

飞机结构疲劳强度与断裂控制

杜洪增 编

中国民航学院
一九九二年二月

本书是编者在总结近年来教学实践基础上，根据修改原“航空力学基础”讲义，参考有关文献编写而成的。它包括三部分：第一部分——金属材料的疲劳强度；第二部分——工程断裂力学基础；第三部分——飞机结构的抗疲劳设计。

飞机结构疲劳强度部分主要介绍疲劳破坏的机理、金属材料的疲劳强度，影响疲劳强度的一些因素，飞机疲劳寿命的估算方法，损伤理论与飞机结构疲劳寿命估算方法，以及飞机结构的疲劳试验。工程断裂力学基础部分主要从工程应用角度介绍了线弹性断裂理论，应力强度因子的计算与测定，混合断裂判据，平面应变断裂韧度 K_{Ic} 的测定，平面应力断裂问题，弹塑性断裂力学基础，疲劳裂纹扩展与寿命估算，以及应力腐蚀开裂等。这一部分主要针对飞机结构维修的需要编写的，偏重基本概念的介绍，省略了一些复杂的理论推导。飞机结构抗疲劳设计部分主要介绍了飞机结构抗疲劳设计思想的发展和各种抗疲劳设计思想，还介绍了飞机结构抗疲劳设计原则和措施。

本书可用作飞机维修专业学生的教科书，也可供飞机维修技术人员参考。

由于编者水平有限，本书不可避免地会有一些错误，请读者提出批评意见，供以后参考。

曹云程

编者

1991年11月

目 录

第一部分 飞机结构的疲劳强度	(1)
第一章 疲劳破坏的特征及断口分析	(1)
第一节 疲劳破坏的一般特征	(1)
第二节 疲劳破坏的断口分析	(2)
第二章 金属材料的疲劳强度	(9)
第一节 交变应力	(9)
第二节 S-N 曲线和疲劳极限	(10)
第三节 不同应力状态下的疲劳强度	(14)
第四节 复合应力状态下的疲劳强度	(17)
第三章 影响疲劳强度的一些因素	(20)
第一节 应力集中的影响	(20)
第二节 尺寸效应	(24)
第三节 表面加工的影响	(26)
第四节 温度的影响	(27)
第五节 其他影响因素	(28)
第四章 飞机疲劳载荷谱	(30)
第一节 飞机疲劳载荷谱介绍	(30)
第二节 飞机疲劳载荷谱的编制	(38)
第五章 疲劳累积损伤理论与疲劳寿命估算方法	(42)
第一节 线性累积损伤理论及其应用	(42)
第二节 飞机结构疲劳寿命估算方法(名义应力法)简介	(46)
第六章 疲劳试验	(52)
第一节 疲劳试验的分类	(52)
第二节 疲劳试验载荷	(53)
第三节 全尺寸结构疲劳试验	(55)
第四节 疲劳寿命分散系数	(58)
第二部分 工程断裂力学基础	(60)
第一章 线弹性断裂理论	(60)
第一节 裂纹的分类	(60)
第二节 Griffith 脆性断裂理论	(62)
第三节 裂纹尖端附近的应力场和位移场	(67)
第四节 小范围屈服时线弹性断裂力学的应用	(70)
第五节 应力强度因子断裂判据	(74)
第六节 能量释放率与应力强度因子之间的关系	(77)
第二章 应力强度因子的计算与测定方法	(81)
第一节 基本原理及其应用	(81)

第二节	权函数法	(85)
第三节	组合法	(88)
第四节	确定应力强度因子的实测法	(92)
第三章	复合型断裂判据	(95)
第一节	最大周向拉应力理论	(95)
第二节	最大能量释放率理论	(98)
第三节	应变能密度因子理论	(99)
第四节	复合型裂纹的工程断裂判据	(102)
第四章	平面应变断裂韧度 K_{IC} 的测试和影响因素	(104)
第一节	测定 K_{IC} 的标准方法	(104)
第二节	影响断裂韧度 K_{IC} 的因素	(112)
第五章	平面应力断裂问题	(114)
第一节	平面应力断裂问题的特性	(114)
第二节	薄板的 R 曲线	(117)
第三节	加强板的断裂分析	(120)
第六章	弹塑性断裂力学基础	(126)
第一节	J 积分的定义及其守恒性	(126)
第二节	J 积分判据及其有效性分析	(129)
第七章	疲劳裂纹扩展与寿命计算	(132)
第一节	疲劳裂纹亚临界扩展规律	(132)
第二节	影响疲劳裂纹扩展的因素	(133)
第三节	疲劳裂纹扩展寿命计算	(136)
第八章	应力腐蚀开裂与腐蚀疲劳	(139)
第一节	应力腐蚀开裂过程与临界应力强度因子	(139)
第二节	应力腐蚀裂纹扩展速率及寿命计算	(140)
第三节	应力腐蚀的三要素、方向敏感性和影响因素	(141)
第四节	应力腐蚀裂纹特征	(145)
第五节	腐蚀疲劳	(148)
第三部分	飞机结构的抗疲劳设计	(151)
第一章	飞机结构的抗疲劳设计思想	(151)
第一节	抗疲劳设计思想的发展	(151)
第二节	安全寿命设计思想	(151)
第三节	破损安全与损伤容限设计思想	(153)
第四节	耐久性设计	(163)
第二章	飞机结构抗疲劳设计原则和措施	(165)
第一节	飞机结构抗疲劳设计的一般原则	(165)
第二节	连接件的抗疲劳设计	(171)
第三节	抗疲劳工艺措施	(180)
第四节	抗应力腐蚀和腐蚀疲劳的基本措施	(193)
附录 A	工程中常用应力强度因子	(197)
参考文献	(200)

第一部分 飞机结构的疲劳强度

飞机结构在实际使用中，经常承受交变载荷的作用。但是，早期设计飞机只从静力强度考虑，主要通过计算和试验证明飞机结构能承受住设计载荷（实际使用中所出现的最大载荷乘以安全系数），就认为飞机结构具有足够的强度。由于飞机结构承受交变载荷的作用，某些构件常常出现疲劳破坏，产生疲劳裂纹。早期设计的飞机，应力水平不高，强度储备较大，所用材料抗疲劳性能也很好。因此，飞机结构的疲劳问题并不突出，疲劳强度问题没有引起足够的重视。直到五十年代前期，世界各国的飞机强度规范中对疲劳强度都还没有具体要求，不要求进行全尺寸结构疲劳试验。但是，随着航空事业的不断发展，飞机的性能不断提高，使用寿命延长，新结构、新材料不断出现，飞机结构在使用中疲劳破坏与安全可靠的矛盾逐渐暴露出来了。例如，1954年英国喷气式旅客机“彗星——1”号连续两次在航线上因气密客舱疲劳破坏坠毁失事；又如，1979年美国DC-10飞机曾因发动机短舱发生疲劳破坏，在飞行中被突然甩掉而造成机毁人亡的惨重事故。根据我国的统计，飞机在使用时发生的强度问题中，有80%以上都是因疲劳破坏引起的。因此，研究飞机结构的疲劳强度具有非常重要的实际意义。

第一章 疲劳破坏的特征及断口分析

第一节 疲劳破坏的一般特征

构件在交变载荷作用下，即使应力水平较低，处在弹性范围内，经过若干次载荷循环后，也会发生断裂。在交变载荷作用下发生的断裂叫作疲劳断裂（疲劳破坏）。

疲劳破坏与传统的静力破坏有着本质的区别，主要表现在下列几个方面：

1. 静力破坏大多是一次最大载荷作用下产生的破坏；疲劳破坏是多次反复载荷作用下产生的破坏，它不是在短期内发生的，而是要经历一定的时间，甚至很长的时间才破坏的。有一定的时间历程。

2. 当构件中静应力小于强度极限 σ_s 时，不会发生静力破坏。但是，构件在交变载荷作用下，交变应力在远小于材料的强度极限 σ_s 的情况下，就可能发生疲劳破坏。应力水平

3. 不管是脆性材料还是塑性材料，疲劳断裂在宏观上均表现为无明显塑性变形的突然断裂，故疲劳断裂常表现为低应力类脆性断裂，这一特征使疲劳破坏具有更大的危险性。

4. 静力破坏的抗力，主要决定于材料本身；疲劳破坏则对于材料特性，构件的形状、尺寸、表面状态，使用条件，外界环境等都十分敏感。受多种因素影响。

5. 疲劳破坏常具有局部性质，而并不牵涉到整个结构的所有构件，局部改变细节设计工艺措施，即可较明显地增加疲劳寿命。在飞机结构维修中，由于疲劳破坏具有局部性，当发现疲劳裂纹时，一般并不需要更换全部结构，而只需要修整构件损伤处，或加

第五章 疲劳裂纹的断口分析

在飞机结构维修中：掌握疲劳裂纹的断口特征并判定其性质，寻找产生裂纹原因及制定飞机结构修理方案的重要依据。

疲劳破坏的断口分析一般包括宏观分析和微观分析。前者系指用肉眼或低倍（如二十五倍以下的）放大镜分析断口。后者则指使用光学显微镜或电子显微镜研究断口。断口分析的宏观和微观两个方面构成了断口分析不可分割的整体，这是两个互相补充，不能互相代替的各有其重要作用的两类断口分析。宏观断口分析是最常用的断口分析，它常常是重要的全局性初步断口分析。但较粗浅的肉眼或低倍放大镜下观察，无法做深入仔细的观察分析，以至有时无法作出确切的判断，甚至得出错误的结论，这就需要断口的微观分析。微观断口分析要有专门的仪器设备，准备工作量大，而一次可观察的区域很小，常常需要在宏观分析的基础上再选定合适的部位取样进行微观分析。如果太迷信电子断口金相而忽视宏观分析，只凭数个视域进行判断，就有可能象瞎子摸象那样，造成对全局判断的错误。

一、疲劳断裂的宏观特征

根据疲劳断裂时交变载荷作用的总周次，疲劳可分为低周疲劳、中周疲劳和高周疲劳。当断裂时的总周次在 10^4 以下时，称为低周疲劳；当断裂时的总周次大于 10^5 时，称为高周疲劳。在高周疲劳中，构件在破坏之前仅发生极小的弹性变形，而在低周疲劳中，应力往往大到足以使每个循环产生可观的宏观的塑性变形。因此，低周疲劳比高周疲劳显示出了延性状态。

典型的疲劳破坏断口按照断裂过程有三个区域：疲劳源区、疲劳裂纹稳定扩展区及快速断裂区，如图 1.1.2-1 所示。

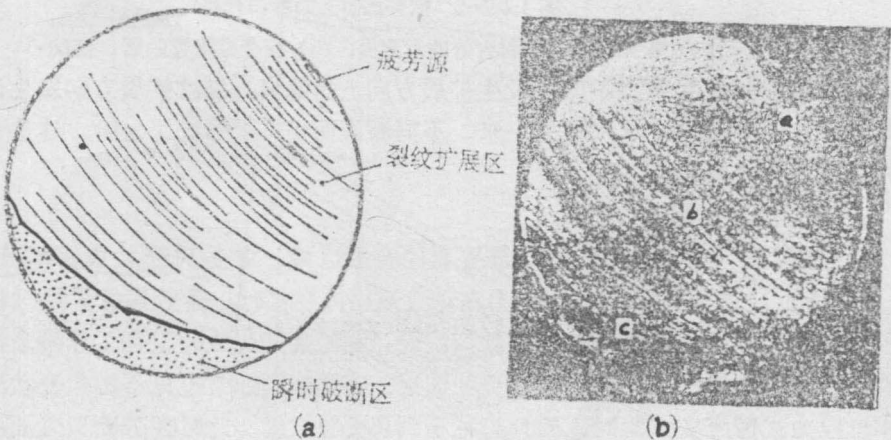


图 1.1.2-1 典型的疲劳断口

(a) 典型疲劳断口示意图 (b) 典型的疲劳断口

箭头 a 所指为疲劳核心，b、c 分别为疲劳裂纹稳定扩展区及快速断裂区

1. 疲劳裂纹源区

疲劳源是疲劳裂纹的起点，多集中在表面，特别是应力集中严重的地方。构件因加工损伤的地方也常是疲劳裂纹开始的地方。如果构件内部存在缺陷（如夹杂夹杂物、空洞、化学成分偏析等），也可在亚表面或内部发生；另外，当表面存在足够高的残余应力时，裂纹源也可在亚表面产生。通常用肉眼或低倍放大镜就能大致断定裂纹源的位置。

疲劳源在整个疲劳断面中所占的比例很小，它多呈半圆形或半椭圆形。疲劳源的数目可能是一个，也可能是多个，一般应力水平较高，应力集中系数较大时，容易出现多个疲劳源。同时，在疲劳源区，可能存在若干个疲劳核心。

如果更加仔细地分析疲劳源区，则可发现在疲劳源周围，存在着以疲劳源为焦点的非常光滑、非常细洁、贝纹线不明显的狭小区域。这是由于疲劳裂纹在该区扩展速度很慢及裂纹反复张开和闭合而使断面磨光的缘故。尽管这个区域从本质上看，应属于疲劳裂纹扩展区，但人们常习惯于称它为“疲劳源区”，在此区域上，常会看到以疲劳源为中心向四周辐射的放射台阶或线痕（图 1.1.2-2）。形成这些放射台阶的原因是：

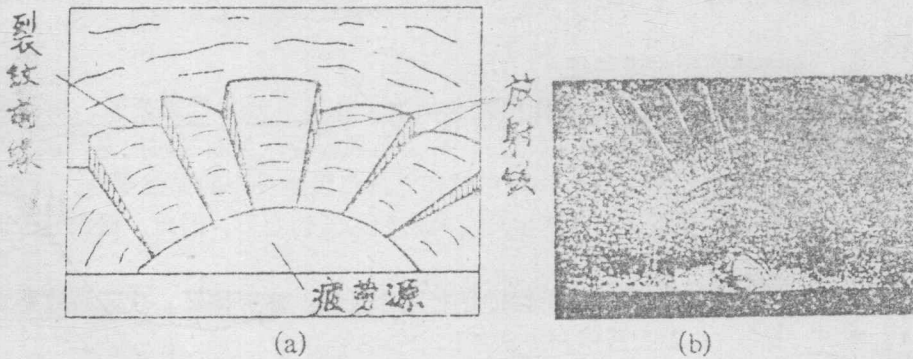


图 1.1.2-2 疲劳源附近的断口形貌

(a) 疲劳源附近放射台阶的示意图；(b) 疲劳源附近的断口细貌

裂纹前缘的扩展阻力不同，发生扩展方向上的偏离。裂纹扩展方向发生偏离后，裂纹开始在各自己的平面上扩展，这样一来，不同断裂面相交就形成了台阶。这些台阶在断口上就构成了放射状线痕。

2. 疲劳裂纹扩展区

疲劳裂纹扩展区是疲劳断口最重要的特征区域，常呈贝壳状或海滩波纹状，如图 1.1.2-1 所示。这是实际构件中应力在较大范围内变化时，疲劳裂纹扩展过程中留下的痕迹。它多见于低应力高周疲劳裂纹断口。此特征给疲劳失效的鉴别工作带来很大帮助。对低周疲劳断口一般观察不到此类贝壳状波纹；高强度钢通常也见不到贝壳状波纹。在实验室作恒应力或恒应变试验时，断口也见不到贝壳状波纹，此时疲劳断口表面由于多次反复压缩、摩擦，使该区域变得光滑，呈细晶状，有时甚至光洁得象瓷质状结构。

疲劳裂纹断口的贝壳状波纹一般从疲劳裂纹源开始，向四周推进，呈弧形线条，它垂直于疲劳裂纹扩展方向。拉应力使疲劳裂纹张开，压应力使疲劳裂纹闭合。这样一来，裂纹两侧表面被反复挤压，因此裂纹扩展区是一个明显的磨光区，愈接近疲劳源愈明亮。

在疲劳裂纹扩展后期，由于有效截面不断减小，构件的实际应力不断增加，裂纹扩展速率提高，于是这种疲劳裂纹加速扩展区的断口较粗糙而不规则，可能伴有因材料撕裂而造成的台阶、小丘或弧形条带等。这是一种同时包含有静载和疲劳两种破坏方式的区域，它的扩展往往是不连续的。

3. 快速断裂区

快速断裂区（也称瞬时断裂区）是疲劳裂纹长度达到临界尺寸后所发生的快速断裂。它的大小常和材料、应力高低、有无应力集中等因素有关。一般应力较高、材料较脆时，快速断裂区面积较大；反之，应力较低、材料韧性较大时，快速断裂区面积就较小。快速断裂区的形状特征与静载破坏的基本相同，也是分为平断部分和斜断部分，平断部分属正断型，斜断部分属剪断型。

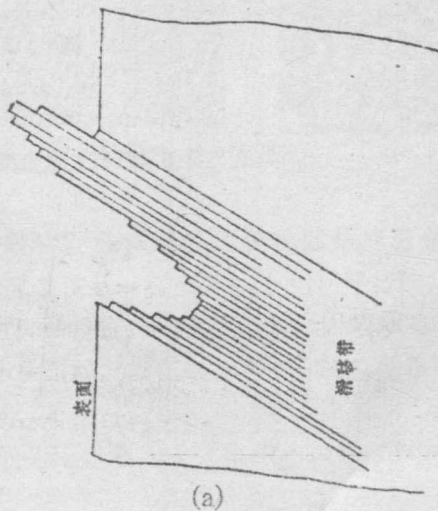
一、疲劳断裂的微观特征

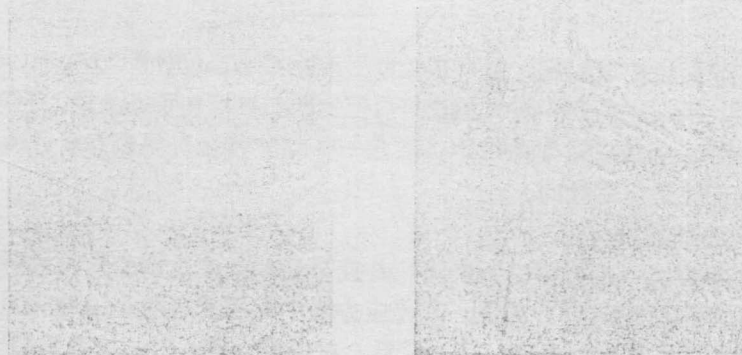
在某些情况下，构件断口的宏观形貌被破坏，或者断口匹配面在断裂过程中受到严重磨损致使断口的宏观形貌模糊，难以借助它的宏观形貌来判断断裂性质，这时需要对断口进行微观分析，判断构件的断裂性质。另外，即使由断口的宏观形貌可以判断其断裂性质，但当需要进一步查明引起疲劳断裂的原因时，也需要对断口进行微观分析。

1. 疲劳裂纹开裂途径

几乎所有的疲劳裂纹形成过程的实验研究都发现，在低于屈服应力下，疲劳试样的疲劳源区表面有滑移带出现。某些滑移带变形非常强烈，疲劳裂纹往往就在该处产生，交变应力越高，滑移带的数目也越多，疲劳裂纹也易越早形成。但是，许多试验也证明，滑移带的形成并不一定造成裂纹。在应力小于疲劳极限时，虽然也会出现滑移线，但这些滑移线很细小，间距较密，最后也不形成疲劳裂纹。

滑移导致的另一种现象，是常在滑移带上形成“挤出”（在一些材料中，由滑移带中挤出的金属高度可达1~2微米）和“挤入”的表面状态，如图1.1.2-3所示。这种“挤出”和“挤入”使光滑的表面被破坏，因此，疲劳裂纹就容易在这些“挤出”和“挤入”的地方产生。但必须指出，表面的“挤出”与“挤入”是形成疲劳裂纹的一个条件，但不是必要条件。





(b)

(c)

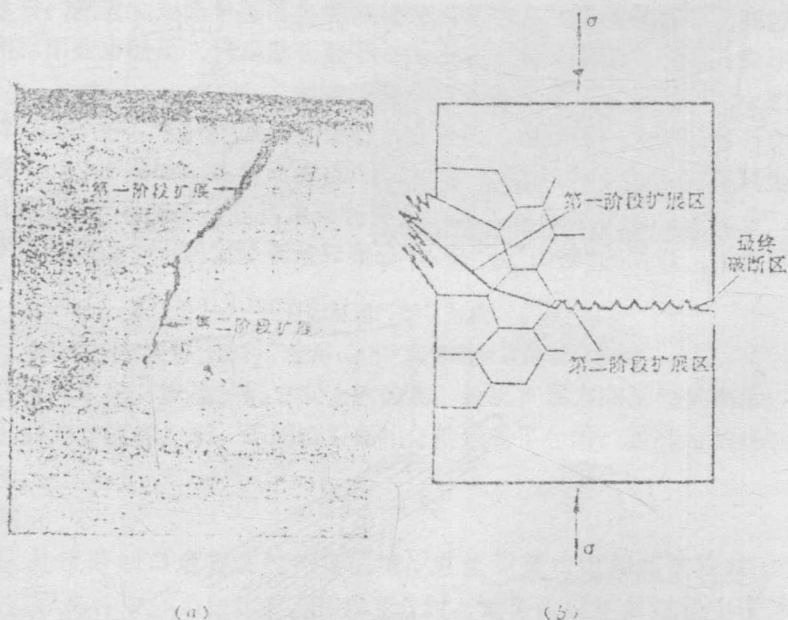
图 1.1.2-3

(a) 滑移带中产生的“挤出”和“挤入”示意图

(b) (c) 多晶体铜疲劳试验时表面的“挤出”现象

现在认为，在交变载荷作用下，塑性应变的累积与疲劳裂纹的形成有着密切的关系，而由位错造成的滑移带是产生疲劳裂纹的最根本原因。表面缺陷或材料内部的缺陷如孔、夹杂物等起着尖锐缺口的作用，促进疲劳裂纹的形成。

因为疲劳裂纹的孕育是由滑移所控制的，而滑移是沿着最大切应力方向（在主应力方向确定后，最大切应力方向是在 45° 方向）开始的，所以裂纹是沿最大切应力方向形



(a)

(b)

图 1.1.2-4 疲劳裂纹扩展的第一和第二阶段

(a) 高强度合金钢螺栓的疲劳裂纹 ($\times 115$)

(b) 疲劳裂纹扩展过程示意图

(图 1.1.2-4)，并且总是沿着最大切应力方向的滑移面扩展。这种初期的沿最大切应力方向扩展的阶段称为疲劳裂纹扩展的第 I 阶段，因为这一阶段裂纹沿晶粒内某一滑移面扩展，因而得到非常平坦的、光滑的平断口。当其与晶界相遇时，则稍稍改变其方向。这个阶段的裂纹扩展很慢，每个应力循环的扩展长度为埃 ($1\text{A}^\circ = 10^{-8}$ 厘米) 数量级。这个阶段的疲劳裂纹扩展的深度随着应力幅的降低而加深。该阶段疲劳裂纹的扩展深度是很浅的，一般只有十分之几毫米。

在交变载荷作用下，疲劳裂纹继续扩展，它由沿最大切应力方向扩展转向垂直最大主应力方向扩展 (图 1.1.2-4)，此时正应力对裂纹扩展产生重大影响。这个扩展阶段称为疲劳裂纹扩展的第 II 阶段。该阶段疲劳裂纹的扩展是疲劳断裂中最重要的一环，它一直成长至某一临界长度。

疲劳裂纹在常温和大气环境下，一般是穿晶开裂，但在某些情况下，也出现晶间开裂。

2、疲劳裂纹断口的显微形貌特征

滑移是疲劳断裂的主要显微特征，但是，在判断断裂性质的微观形貌分析中，通常不是依据疲劳源区的微观形貌特征，而是主要依据裂纹扩展区的微观形貌特征来判断其断裂性质。因此，这里主要介绍该裂纹扩展区的微观形貌特征。



图 1.1.2-5 铝合金 (7178) 的疲劳条纹

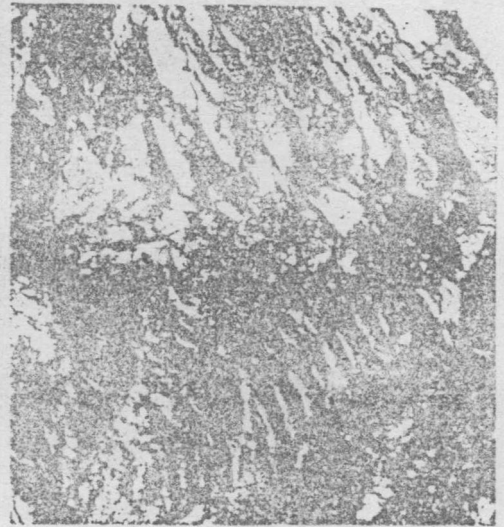


图 1.1.2-6 4340 钢疲劳条纹

(短而不连续 (放大 6800 倍))

疲劳裂纹稳定扩展阶段最突出的形貌特征是疲劳条纹的存在，如图 1.1.2-5~图 1.1.2-9 所示。这些疲劳条纹是一系列基本上相互平行的，略带弯曲呈波浪形的条纹，它们与裂纹的局部扩展方向相垂直。但必须指出，因为疲劳裂纹断口在微观上通常由许多大小不一、高低不同的小块组成，故在每一小块上的疲劳条纹是连续而平行的，但相邻小块上的疲劳条纹则不连续、不平行。每一条疲劳条纹表示一次载荷循环，条纹数与载荷循环数相等。疲劳条纹之间的距离称为条纹间距。条纹间距与裂纹尖端应力强度因子变程有关，当应力强度因子变程增加时，条纹间距增大；反之，当应力强度因子变程降低时，条纹间距较小。因此，疲劳条纹间距的变化是疲劳载荷谱在断口形貌上的反映。在断口分析

中，有时可以看到粗大的疲劳条纹，这是由于飞机发生较大过载时引起的。



图 1.1.2-7 高温镍基合金 SFG-2 的疲劳条纹

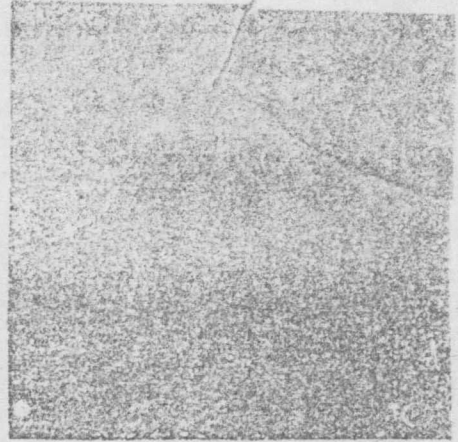


图 1.1.2-8 钛合金的疲劳条纹

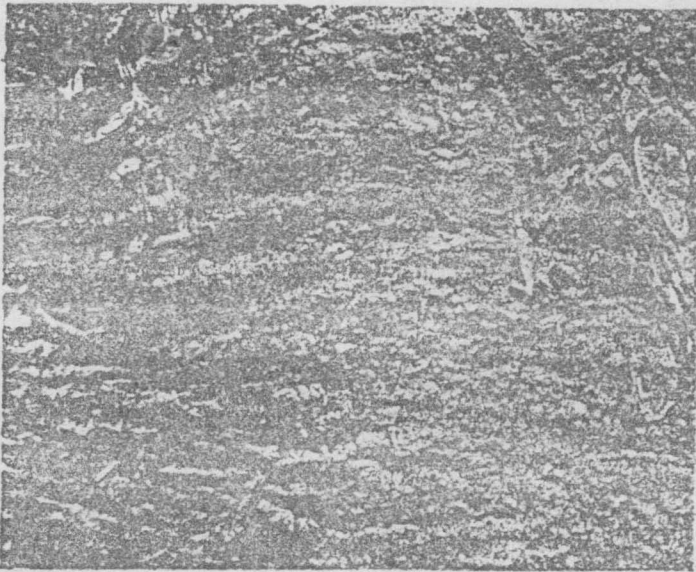


图 1.1.2-9 铜合金的疲劳条纹（放大 10000 倍又放大 3/2 倍）

并非所有的疲劳断口都有疲劳条纹。它只在疲劳裂纹扩展部位处于张开型的平面应变状态时才出现。也就是说，当疲劳裂纹断面与交变拉应力互相垂直，并在尺寸上满足平面应变条件时，才出现疲劳条纹。平面应变状态要求满足

$$B \geq 2.5 \left(\frac{K_I}{\sigma_y} \right)^2 \quad (1.1.2-1)$$

这里 B 为构件的断面厚度， σ_y 为构件材料的屈服强度， K_I 为裂纹尖端的应力强度因子。如果不满足平面应变状态，又不是正断而是剪断，就看不到有规则的疲劳条纹。当构件厚度满足平面应变状态的条件时，构件表面仍处在平面应力状态，所以，在构件的表面

附近，不会形成疲劳条纹。

疲劳条纹除受应力状态影响外，还受材料性质等因素的影响。一般说来，塑性材料形成疲劳条纹比较容易，脆性材料比较困难；对于面心立方结构的金属，如铝合金、不锈钢等，疲劳条纹比较清晰、明显、规则（图 1.1.2-5）；对于体心立方结构及密排六方结构的金属，疲劳条纹远不如前者明显，例如高强度钢 AISI-4340 的疲劳条纹就短而不规则（图 1.1.2-6）。

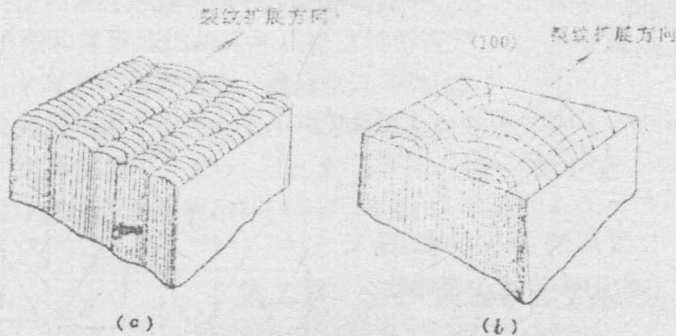


图 1.1.2-10 塑性疲劳条纹与脆性疲劳条纹示意图

(a) 塑性疲劳条纹

(b) 脆性疲劳条纹

疲劳条纹可分为两大类：塑性疲劳条纹和脆性疲劳条纹，图 1.1.2-10 给出的是这两类疲劳条纹的示意图。这两类疲劳条纹中，塑性疲劳条纹是比较常见的；脆性疲劳条纹的断口很少发生，到目前为止，还仅在高强度铝合金中观察到脆性疲劳条纹。具有脆性疲劳条纹的断口特征是：断裂途径呈放射状扇形，疲劳条纹被放射台阶割成短而且平坦的小段。

需要指出，宏观疲劳断口形貌下的贝壳线与微观疲劳断口形貌下的疲劳条纹的形成和实质是相同的。通常，疲劳裂纹扩展的前期，裂纹扩展速率很小，产生微观的疲劳条纹；而在裂纹扩展的后期，裂纹扩展速率较快，容易产生宏观可见贝壳线。

疲劳条纹的存在是辨别疲劳裂纹的主要依据。但是，没有发现疲劳条纹则不能判断为不是疲劳断裂，因为并不是所有的合金和在所有情况下，疲劳条纹都是清晰可见的，都呈现出相互平行和规则的形态，有的很不明显、很不规则，甚至没有。此时，应根据构件的受力情况和其他特征确定断裂的性质。

在疲劳断口中，除疲劳条纹以外，还存在非常类似疲劳条纹的条纹。但这些条纹的呈现与交变载荷周期不对应，形状不规则。这种形态是在断口形成以后的塑性变形所产生的，这些不规则的条纹，对断口分析来说也是相当重要的，特别是当疲劳条纹不出现时，它可以作为疲劳断裂的特征之一。

第二章 金属材料的疲劳强度

第一节 交变应力

金属材料在交变载荷(或交变应力)作用下会发生疲劳破坏。所谓交变载荷(或交变应力)是指载荷(或应力)的大小、方向随时间作周期性或不规则改变的载荷(或应力)。

为了清楚地看出应力的变化规律, 我们可将应力 S 随时间 t 的变化规律给出图形的形式, 如图 1.2.1-1 所示的正弦波就是其中的一种。

应力的每一个变化周期, 叫作一个应力循环。在应力循环中, 代数值最大的应力叫做最大应力(S_{max}), 代数值最小的应力叫做最小应力(S_{min}), 最大应力和最小应力的代数平均值叫做平均应力(S_m), 即

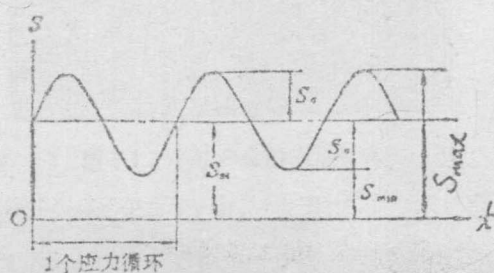


图 1.2.1-1 按正弦规律变化的应力循环图

$$S_m = \frac{S_{max} + S_{min}}{2} \quad (1.2.1-1)$$

平均应力 S_m 相当于应力循环中的静态分量。最大应力与最小应力差值的一半, 叫应力幅值 (S_a), 即

$$S_a = \frac{S_{max} - S_{min}}{2} \quad (1.2.1-2)$$

应力幅值 S_a 相当于应力循环中的变化分量。通常, 应力循环的性质是由平均应力 S_m 和应力幅值 S_a 决定的。应力循环的不对称特点由应力比 R 来表示, 它的定义是:

$$R = \frac{S_{min}}{S_{max}} \quad (1.2.1-3)$$

利用上述的概念和符号, 可以把循环应力作为时间 t 的函数, 写出循环应力的一般表达式:

$$S = S_m + S_a F(t) \quad (1.2.1-4)$$

式中, $F(t)$ 代表应力幅值 S_a 随时间的变化规律。当应力按正弦曲线的规律化时, $F(t)$ 为:

$$F(t) = \sin(\omega t + \varphi) \quad (1.2.1-5)$$

式中 ω ——应力变化的角频率($\omega = 2\pi/T = 2\pi f$);

φ ——初相位角。

那么, 循环应力可以由下式描述:

$$S = S_m + S_a \sin(\omega t + \varphi) \quad (1.2.1-6)$$

即应力 S 是时间 t 的函数。

应力循环可分为单向循环和双向循环。在单向循环中，应力仅改变大小，不改变符号。这类循环常称为脉动循环，如脉动拉伸、脉动压缩等。单向循环中的特殊情况是零到拉伸的循环和零到压缩的循环。在这种情况下， $S_{\min} = 0$ 或 $S_{\max} = 0$ 。因此， $|S_m| = S_a$ 。例如，有些耳片的受力情况，就属于这种类型。

在双向循环中，应力的大小和方向都发生变化。双向循环中的特殊情况是完全反复的循环，在这种情况下， $R = -1$ ， $S_{\max} = |S_{\min}|$ ；所以它是一个对称循环，除此以外的任何其它循环都叫作非对称循环。

第二节 S-N 曲线和疲劳极限

一、S-N 曲线

估算结构件的疲劳寿命时，需要利用反映材料基本疲劳特性的 S-N 曲线（或称 Wohler 疲劳曲线）。图 1.2.2-1 是材料 S-N 曲线的一个典型例子。这种 S-N 曲线是这样得到的，首先，利用若干个标准试件，在一定的平均应力 S_m （或在一定的循环特征 R ），不同的应力幅 S_a （或不同的最大应力 S_{\max} ）下进行疲劳试验，测出试件断裂时的循环次数 N ，然后，把试验结果画在以 S_a （或 S_{\max} ）为纵坐标，以 $\log N$ 为横坐标的半对数坐标纸上，并给出每组数据的平均值点，通过这些平均值点构造出一条曲线，它就是相应于该 S_m （或该 R ）

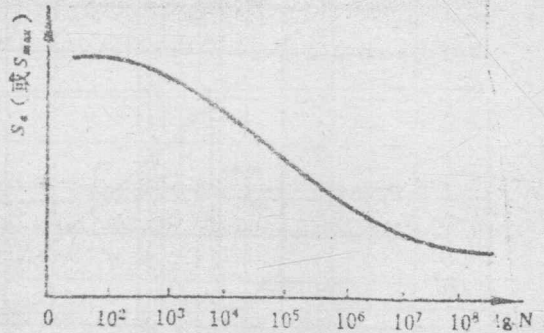


图 1.2.2-1 材料的典型 S-N 曲线

时的一条 S-N 曲线。这样得到的 S-N 曲线是指存活率为 50% 的中值寿命的 S-N 曲线。

图 1.2.2-2 是 GC-4 钢材（棒料）光滑试件的 S-N 曲线。从图中可以看出，当 N 值达到一定大的数值后，钢材的 S-N 曲线就变为平直线。但有些材料，如铝合金的 S-N 曲线的斜率很小，可是它仍然有下降的趋势。图 1.2.2-3 和图 1.2.2-4 为 7075-T6 和 2024-T3 铝合金板材在平均应力 $S_m = 0$ 下不同 Kt 时的 S-N 曲线。

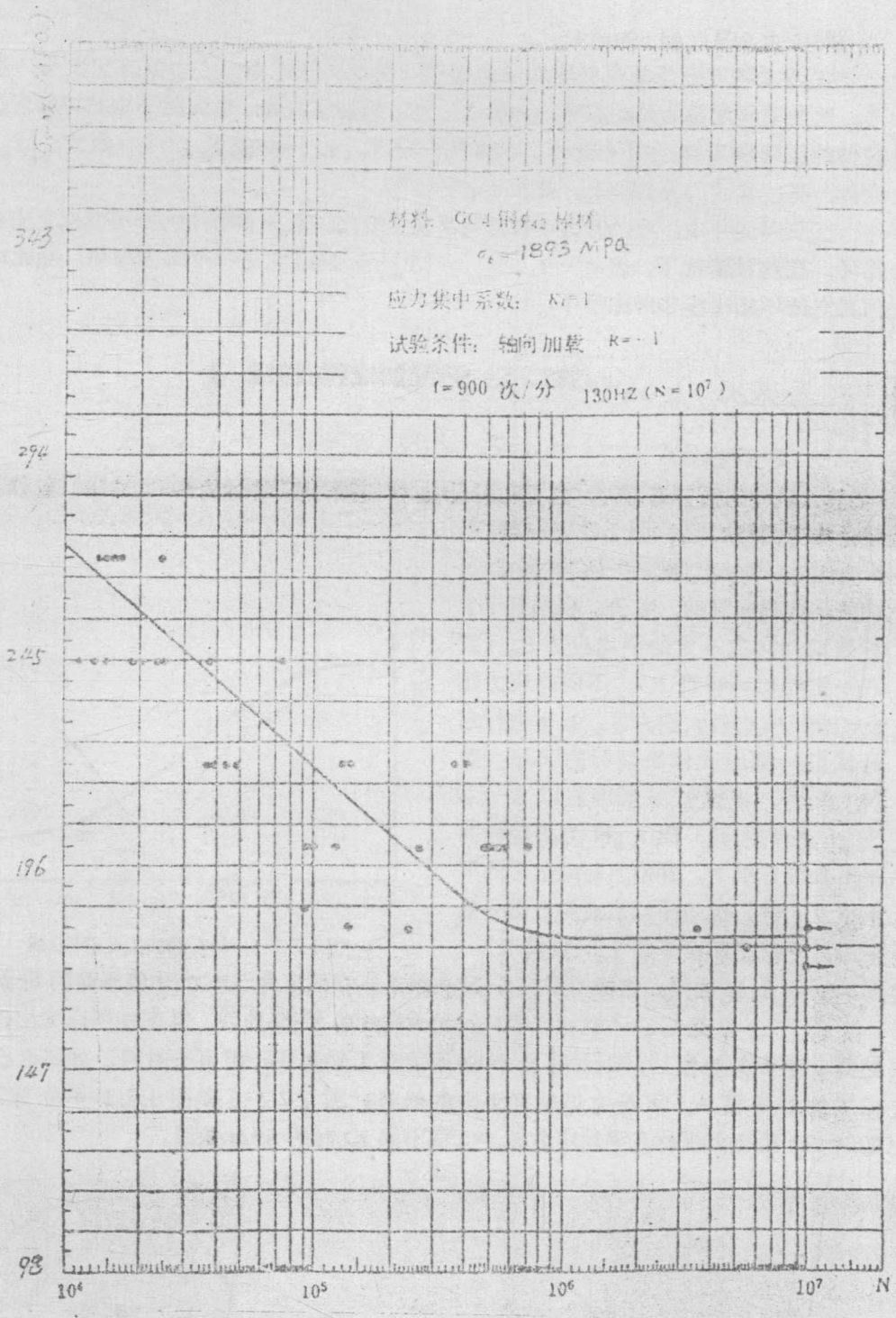


图 1.2.2-2 GC-4 钢材 (棒料) 光滑试件的 S-N 曲线

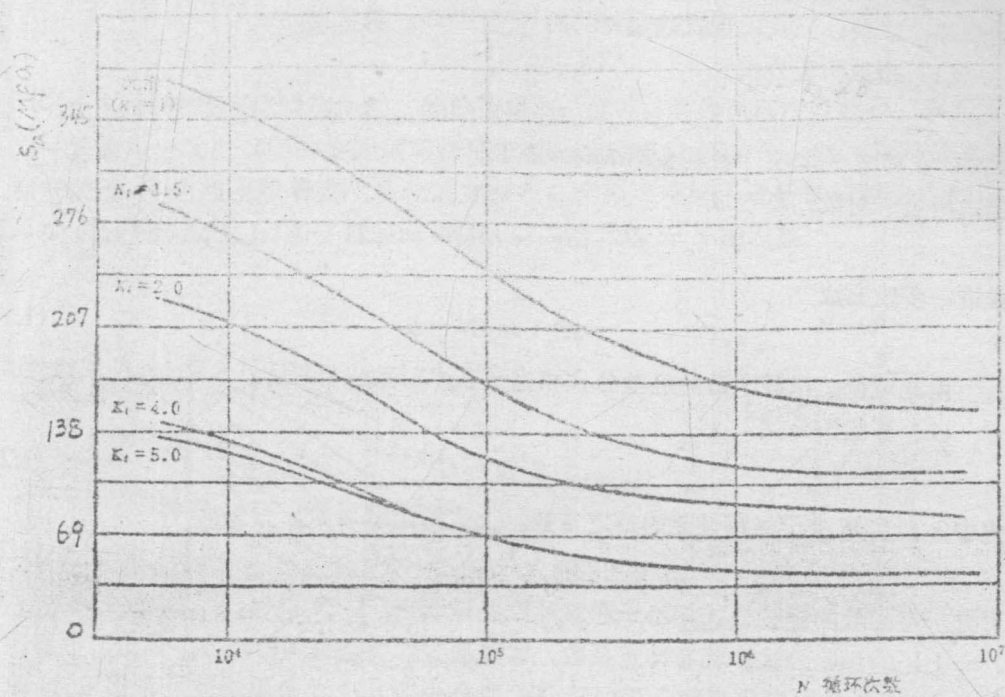


图 1.2.2-3 2024-T3 铝合金板材的 S-N 曲线 ($S_m = 0$)

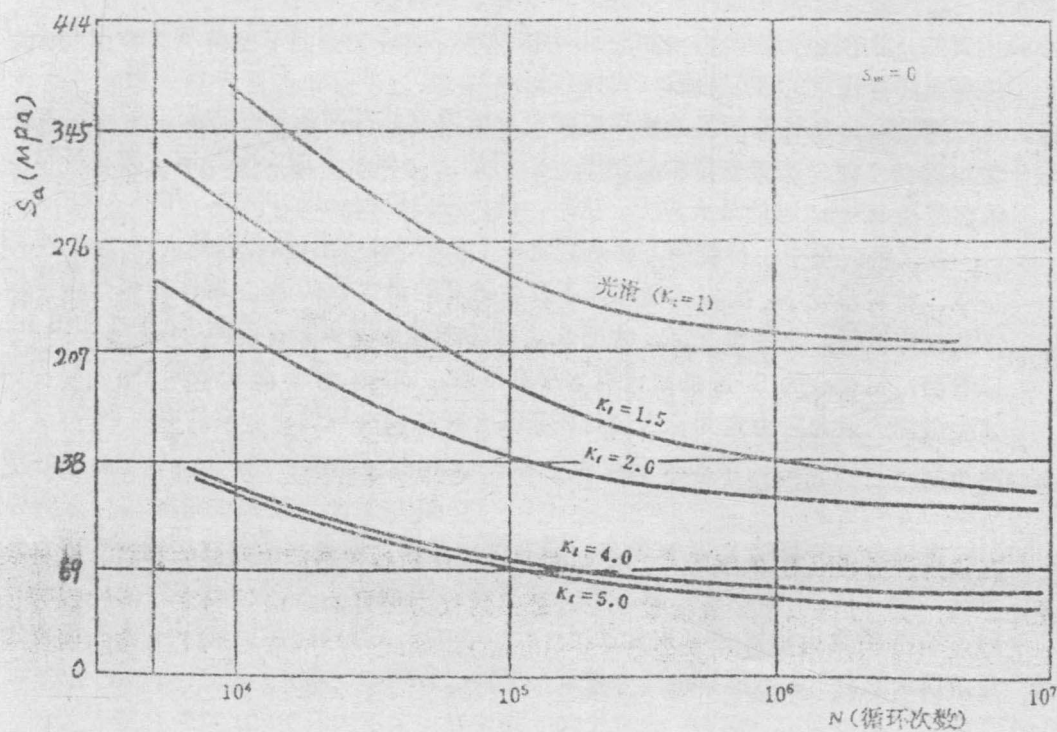


图 1.2.2-4 7075-T6 铝合金板材的 S-N 曲线 ($S_m = 0$)

由疲劳试验绘制 S-N 曲线是一件耗费很大的工作。因此，人们就想寻找 S-N 曲线的规律，以便以公式的形式确定材料的 S-N 曲线。较常见的经验公式有以下几种：

(1) 指数函数公式

$$N \cdot e^{\alpha S} = C \quad (1.2.2-1)$$

式中， α 和 C 为取决于材料性能的材料常数。

上式两边取对数，可变成

$$\alpha S \cdot \log e + \log N = \log C \quad (1.2.2-2)$$

或进一步改写成

$$\alpha S + \log N = b \quad (1.2.2-3)$$

由此可见，指数函数的经验公式相当于在半对数坐标纸上， S 和 $\log N$ 成线性关系。

(2) 幂函数公式

$$S^{\alpha} N = C \quad (1.2.2-4)$$

式中 α 和 C 取决于材料性能的待定常数。上式两边取对数，可变成

$$\alpha \log S + \log N = \log C \quad (1.2.2-5)$$

可见，幂函数的经验公式相当于在双对数坐标纸上， $\log S$ 和 $\log N$ 成线性关系。

上述的经验公式中都有待定系数。这些系数都要通过实验确定。但是，可参考同类型材料 S-N 曲线的变化规律，用经验公式拟合少数几个试验数据就可画出 S-N 曲线，这样做一般来说是比较方便的。

二、疲劳极限

在一定的循环特征下，材料可以承受无限次应力循环而不发生破坏的最大应力称为在这一循环特征下的疲劳极限（或持久极限），用 S_e 表示。对于高强度钢（例如 GC-4 钢材），其 S-N 曲线有明显的水平直线段，此段直线相对应的最大应力即为疲劳极限。通常， $R = -1$ 时，疲劳极限的数值最小。习惯上，如果不加说明的话，所谓材料的疲劳极限都是指 $R = -1$ 时的最大应力。这时，最大应力值就是应力幅值，用 S_{-1} 表示。

在工程应用中，传统的方法是规定一个足够大的有限循环次数 N_L ，在一定的循环特征下，材料承受 N_L 次应力循环而不发生破坏的最大应力 S_{max} 就作为材料在该循环特征下的疲劳极限。此种情况下，常把 S_{max} 称为条件疲劳极限。由图 1.2.2-3 和图 1.2.2-4 可以看出，铝合金的 S-N 曲线没有水平直线段。因此，通常规定承受 N_L 次应力循环而不发生破坏的最大应力定为铝合金材料在某一特定循环特征下的条件疲劳极限。 N_L 的大小通常规定为：对结构钢和其它铁基合金是 10^7 ；对非铁基合金是 10^8 ；对于各种结构元件可取为 2×10^6 。

在确定疲劳极限 S_e 的试验中，破坏准则是试件断裂或是产生明显的裂纹。这种裂纹是在低倍（如 25 倍以下）放大镜下或者是眼睛视力可见的。由于确定材料的疲劳极限时，通常总是用小试件（如直径 $d = 6 \sim 10\text{mm}$ ），因此，当试件出现了上述的明显裂纹后，很快就会断裂，所以上述两种破坏准则，实际上没有多大差别。