理结果估算寿命。下面将转到讨论在飞机疲

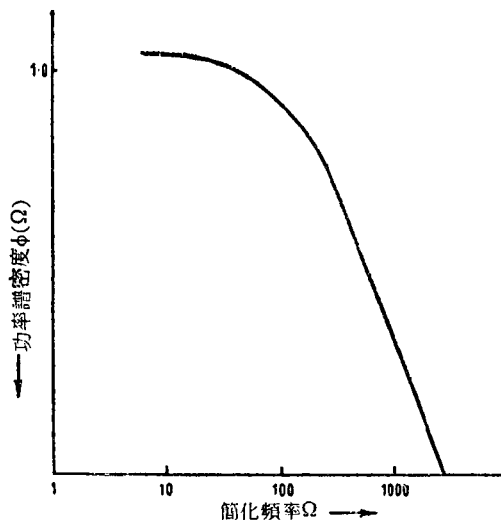


图18 功率谱密度函数

劳计算中如何使用它们；飞机受有那些疲劳载荷；需统计那些量；统计成什么样的结果以及如何利用这些统计结果。

首先应考虑的是：作用于飞机上到底有那些疲劳载荷。为简明起见，列表表示。（表2）

表2. 作用于民航机的主要疲劳载荷

疲 劳 载 荷			幅 值 % $\sigma_{0.2}$	每一起落作用次数
气 体 作 用	空 气 动 力	地—空—地	25	1 次
		机 动	≤ 70	较多
		突 风	≤ 5	很多
	空 气 静 力	坐 仓 增 压	25	1.2次
弹 性		振 动	很小	很多
气 动 弹 性		颤 振	小	多
		抖 振	小	多
发 动 机	静 力	推 力	较大	很少
	动 力	振 动	小	极多
起 落	动 力	着 陆 碰 撞	20	较多
		滑 跑 颠 坡	小	多
声 学		噪 音	小	极多
热 学		热 疲 劳	较大	很少

以上仅给出作用于飞机的主要疲劳载荷。实际上所受疲劳载荷还远不止这些，要想全部考虑，不论在计算或试验方面均不可能，也没必要。下面我们仅介绍几种主要的、起决定作用的疲劳载荷。另附一表说明这几种载荷对飞机那些部位影响较大。

表3. 各种疲劳载荷对飞机不同部位的影响（有△区表示影响严重）

飞 机 部 位 疲 劳 载 荷	机 翼						起 落 架	机 身			水 平 尾 翼	垂 直 尾 翼
	中	内	外	缝	襟	扰流片及付翼		前	中	后		
	段	翼	翼	翼	翼	翼		段	段	段		
突 风	△	△	△					△	△	△	△	△
机 动				△	△	△					△	△
地空地循环	△	△	△	△	△			△	△	△	△	△
座 仓 增 压	△							△	△	△		
地 面 载 荷							△					
声 振 疲 劳										△	△	△

(1) 突风载荷

作用于飞机的疲劳载荷中,对民航机或运输机来说,影响最大的是大气紊流,也就是突风的作用。尤其是对于运输机。对于这种载荷,我们希望把某一飞机过载的统计数据转换成对各机都有效的突风变化规律。因此首先要找出突风风速与过载的关系。

如视飞机为一绝对刚体并突然受一速度为U的上升突风。则升力必增:

$$\Delta Y = \frac{1}{2} \rho V^2 S m \frac{U}{V} = \frac{1}{2} \rho V S m U \quad (14)$$

式中m为升力曲线斜率; V飞行速度; ρ 大气密度; S翼面积。

由于上面所给假定与实际情况有距离,在实际计算中采用下式:

$$\Delta n = \frac{\rho V S m}{2W} K_g U \quad (15)$$

式中的W为飞机重量, K_g 为“突风减缓因数”。是考虑飞机对突风反应在时间上的滞后以及量值方面的减弱。在亚音速域

$$K_g = 0.88 \frac{\mu g}{5.3 + \mu g} \quad (16)$$

在超音速域

$$K_g = \frac{\mu g^{1.08}}{6.95 + \mu g^{1.08}} \quad (17)$$

在跨音速域,可用超音速域公式,但所算出之过载低于实际值。

式中 μg 为飞机质量比。亦即

$$\mu g = \frac{2W}{mcS\rho g} \quad (18)$$

g 为重力加速度, c 为平均几何翼弦。

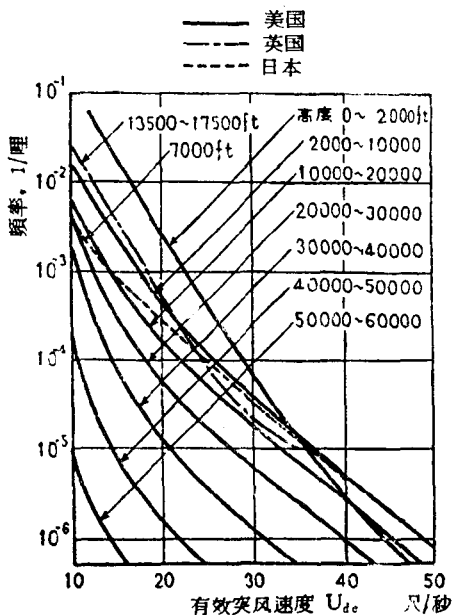


图19 各级突风出现频率

通过上述(15)式,便可借飞行测量,绘出如图19所示的突风统计曲线。

有了这种曲线,便可根据所设计飞机的飞行计划,预测它可能受的突风载荷。

这是一种较老的方法,近来多用功率谱法处理突风。

大气紊流功率谱可表为:

$$\phi_u(\Omega) = \sigma_u^2 \frac{L}{\pi} \frac{1 + 3\Omega^2 L^2}{(1 + \Omega^2 L^2)^2}$$

式中 σ_u 为突风速度的均方差

L 叫紊流尺度

知道了大气紊流功率谱后,便可以根据它计算飞机过载变化的功率谱。由于功率谱法把无周期连续过程分解为简谱变化过程,这样便能仿效交流电理论,把突风激励视为电压,过载变化响应看成电流,借用欧姆定理,列出过载的功率谱为:

$$\phi_n(\Omega) = \phi_u(\Omega) H^2(\Omega) \quad (19)$$

式中 $H(\Omega)$ 为飞机导纳,也称频率反应函数。可用气动弹性计算中的方法求得其值。由上式可推出过载的均方差为:

$$\begin{aligned}\sigma_n &= \left| \int_0^\infty \phi_n(\Omega) d\Omega \right|^{\frac{1}{2}} \\ &= \left| \int_0^\infty \phi_u(\Omega) H^2(\Omega) d\Omega \right|^{\frac{1}{2}}\end{aligned}\quad (20)$$

又可表为:

$$\sigma_n = \sigma_u \bar{A} \quad (21)$$

而

$$\bar{A} = \frac{1}{\sigma_u} \left| \int_0^\infty \phi_u(\Omega) H^2(\Omega) d\Omega \right|^{\frac{1}{2}} \quad (22)$$

$\bar{A}$ 为反应因数。如认为飞机为刚体且仅在垂直位移这一自由度上运动,则

$$\bar{A} = \frac{\rho V S m}{2W} \sqrt{\frac{I(K.S)}{\pi}} \quad (23)$$

$\sqrt{\frac{I(K.S)}{\pi}}$ 仍称突风减缓因数。其值可查阅如冯元桢著“空气弹性力学引论”等有关资料。

实际上, $\bar{A}$ 往往借试验或根据经验确定。

上列(21)式代替了计数法中的(15)式。

上面只是把突风视为无周期连续过程。实际上,突风还随机地变化。经多年观测得知,突风在很短的时间和局部的区域内按高斯正态分布。显然其反应——过载也服从这一规律。参阅(8)式可知,飞行单位距离超过过载 Δn 的次数为:

$$G(\Delta n) = G_0 e^{-\frac{(\Delta n)^2}{2\sigma_n^2}} \quad (24)$$

注意到(6)、(9)、(11)、(19)诸式可知:

$$G_0 = \frac{1}{2\pi} \left| \frac{\int_0^\infty \Omega^2 \phi_u(\Omega) H^2(\Omega) d\Omega}{\int_0^\infty \phi_u(\Omega) H^2(\Omega) d\Omega} \right|^{\frac{1}{2}} \quad (25)$$

此值在实际上也往往用试验或靠经验确定。

上面已经说过突风的变化在短时间,小范围内是稳定高斯过程,超过一定限度就不然了。但如果我们把天气分成非粗暴与粗暴两类。则突风强度(突风速的均方差)出现的概率密度分别为:

$$\frac{1}{b_1} \sqrt{\frac{2}{\pi}} e^{-\frac{\sigma_u}{2b_1^2}} \quad \text{及} \quad \frac{1}{b_2} \sqrt{\frac{2}{\pi}} e^{-\frac{\sigma_u}{2b_2^2}} \quad (26)$$

如果于某一高度范围,飞机在非粗暴与粗暴天气中飞行的比例分别为 P_1 和 P_2 。则飞机在该高度飞行单位距离,过载超过 Δn 的次数为:

$$G_i(\Delta n) = G_{oi} \sqrt{\frac{2}{\pi}} \int_0^{\infty} \left(\frac{P_1}{b_1} e^{-\frac{\sigma_u^2}{2b_1^2}} + \frac{P_2}{b_2} e^{-\frac{\sigma_u^2}{2b_2^2}} \right) e^{-\frac{(\Delta n)^2}{2\sigma_n^2}} d\sigma_u$$

$$= G_{oi} \left(P_1 e^{\frac{\Delta n}{b_1 A_1}} + P_2 e^{\frac{\Delta n}{b_2 A_2}} \right)_i \quad (27)$$

积分上式时，用了关系 (21) 式。

如果各高度飞行距离分别为 D_i 。则在整个飞行中超过某过载 Δn 的次数为：

$$G(\Delta n) = \sum D_i G_i(\Delta n)$$

$$= \sum G_{oi} D_i \left(P_1 e^{\frac{\Delta n}{b_1 A_1}} + P_2 e^{\frac{\Delta n}{b_2 A_2}} \right)_i \quad (28)$$

各高度之 P_1 、 P_2 、 b_1 、 b_2 以及紊流参数靠实测统计，应列成紊流参数表。这种表将代替计数法中之图19。

(2) 机动载荷

在操纵飞机时，飞机所受载荷将不断变化，这将影响到飞机抗疲劳寿命。这类载荷可视为有两种——使用机动载荷与校飞机动载荷。这两种载荷不论幅值或发生次数都有很大差别。而对不同用途飞机，这两种载荷所占比例以及受载程度又有很大不同，因此此项机动载荷必须根据不同用途飞机分别进行统计。此项载荷一般直接表成超过某过载的次数。不再作任何计算。

(3) 地空地载荷

这是一种一次起落仅作用一次，作用次数很少但幅值较大的载荷。根据研究及经验得知，这种载荷对飞机寿命有相当影响。在作疲劳分析与试验时必须加以考虑。从理论上讲，似乎从地面一个 g 到空中一个 g 再返回地面 $1g$ 便是一个循环。但根据实践经验，取从地面最小值到空中最大值再回复原值为一个循环，较接近实际情况。目前国外对某些飞机的具体作法是，先算出空中 $1g$ 与地面停机时 $1g$ 状态临界部位的应力，再叠加上每次飞行至少遇到一次的最大突风或机动载荷所引起的应力以及每次着陆和起飞滑跑遇到一次的最大地面载荷所引起的应力。如日本 YS-11 就是这样作的。但它只叠加了一次巡航突风所引起载荷的 $\frac{1}{3}$ 。且未考虑地面载荷。

(4) 座舱增压载荷

这也是在一次飞行中，仅遇到一两次的载荷。在地面是不受载荷，到高空增压时才受载荷，返回地面，载荷又被卸掉。因此也可以算作地空地载荷中的一种。在高空，座舱内外压差通常在 $0.25 \sim 0.6$ 大分压之间。一般地说，它仅影响座舱周围的构件，对整个飞机影响不大。

(5) 着陆碰撞载荷

当飞机着陆起落架撞触地面后，由于起落架弹性很大将会对飞机施加重复载荷多次。这也是一种不可忽略的损伤飞机的重复载荷。这种载荷统计成超过某下沉速度的次数或在某两