

目 录

符号	v
第一章 概论	1
1.1 疲劳问题的重要性	1
1.2 疲劳破坏阶段的划分	1
1.3 疲劳研究的发展过程	2
1.4 局部应力-应变法的优点	3
参考文献	5
第二章 局部应力-应变法	6
2.1 局部应力-应变法基本原理	7
2.2 循环加载下材料的疲劳特性	9
2.3 载荷谱的处理	15
2.4 缺口处局部应力和应变的确定	18
2.5 循环计数及应力-应变响应模拟	42
2.6 疲劳寿命曲线	49
2.7 损伤累积和寿命估算	57
2.8 疲劳寿命估算步骤	61
附录 应力严重系数 SSF 的确定 ^[32]	74
参考文献	77
第三章 金属材料应变疲劳特性	79
3.1 测定应变疲劳性能的试验方法要点	79
3.2 应力-应变曲线和应变-寿命曲线的测定	86
3.3 数据处理及其表达	102
3.4 常用航空金属材料应变疲劳数据与曲线	109
附录 A 应用于应变疲劳试验的计算机程序	132
附录 B 国外航空金属材料应变疲劳特性	138

参考文献	149
第四章 应用实例.....	150
4.1 机翼主梁寿命估算	152
4.2 机翼接头耳片寿命估算	163
4.3 机身框接头耳片寿命估算	177
4.4 典型连接件寿命估算	184
4.5 中心孔板件寿命估算	200
4.6 中心圆孔板件的变 K_t 法寿命估算	212
4.7 紧凑拉伸试件疲劳寿命估算	220
参考文献	233

第一章 概 论

仇仲翼 孟繁沛 编

聂忠良 审阅

1.1 疲劳问题的重要性

金属材料的疲劳破坏有一个材料在交变载荷作用下逐渐累积损伤、产生裂纹及裂纹逐渐扩展，直至最后破坏的过程。大多数机械和其它工程结构在使用过程中都承受交变载荷的作用。据统计，约有 50~90% 的机械结构破坏是由疲劳损伤引起的^[1]。疲劳破坏由于通常没有明显的宏观塑性变形，因而常常出现突然断裂，造成很大的危害和经济损失。在航空工业中，疲劳破坏的后果更为严重。实践证明，飞机结构的疲劳破坏常常导致机毁人亡。近几年来，随着飞机使用寿命和飞行速度的不断提高，机载设备和导航技术的不断改善，以及飞行机动性的不断增大，飞机的使用情况更加复杂，所受的交变载荷更加严重。与此同时，随着高强度材料的采用、结构静强度计算精度的提高和结构设计裕度的降低，飞机结构的疲劳问题变得更为突出了。

1.2 疲劳破坏阶段的划分

疲劳破坏主要可分为两个阶段，即裂纹形成阶段和裂纹扩展阶段。这里介绍的应变疲劳分析方法主要用来确定裂纹形成阶段，即到达可检裂纹长度（0.25 ~ 1mm）时的构件寿

命。裂纹扩展阶段属于以断裂力学为基础的损伤容限分析范畴，这里不予介绍。

1.3 疲劳研究的发展过程

自人类使用各种机械构件以来，疲劳问题就随之产生。但直到十九世纪中期，人们才开始认识到这个问题的危害性，并逐步加以控制。十九世纪五十年代到六十年代，德国工程师 Wöhler 从研究交变应力出发，通过大量试验，提出了用 $S-N$ 曲线表达应力-寿命关系和在一定应力幅以下试件不会破坏的疲劳极限理论。十九世纪末，其他一些研究人员论证和发展了 Wöhler 的研究成果。与此同时，Goodman 又在人们研究了平均应力影响的基础上，提出了一种关于修正平均应力的简化理论。以后，人们对变幅载荷作用下的寿命估算进行了广泛的研究。二十世纪二十年代，Gough 及其同事在探讨疲劳机理方面作出了重大贡献。值得一提的是，1945 年 Miner 用公式表达了 Palmgren 于 1924 年提出的线性累积损伤理论，这种疲劳累积损伤理论在工程估算中得到了广泛的应用。至此，名义应力法已构成一个较完整的工程疲劳分析方法。近年来，针对结构连接件的特殊性和普遍性，人们还提出了一个估算结构连接件疲劳寿命的应力严重系数法（简称 SSF 法）。

在研究应力疲劳的同时，人们又从研究应变出发，对疲劳问题进行了深入的研究。1915 年，Smith 和 Wedgwood 通过试验得到了循环应力-应变曲线，并把循环塑性应变从总应变中区分出来。到了 1920 年，人们用试验证明了重复的塑性应变是形成疲劳裂纹的基本原因。五十年代初期，Manson-Coffin 定量地建立了塑性应变和寿命的关系式。六十年代以

来,人们对应变疲劳理论进行了大量的研究,并通过一系列控制应变的低周疲劳试验,提出了大变形下的低周疲劳分析方法。与此同时, Topper、Martin、Wetzel、Morrow、Smith 和 Crews 等学者基于应变疲劳分析提出的局部应力-应变法,为估算裂纹形成寿命提供了一种新的分析方法。

1.4 局部应力-应变法的优点

局部应力-应变法的基本原理是将谱载荷作用下结构的名义载荷(或应力)谱,通过弹塑性分析及材料的循环应力-应变响应转换为危险部位的局部应力-应变谱,然后,将危险点的局部应力-应变进行各种修正(如平均应力修正等),同时根据相同应变条件下损伤相等的原则,用光滑试件的应变-寿命曲线估算危险部位的损伤。目前,局部应力-应变法以其理论比较合理、计算结果更接近试验数据而受到重视,从而成为一种较可靠的工程分析方法。当前,局部应力-应变法不但越来越受到国内外学者的普遍重视,而且正象 1983 年 4 月在美国举行的“疲劳寿命预测方法进展国际学术讨论会”所指出的那样,“局部应力-应变法是目前最有希望的一种寿命预测方法”。

局部应力-应变疲劳分析方法的合理性主要表现在它考虑了金属的塑性应变和由此而引起的残余应力对疲劳性能的影响。众所周知,残余应力对结构疲劳寿命有很大影响,如果忽略了这种影响,就可能产生严重的后果。例如 1954 年英国连续两架彗星号喷气机在航线飞行中坠毁,震动了整个航空界。通过残骸分析和对该飞机零件进行彻底检查得出结论:由于增压座舱受交变压力差的反复作用,机身上一个开口角处产生的一些小的疲劳裂纹,因而导致事故。进一步的分析表明,虽然彗星号飞机经过了疲劳试验,但由于试件在进行疲

劳试验前,曾在 70~110kPa 压力下作了 30 次加载试验,而后于 1953 年 9 月又对坐舱的试验段用 57kPa 的压力进行了 1800 次循环加载的疲劳试验(对应于 57kPa 的应力只有铝合金抗拉强度的 40%),这种施加循环次数不多的高载提高了试件的疲劳寿命,给出了不可靠的使用寿命^[3],从而忽略了在试验前施加的 30 次高载(70~110kPa)所产生的很大的残余压应力及其严重后果。

归纳起来,应变疲劳分析方法有如下优点:

(1) 直接考虑了材料塑性应变的影响。金属材料受载超过屈服极限后将产生塑性变形,此时,应力-应变不再成线性关系。一般结构或构件总有开孔或缺口等应力集中部位,于是在工作载荷作用下,尽管这些结构或构件的总体仍处在弹性范围内,但应力集中部位却进入塑性状态。这就使得结构件的应力集中部位的应力-应变特性变得复杂了。特别是对于高载作用下的低周疲劳或有少数高载作用的高周疲劳,塑性应变成为影响其疲劳寿命的主要因素。因此,与应力疲劳分析方法相比,应变疲劳分析方法更加符合实际情况,从而大大提高了疲劳分析的可靠性。

(2) 考虑了加载顺序的影响。在构件的应力集中部位,大的拉伸载荷会引起局部残余压应力,大的压缩载荷会引起局部残余拉应力。这两种残余应力可较大改变随后在较小载荷作用下的应力状态,从而对延长结构件的疲劳寿命产生影响。但在一般情况下,前者对结构疲劳寿命影响较大,后者反之。局部应力-应变法能真实地反映以上特性,从而提高了寿命分析的可靠性。

(3) 应变疲劳分析方法只需要较少数量的试验数据。如一种材料只需要一条循环应力-应变曲线和一条对称循环的应变-寿命曲线。这些材料性能数据可以在试验室中用少量

小试件测得。

参 考 文 献

- [1] H. O. Fuchs, R. I. Stephens, *Metal Fatigue in Engineering*, John-Wiley & Sons Inc. (1980).
- [2] 仇仲翼, 局部应力-应变法的过去、现在和将来, 国外航空技术, 飞机类, No.1 (1984).

第二章 局部应力-应变法

赵名洋 罗安民 聂宏编

贾国荣 王正审阅

工程上常把一个构件的疲劳破坏分成三个过程，即疲劳裂纹形成、疲劳裂纹扩展及裂纹扩展到临界尺寸时的快速断裂。疲劳寿命主要包括裂纹形成及裂纹扩展两个阶段。疲劳裂纹形成阶段常指疲劳裂纹成核并扩展到工程上的可检长度（如 0.25~1mm）阶段。在疲劳寿命估算中，这个阶段就称为无裂纹寿命或裂纹形成寿命阶段。目前裂纹扩展寿命可用断裂力学方法进行计算。这里给出的疲劳寿命估算方法主要用于估算裂纹形成寿命，如果未加说明，所说的疲劳寿命均指裂纹形成寿命。

目前虽然有多种疲劳寿命估算方法，但在工程上得到广泛应用的是基于线性累积损伤理论（或 Palmgrom-Miner 理论^[1]）的名义应力法。这种方法是用构件上的载荷或名义应力与 $S-N$ 曲线直接估算构件危险点的裂纹形成寿命。但这种方法的主要不足之处是不能直接计算载荷顺序和残余应力的后续影响。因此，这种方法只适于估算可以忽略载荷顺序和载荷历程（如没有引起残余应力的高载）影响的构件的疲劳寿命^[2]。

在一般情况下，由于疲劳危险区应力集中，其附近部位的材料常常会超过屈服极限而进入塑性状态。例如一个设计得比较合理的有缺口元件，其理论应力集中系数值可能在 3 左右，而局部应力 $\sigma(\sigma = K_t \cdot S)$ 却常常超过 $\sigma_{0.2}$ 。由于局部屈服会导致产生残余应力，因此局部屈服应力对承受变幅载

荷结构的疲劳寿命有着重要的影响。

局部应力-应变法是六十年代发展起来的一种新方法。这种方法是针对疲劳危险区小块材料在加载过程中的局部应力-应变历程所发展起来的一种疲劳寿命估算方法。下面系统介绍这种方法。

2.1 局部应力-应变法基本原理

局部应力-应变法的基本原理是将构件上的名义载荷或应力谱通过弹塑性分析或其它计算方法结合材料的循环应力-应变曲线 (σ - ϵ 曲线) 或迟滞迴线转换成局部危险部位的应变和应力, 然后根据危险部位的局部应力-应变历程估算寿命。这种方法克服了名义应力法的缺陷, 从本质上更深刻地反映了疲劳损伤过程。其主要优点是考虑了加载顺序的作用和循环加载条件下材料性能的变化, 所以可以得到更为合理的寿命估算数据。如果使用计算机, 可以方便地计算出复杂载荷对构件所造成的损伤, 这对工程结构的寿命估算是非常实用的。

现以图 2.1 来说明局部应力-应变法的基本原理^[3]。

图 2.1(a) 表示重复施加在缺口试件上引起的试件最终破坏的不规则载荷-时间历程。假设试件总的位移与外载荷成线性关系, 换句话说, 塑性应变仅局限在缺口处, 那么把应变片贴在缺口处应变最高的地方, 就可以测量局部应变历程, 如图 2.1(b) 和 2.1(c) 所示。如果缺口处产生塑性变形, 那么局部应变历程在性质上与载荷历程类似, 但两者不成比例。比较图 2.1(c) 和图 2.1(a) 可以看到, 载荷与局部缺口的应变是非线性的, 如图 2.1(d) 所示。

对于图 2.1 中的缺口局部应力历程, 如果缺口试件很薄,

即平面应力状态成立，则缺口表面材料受单轴应力作用。在这种情况下，确定如图 2.1(c~g) 所示的缺口局部应力历程是合理的。具体地说，我们可以把测量到的应变历程加在同样材料的无缺口单轴拉伸试验件上并测量其应力响应。如果缺口试件中有显著的局部塑性变形产生，则局部应力历程和载荷或应变历程的关系就不再是线性的了。图 2.1(g) 中的应力-应变迹线说明，甚至在载荷-位移关系呈线弹性的情况下，缺口处也可以出现严重的非线性和复杂的应力-应变特性。

假定一种载荷历程重复施加在缺口试件上，则通过测量可以得到缺口处的应变历程，如图 2.1(c) 所示。如果这个典

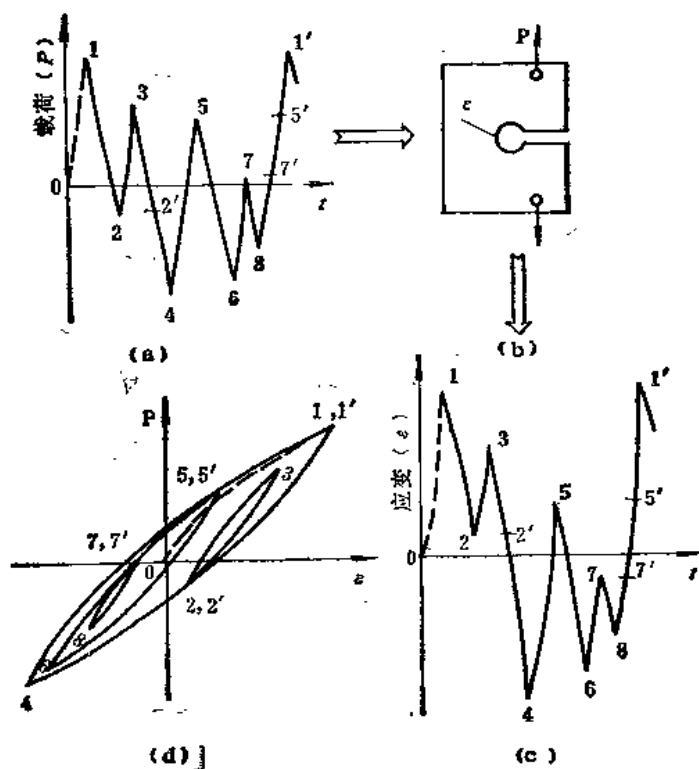


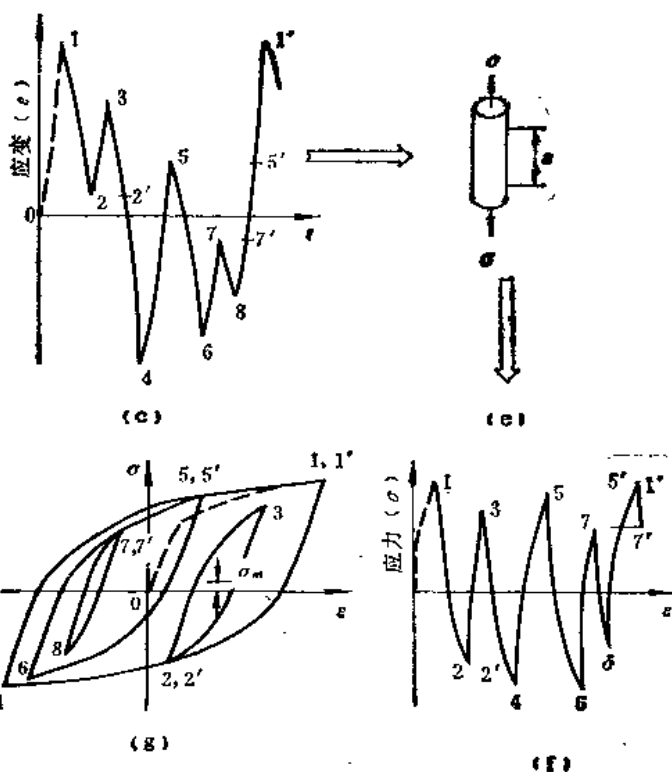
图 2.1 局部应力-

型的应变历程重复施加在无缺口的单轴试件上，直至疲劳破坏发生，那么所得的结果就可以用来估算缺口试件的疲劳寿命。特别是如果两种试件的疲劳破坏是用相同尺寸小裂纹来定义的话，则认为缺口试件的寿命与无缺口试件寿命是相同的，就可以用局部应力-应变法进行寿命估算。

2.2 循环加载下材料的疲劳特性

2.2.1 循环 σ - ϵ 曲线及迟滞迴线

通常所说材料的 σ - ϵ 曲线(或称单调 σ - ϵ 曲线)是指由



应变法原理

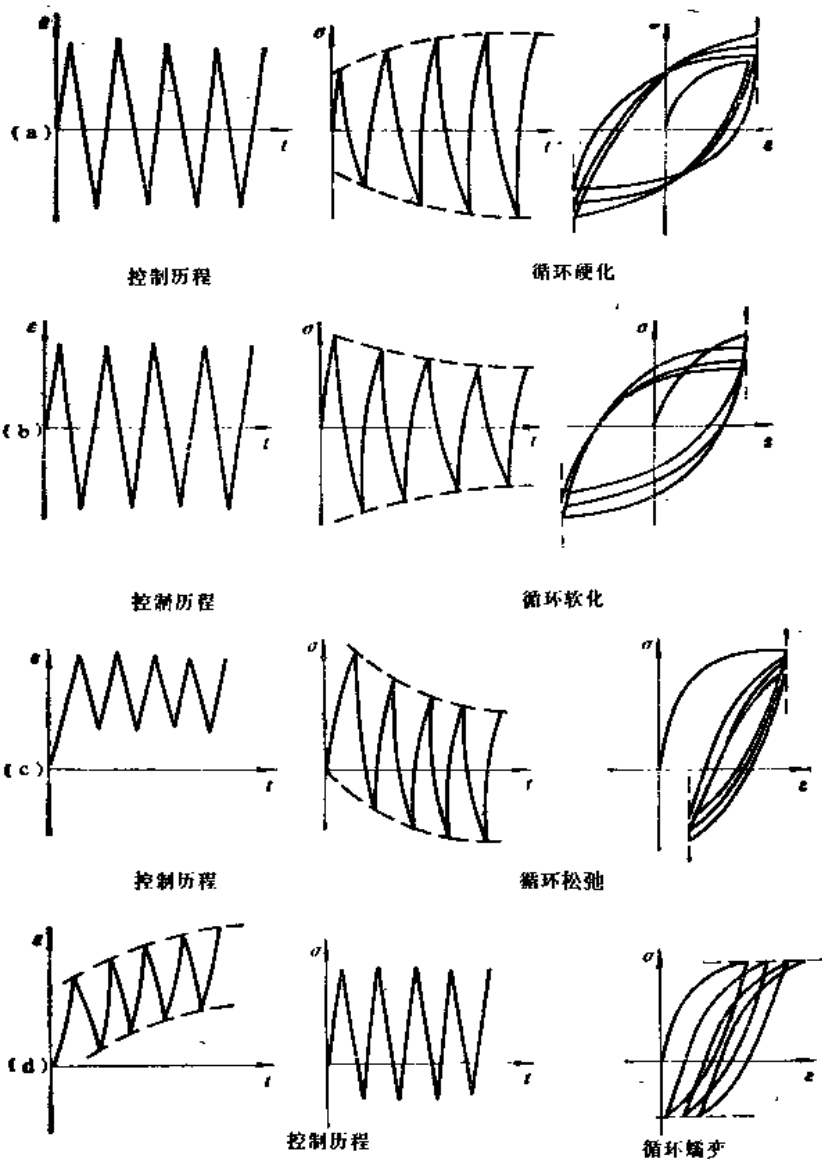


图 2.2 材料循环硬化、软化及松弛和蠕变的瞬态现象

静力拉伸试验确定的曲线。但是，在交变循环载荷作用下的疲劳寿命估算中，必须计及材料在循环载荷作用下的应力-应变间的关系，即需要用材料的循环 σ - ε 曲线。对于许多材料，这两种 σ - ε 曲线是有明显区别的。当材料的循环 σ - ε 曲线高于单调 σ - ε 曲线时，该材料称为循环硬化材料，反之称为循环软化材料。这就是说，对循环硬化材料，在循环加载时产生相同应变值所需的应力高于静力加载所需的应力，对循环软化材料则恰好相反。

对于循环 σ - ε 曲线，也有与单调 σ - ε 曲线类似的关系，但通常是直接建立起应变范围 $\Delta\varepsilon$ （或应变幅 ε_a ）和应力范围 $\Delta\sigma$ （或应力幅 σ_a ）之间的关系，即

$$\Delta\varepsilon = \Delta\varepsilon_c + \Delta\varepsilon_p$$

或

$$\begin{aligned} \varepsilon_a &= \varepsilon_{ca} + \varepsilon_{pa} \\ &= \sigma_a/E + (\sigma_a/K')^{1/n'} \end{aligned} \quad (2.1)$$

材料在循环载荷作用下所得到的应力-应变迹线称为迟滞迴线。一般来说，迟滞迴线在常幅循环加载下的开始阶段也发生变化。图 2.2 中 (a, b) 表示循环硬化及循环软化时变化的应力-应变迹线^[4]，而在图 2.2 (c, d) 中示出循环松弛和循环蠕变的瞬态现象。通常随着循环次数增加，硬化或软化等瞬态现象逐渐消除，约在破坏循环数（即总寿命）的 20~50% 间形成或稳定迟滞迴线。

前面所说材料的循环 σ - ε 曲线就是当循环加载时在各个不同的常应变范围 $\Delta\varepsilon$ 下所得到的稳定迟滞迴线顶点的连线，如图 2.3 所示。

迟滞迴线在什么情况下会由瞬态进入稳态，这与具体材料、应变范围及环境等因素有关。例如铝合金在高应变幅

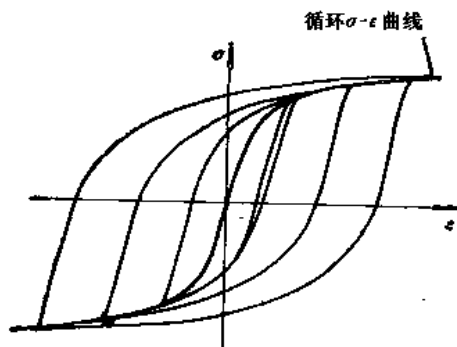


图 2.3 材料的循环 σ - ϵ 曲线

($\epsilon_s = 0.0725$) 的几次循环后, 迟滞迴线达到稳定; 在低应变幅 ($\epsilon_s \leq 0.0056$) 中, 铝合金迟滞迴线一开始就是稳定的, 经过相当一段循环后有些不稳定, 最后又稳定下来。在疲劳寿命的初步估算中可以直接采用稳定的循环 σ - ϵ 曲线和迟滞迴线^[5,6]。

已有的大量试验数据表明, 对大多数工程材料(灰口铸铁等例外), 稳定的迟滞迴线与循环 σ - ϵ 曲线之间有简单的近似

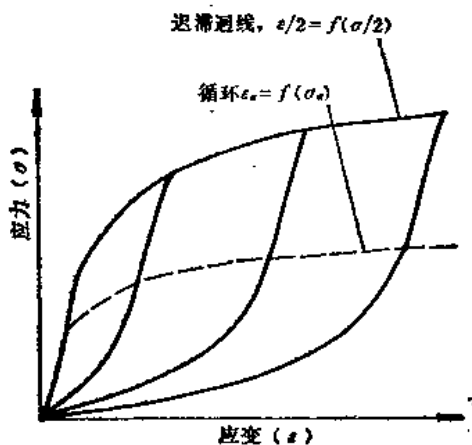


图 2.4 稳定迟滞迴线迹线

关系,即稳定迟滞迴线与放大一倍的单轴循环 σ - ϵ 曲线形状相似^[3,5-8]。因此,稳定迟滞迴线的迹线(见图 2.4)可表示为

$$\Delta\epsilon/2 = \Delta\sigma/2E + (\Delta\sigma/2K')^{1/n'} \quad (2.2)$$

或

$$\Delta\epsilon = \Delta\sigma/E + 2(\Delta\sigma/2K')^{1/n'} \quad (2.3)$$

在实际应用时,循环 σ - ϵ 曲线及迟滞迴线均可用分段折线代替。显然,分段越细越精确^[3,6,8]。

2.2.2 材料“记忆特性”

所谓材料的“记忆特性”,系指材料在循环加载下,当后级

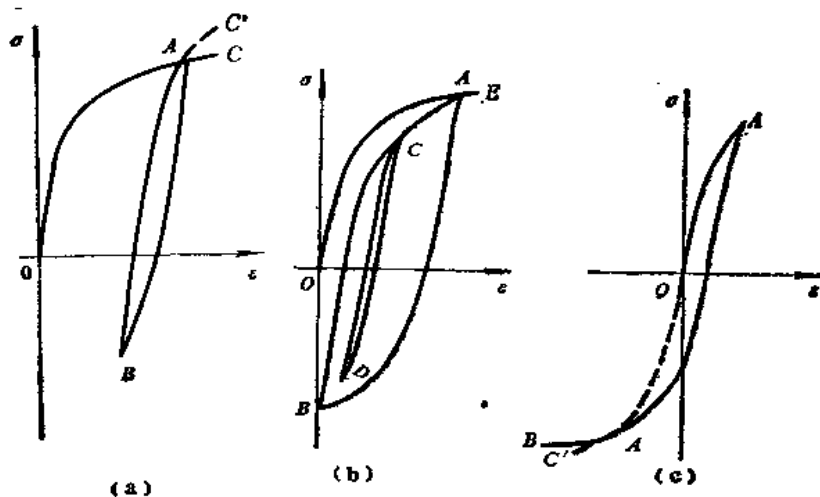


图 2.5 材料“记忆特性”

的载荷绝对值大于前级时,似乎记得原来迹线继续变化的特征。图 2.5 示出了材料“记忆特性”的几个典型例子。

图 2.5(a) 表示第一次加载是按稳定的 σ - ϵ 曲线由 O 点起加载到 A 点,然后卸载到 B 点,此时是按“放大一倍”的曲

线,即迟滞迴线卸载的。B点之后开始加载,此时应力-应变服从迟滞迴线,一直到开始卸载的A点为止。如果载荷继续增加,这时应力-应变关系“似记得”要沿原来的OA迹线继续变化到C点,而不是按迟滞迴线变化到C'点,这就是材料的“记忆特性”。图2.5(b)表示一个复杂的“记忆特性”。第一次加载迹线按稳定的循环 σ - ϵ 曲线变化到A点;卸载时按迟滞迴线变化到B点;B点以后加载按迟滞迴线变化到C点(假定C点的应力比A点的应力小);若C点以后卸载,仍按迟滞迴线变化到D点(假定D点的应力比B点应力大);D点以后又按迟滞迴线变化到C点,超过C点则按以B为原点的迟滞迴线变化到A点。若载荷再继续增加,则按以O点为原点的稳定的循环 σ - ϵ 曲线继续加载到E点。故DCAE加载迹线要考虑二次“记忆特性”。从D点加载到E点并超过A点以后,可以看成从O点直接加载到E点,而不管中间有两次完整的循环加载。

图2.5(c)表示首先加载至A点,再卸载到与A点相应的A'点,以后A'B迹线是沿OA'B曲线变化的(OA'曲线形状和OA曲线相同,即是稳定的循环 σ - ϵ 曲线,对于一般拉伸与压缩具有相似特性的材料,它可由曲线OA绕O点旋转 180° 得到)。

从图2.5所示的“记忆特性”可知,材料在反复加载过程中,中间循环过程不会影响后面的载荷历程。所以,要确定每次加载的路径,就要确定考虑“记忆特性”时的坐标原点。当坐标原点确定之后,应力-应变关系或者符合稳定循环的 σ - ϵ 曲线,或者为“放大一倍”的迟滞迴线(这里不考虑瞬态变化),并且第一次加载就用稳定的循环 σ - ϵ 曲线而不用单调的 σ - ϵ 曲线,这对于有很多次加载以及迟滞迴线很快稳定的情况是适宜的。

2.3 载荷谱的处理

目前对飞机定寿或估算新型飞机的抗疲劳性能,都是以载荷谱为依据的.这种载荷谱在设计阶段属于设计使用载荷谱,在服役阶段属于基准使用载荷谱.这种谱可根据飞行任务剖面并结合载荷规范或由同类已投入服役的飞机进行飞行监控得到.无论用什么方法得到的载荷谱数据,当编排为计算或试验的载荷谱时,都要进行必要的处理,以代表机队的载荷谱平均使用情况.这里介绍处理载荷谱的三种主要方法,即载荷次序、高载截断和低载删除.

2.3.1 载荷次序

在疲劳寿命估算(包括裂纹形成寿命和裂纹扩展寿命)中,载荷次序和载荷值的大小占有重要位置.

由于应变疲劳分析过程的计算是在一个应力-应变的反复接一个反复的基础上进行,也即是说要考虑前一个反复在构件危险点处产生的残余应力和应变对后一个反复的影响,因此对应变疲劳分析最佳次序的载荷谱是飞续飞随机载荷谱.许多计算和试验证实,飞续飞随机谱是最逼近真实载荷情况的,也最能发挥应变疲劳分析的长处,所以应当尽量优先采用.如果由于条件限制,考虑用程序块谱代替随机谱,则应采用每次飞行的低-高一低顺序,这种顺序和飞机的试验结果及使用情况是比较符合的.

形成随机谱的方法很多,如联合概率法、Markov 矩阵法等,这里不再赘述.

2.3.2 高载的截断

高幅值载荷对疲劳裂纹形成寿命的影响表现为^[9]: