

应变疲劳分析手册

航空工业部科学技术委员会 编

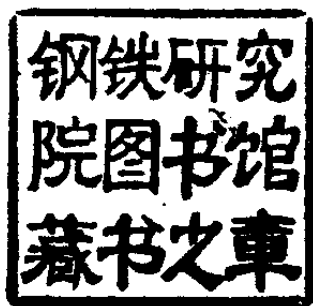
科学出版社

TB 302.3-62
H 21

应变疲劳分析手册

航空工业部科学技术委员会 编

65109/13



科学出版社

1987

216389

内 容 简 介

材料局部应力-应变法是估算工程结构的疲劳裂纹形成寿命的重要方法之一。本手册详细阐述了局部应力-应变法的基本原理、载荷谱的处理原则、循环应力-应变特性及疲劳寿命的估算方法，介绍了材料应变疲劳性能参数的预测及工程近似估算法，并附有若干工程实例。此外，本手册还提供了国内外常用金属材料的应变疲劳性能数据和试验曲线，具有较大的实用价值。

本手册可供从事材料科学、航空、机械等方面研究的科技人员及高等院校有关专业师生参考。

应变疲劳分析手册

航空工业部科学技术委员会 编

责任编辑 童安齐

科学出版社出版

北京朝阳门内大街 137 号

中国科学院印刷厂印刷

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

1987年8月第一版 开本：787×1092 1/32
1987年8月第一次印刷 印张：7 5/8
印数：精 1—1,850 插页：精 2
平 1—2,500 字数：170,000

ISBN 7-03-000103-6/TG·3

统一书号：15031·864

定价：布面精装 3.15 元
平 装 1.85 元

前 言

材料局部应力-应变法是估算工程结构的疲劳裂纹形成寿命的重要方法之一。这种方法始于六十年代初期，由于具有坚实的理论基础，因此它在工程应用中能够较真实地反映结构材料的疲劳破坏特征。近年来，一些国家已逐渐将材料局部应力-应变法推广应用到航空、汽车制造、农业机械等领域。在我国，也有许多部门运用这种方法来估算工程结构的疲劳裂纹形成寿命，并取得了一定成效。为了进一步推广这一先进的疲劳寿命分析方法，航空工业部科技局于“六五”规划期间组织有关科技人员，总结了近年来国内外在材料局部应力-应变疲劳性能参数测定及其工程应用方面的成果，编写了这本手册。

本手册阐述了材料局部应力-应变法的基本原理，介绍的算例均选自国内工程设计的实际结构或典型试件。此外，手册中还给出了国内外常用的航空材料应力-应变疲劳数据，具有较强的实用性。这里必须强调指出，尽管材料局部应力-应变法是一种重要的疲劳分析方法，但在使用中仍要特别注意它的使用范围和要求。我们介绍的疲劳分析方法主要适用于承受较高循环载荷的结构元件或在少量高的谱载荷作用下的结构元件。

限于编者水平，书中不足之处在所难免，恳请广大读者批评指正。

《应变疲劳分析手册》编委会

主编: 赵名洋

主审: 吴富民

编委: 仇仲翼 刘才穆 杨先垣

赵名洋 贾国荣 欧阳辉

符 号

- E 弹性模量
 E_1 广义弹性模量
 E_o 真实割线模量, $E_o = \sigma/\epsilon$
 E_s 名义割线模量, $E_s = S/c$
 K 强度系数
 K' 循环强度系数
 n 应变硬化指数
 n' 循环应变硬化指数
 b 疲劳强度系数
 c 疲劳延性指数
 σ_f 真实断裂强度
 σ'_f 疲劳强度系数
 ϵ_f 真实断裂延性
 ϵ'_f 疲劳延性系数
 P 载荷
 P_{\max} 最大载荷
 P_{\min} 最小载荷
 ϵ_{\max} 最大局部应变;最大真实应变
 ϵ_t 轴向总应变
 ϵ_e 弹性应变分量
 ϵ_p 塑性应变分量
 ϵ_d 径向总应变
 ϵ_{de} 径向弹性应变分量

- ε_{rp} 径向塑性应变分量
- S 名义应力;子样标准差
- ΔS 名义应力范围
- S_0 名义应力幅, $S_0 = \Delta S/2$
- Δe 名义应变范围
- e_0 名义应变幅, $e_0 = \Delta e/2$
- σ 局部应力;真实应力
- ε 局部应变;真实应变
- $\Delta\sigma$ 局部应力范围;真实应力范围
- $\Delta\varepsilon$ 局部应变范围;真实应变范围
- σ_0 局部应力幅; 真实应力幅, $\sigma_0 = \Delta\sigma/2$
- ε_0 局部应变幅;真实应变幅, $\varepsilon_0 = \Delta\varepsilon/2$
- σ_m 局部平均应力,真实平均应力
- ε_{e0} 弹性应变幅
- ε_p 塑性应变幅
- σ_{eq} 当量应力幅
- ε_{eq} 当量应变幅
- R 应力比
- R_ε 应变比
- μ 弹性泊松比
- μ_1 广义泊松比
- μ' 弹塑性泊松比
- r 缺口根部半径;相关系数
- a 材料常数
- K_t 理论应力集中系数
- K_ε 应变集中系数
- K_f 疲劳缺口系数
- D 疲劳总损伤;直径

- D' 单个全循环的损伤
- D_1 第一块谱的疲劳损伤
- D_2 第二块谱的疲劳损伤
- N_f 达到失效的疲劳寿命(达到失效的循环数)
- $2N_f$ 达到失效的反复数
- N_T 转换寿命
- N_A 计算谱的疲劳寿命
- N_B 相似谱的疲劳寿命
- C_P 谱载下估算的疲劳寿命

以上只是各章采用的基本符号和通用符号。各章采用的某些专用符号在各章中说明,这里不再列出。

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_f 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^[4],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

赵名泮 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,