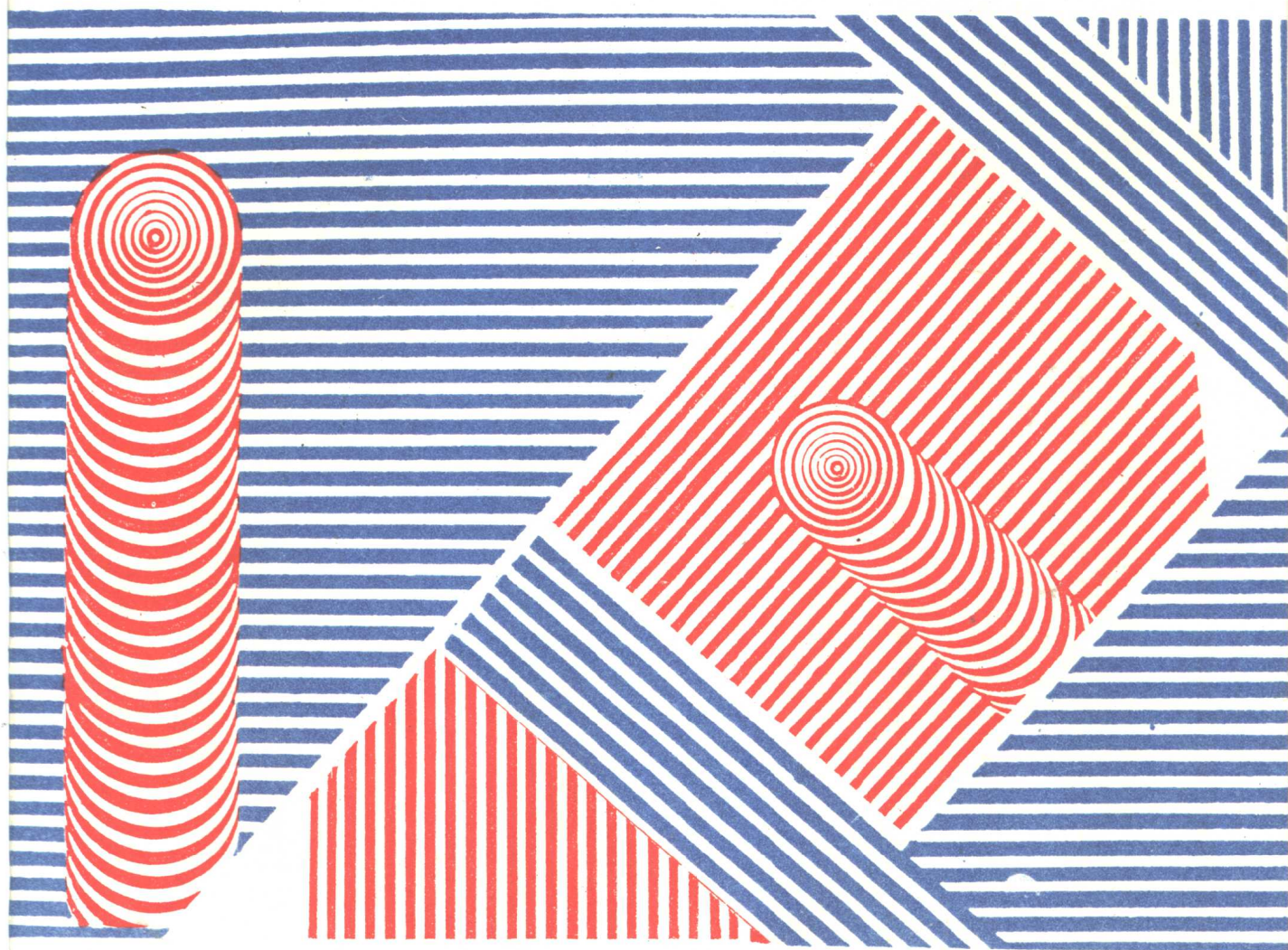


高等学校教材

结构疲劳与断裂

傅祥炯 主编



西北工业大学出版社

高等学校教材

结构疲劳与断裂

傅祥炯 主编

刘文挺 肖寿庭 傅祥炯 编
邢文珍 费斌军



西北工业大学出版社

1995年12月 西安

(陕)新登字 009 号

【内容简介】 本书适应科学技术的发展和教学改革的需要,着重介绍疲劳学和断裂力学的基础理论、分析方法和实验技术,并简要介绍它们在工业,特别是在航空工业中的应用。

本书可作为结构强度和设计专业、固体力学专业高年级学生的教学用书,也可供从事疲劳学、断裂力学方面的科技人员及相关专业大专院校师生参考。

高等学校教材
结构疲劳与断裂
傅祥炯 主编
责任编辑 王俊轩
责任校对 享 邑

*
©1995 西北工业大学出版社出版
(710072 西安市友谊西路 127 号 电话 4253407)
全国各地新华书店发行
西北轻工业学院印刷厂印装
ISBN 7-5612-0753-0/O·104(课)

*
开本: 787×1092 毫米 1/16 印张: 14.375 字数: 345 千字
1995 年 12 月第 1 版 1995 年 12 月第 1 次印刷
印数: 1—1 000 册 定价: 11.20 元

购买本社出版的图书,如有缺页、错页的,本社发行部负责调换。

前 言

本书是由航空工业总公司组织编写的航空院校统编教材,按 60 学时讲授内容编写。

鉴于疲劳、断裂作为两门学科,都形成了自身的理论基础和传统方法,其涉及的内容丰富,与金属材料、工艺、测试、数理统计等学科都有广泛的联系。本书编写时着重突出“三基”——基础理论、基本方法和基本实验技术——的介绍。一些章节附有习题与思考题,以加深对讲授内容的掌握。当讲授学时受到限制时,书中带 * 部分可以不讲或少讲。

本书编写分工如下:肖寿庭(第一至四章),刘文挺(第八、九章),邢文珍(第六、七和十章),费斌军(第五、十二和十四章),傅祥炯(绪论、第十一和十三章)并负责全书的主编,肖寿庭对各章进行了校核。

编 者

1994 年 10 月

目 录

绪 论	1
第一章 疲劳基本概念和定义	4
§ 1-1 疲劳破坏的基本特征	4
§ 1-2 疲劳载荷谱	4
§ 1-3 持久极限	7
§ 1-4 疲劳类型	7
习题与思考题	8
第二章 疲劳寿命曲线	9
§ 2-1 $S-N$ 曲线	9
§ 2-2 ϵ_a-N_f 曲线	12
§ 2-3 疲劳寿命曲线的相互转换与循环应力-应变曲线	15
§ 2-4 循环非对称性的影响	19
§ 2-5 应力集中的影响	21
习题与思考题	26
第三章 疲劳机理与疲劳断口	28
§ 3-1 疲劳机理	28
§ 3-2 疲劳断口	32
习题与思考题	40
第四章 疲劳累积损伤理论	41
§ 4-1 线性累积损伤理论	41
§ 4-2 修正线性累积损伤理论简介	46
习题与思考题	49
第五章 材料及结构疲劳试验	51
§ 5-1 材料疲劳性能实验	51
§ 5-2 结构及结构模拟件的疲劳试验	57
第六章 应力强度因子理论	61
§ 6-1 引言	61
§ 6-2 裂尖附近弹性场	62

§ 6-3 应力强度因子确定方法	71
§ 6-4 K 准则和断裂韧性 K_{Ic}	82
§ 6-5 裂纹尖端塑性区	86
习题与思考题	95
第七章 能量理论	98
§ 7-1 Griffith 理论	98
§ 7-2 能量释放率	100
§ 7-3 裂纹扩展阻力	103
习题与思考题	105
第八章 疲劳裂纹扩展	107
§ 8-1 疲劳裂纹扩展速率	107
§ 8-2 恒幅交变载荷下的疲劳裂纹扩展寿命	111
§ 8-3 不考虑载荷顺序效应时的疲劳裂纹扩展寿命计算	112
§ 8-4 高载迟滞模型	114
§ 8-5 计算疲劳裂纹扩展寿命的损伤累积方法	120
习题与思考题	121
第九章 断裂性能的测试	123
§ 9-1 平面应变断裂韧性 K_{Ic} 的测定	123
§ 9-2 疲劳裂纹扩展速率 $\frac{da}{dN}$ 的测定	134
第十章 弹塑性断裂力学基础	141
§ 10-1 引言	141
§ 10-2 塑性全量理论	142
§ 10-3 J 积分	143
§ 10-4 裂纹尖端张开位移	149
习题与思考题	155
第十一章 疲劳载荷谱	156
§ 11-1 飞机重复载荷源	157
§ 11-2 飞机疲劳载荷谱的编制	163
§ 11-3 谱的计数法	165
§ 11-4 随机载荷谱实验模拟	168
§ 11-5 超越数谱的离散化	169
习题与思考题	172

第十二章 结构疲劳寿命估算	174
§ 12-1 名义应力法	174
§ 12-2 应力严重系数法	178
§ 12-3 局部应力-应变法.....	180
§ 12-4 疲劳强度额定值法(DFR 法)	183
习题与思考题.....	187
第十三章 飞机结构断裂控制	189
§ 13-1 飞机结构设计规范的发展	189
§ 13-2 飞机结构断裂控制的基本内容	192
§ 13-3 飞机结构完整性大纲	196
习题与思考题.....	198
第十四章 常用概率统计方法	200
§ 14-1 常用概率分布函数及其数字特征	200
§ 14-2 常用概率分布函数的参数估计	205
§ 14-3 估计参数的概率分布及置信区间	209
§ 14-4 假设检验	215
主要参考资料	221

绪 论

疲劳学与断裂力学,是固体力学学科中两个有密切联系的分支学科。《结构疲劳与断裂》教材,着重讲述这两个学科领域的基础知识、基础理论和基本实验技能。内容展开之前,先对所涉及学科领域的发展背景、两学科的相互关系及本教材主要内容作简要介绍。

(一) 疲劳学及断裂力学发展背景

这两门学科的发展都有着鲜明的工程背景,也靠知识的长期累积和深入研究工作。

19世纪中期,随着蒸汽机的发明和铁路运输业兴起,机车车辆的疲劳破坏累次发生,1860~1870年间,英国每年死于铁路事故的约200人,作为机车车辆厂厂长的德国工程师沃勒(Wöhler)设计了旋转弯曲疲劳试验机,进行了一系列的试验,发现了应力幅值(而不是最大应力)的增加使疲劳寿命(至破坏的循环数)降低,获得了迄今仍在采用的疲劳寿命曲线($S-N$ 曲线),开始了疲劳学的新纪元。

但总体来看,当时人们对疲劳破坏、对低应力脆断的严重意义认识不足。在往后的一个世纪中疲劳破坏、意外的断裂事故仍层出不穷,涉及铁路、桥梁、轮船、飞机、高压容器、管道等等。其中几个比较著名事故列举如下:

1938年3月,比利时的费廉尔德大桥折成三段,坠入河中。1947~1950年间,比利时发生14起桥梁脆断事故。事故分析表明,大都是出现裂纹后造成的。

第二次世界大战期间美国建造的2500艘自由轮,在停泊海洋中竟有近700艘发生严重破坏,其中145艘断成两截。事故分析表明,多数由于焊缝夹杂或未焊透等原因出现应力集中造成的。

20世纪50年代前后,飞机结构连续发生疲劳断裂事故。1948年,美国“马丁-202”运输机在正常航班中因梁缘条疲劳破坏而失事;1951年,英国“鸽式”飞机因翼梁破坏在澳大利亚失事;1952年,美国F-89蝎式歼击机因机翼主接头疲劳破坏而连续发生事故。特别引人注目的是,1954年英国喷气式旅客机“彗星1”号连续两次在航线上发生灾难性事故,增压舱的疲劳破坏是导致失事的原因。据不完全统计,1948~1965年间,仅英、美两国就陆续发生20余起飞机结构的疲劳、断裂事故。正是这些事故,导致美国空军在60年代初的飞机设计规范中,要求采用以疲劳学为基础的安全寿命设计准则。

与此同时,缺陷和裂纹往往与低应力脆断紧密联系。随着高强度材料的选用,使问题更加突出。

1958年,美国北极星导弹固体燃料发动机壳体在试验发射时发生爆炸,爆炸时工作应力远低于材料的许用应力。调查表明,事故是由深度为0.1~1mm的裂纹造成的,材料为 $\sigma_s = 1.37 \text{ GPa}$ 的高强度钢材。

1969年11月美国F-111事件更使工程界震惊。该机在作飞机训练,进行投弹恢复动作时左翼脱落招致飞机坠毁。而该机是经过疲劳验证性试验合格,远未达到使用寿命期限的。训练时载荷也远低于设计极限载荷。调查表明,失事是由于机翼转轴接头含有缺陷未经查出,在使

用中缺陷发展成为一表面裂纹导致断裂。

1972年,我国歼5飞机因机翼主梁螺栓孔内壁发展了一条0.9 mm深的孔壁裂纹导致远低于限制载荷下的破坏,材料为高强度钢。

血的教训提醒人们,尽管在材料、设计、工艺和检测上采取种种措施,缺陷和裂纹仍然难以避免,即使是安全寿命设计也难以保证安全,因为没有办法估计带裂纹结构的承载能力。一种以带裂纹体为研究对象的学科——断裂力学——的需要,是显而易见的。

其实,早在1920年,Griffith的脆性断裂理论,就从能量的观点研究了带裂纹脆性材料的断裂问题,但并没有引起广泛的重视。直到20世纪50年代,在伊尔文(Irwin)建立了裂纹尖端场应力强度因子理论后,断裂力学才建立了较为完善的体系。与此同时,随着各国工业从第二次世界大战中复苏,高强度材料的采用,断裂分析方法获得成功。它具有很强的生命力,与其他学科相结合,形成了一系列的边缘学科和工程准则。以航空领域为例,从20世纪70年代中期开始,飞机结构设计规范就逐步开始形成以断裂力学为基础的损伤容限设计准则,作为保证结构安全性的主要准则。形成以疲劳学和断裂力学为基础的耐久性设计准则,作为结构经济维修的基础。损伤容限及耐久性准则和评定,是实施结构断裂控制的主要内容,它已经成为当代航空结构设计的重要准则并逐步扩展到其他工业部门。

(二) 疲劳学与断裂力学的关系

疲劳学研究重复载荷下材料及结构的疲劳强度及疲劳寿命问题。它以多年积累的疲劳试验数据,丰富的服役使用经验教训,研究工作者进行的大量宏、微观断口分析,深入的机理探索和已经建立的各种累积损伤理论为基础。

断裂力学研究带裂纹体的强度问题。它主要由三部分组成。静态断裂部分研究带裂纹体应力应变规律,工程上着重解决带裂纹体的剩余强度问题;疲劳裂纹扩展部分探索裂纹扩展机理、模型及裂纹扩展寿命问题;断裂力学部分应用于腐蚀环境,着重解决应力腐蚀开裂及腐蚀对裂纹扩展加速的问题。其中后两部分内容与疲劳学领域交叉。

疲劳破坏过程是从原子尺寸、晶粒尺寸到大型结构尺寸,跨越十几个量级的十分复杂的过程,形成工程界的一大难题。为研究方便,又常细分裂纹扩展过程为裂纹起始(微米量级)、短裂纹(毫米量级)和长裂纹三个阶段。断裂力学方法对长裂纹阶段有显著的效果,对短裂纹还处于探索阶段,对裂纹起始仍处于混沌状态。因此,为适应工程实际的迫切需要,对裂纹起始和短裂纹阶段,按照国内外的一些工业标准或规范,仍推荐用疲劳学方法或耐久性方法(断裂力学方法的工程应用)进行评定。至于长裂纹阶段,宜选用断裂力学方法。

在工程结构中,对可检查结构,采用断裂力学方法评定,对不可检结构,也可采用疲劳学方法。

(三) 教材内容简介

《结构疲劳与断裂》教材编写的目的,是使学生掌握结构疲劳、断裂方面的基础理论、分析方法和实验技能,为现代结构设计中采用损伤容限及耐久性等新的设计准则打下必要的理论基础。

本教材分为14章,一~五章为疲劳学,六~十章为断裂力学,十一~十三章为结构疲劳及断裂控制,第十四章作为附录,介绍疲劳及断裂常用统计方法。

在疲劳学中,要求学生了解金属材料疲劳现象及机理,重点掌握疲劳基本概念和定义及疲劳累积损伤理论和实验技术,通过作业练习,能独立进行简单元件、零构件的疲劳寿命估算。断裂力学要重点掌握线弹性断裂力学基础理论、能量理论及断裂准则,初步了解弹塑性断裂力学基础,掌握裂纹扩展及断裂韧性测试方法,比较全面地掌握裂纹扩展知识,正确应用相应的裂纹扩展模型。在疲劳、断裂控制学习中,要使学生对损伤容限及耐久性设计准则有一个概括性的了解。鉴于疲劳寿命分散性大,要用统计处理疲劳、断裂中的试验数据。课程专门设有第十四章,介绍疲劳及断裂常用概率与统计方法。

第一章 疲劳基本概念和定义^[2,7,14,15,18]

§ 1-1 疲劳破坏的基本特征

交变载荷的作用造成结构的疲劳破坏。疲劳破坏有以下基本特征：

a. 交变载荷峰值在远低于材料的强度极限情况下，就可能发生破坏，表现为低应力类脆性断裂的特征。

b. 破坏具有局部性质。无论是脆性材料还是塑性材料，疲劳破坏在宏观上均无明显的塑性变形区域。

c. 破坏之前，要经历一个疲劳损伤的累积过程。研究表明，该过程由裂纹起始（或成核）、裂纹（稳态）扩展和裂纹失稳扩展三个阶段组成。

d. 疲劳寿命具有极大的分散性。对载荷及环境，材料及结构，加工工艺等方面多种因素相当敏感。因此，在处理疲劳问题时要采用概率的方法。

e. 疲劳断口在宏观上和微观上都具有显著的特征。断口上的信息，对记录疲劳过程、研究疲劳机理以及判断事故原因，都有重要意义。

基于上述特点，“疲劳”这一术语，可概括为：材料或结构的某一点或某些点，在承受波动的应力和应变情况下，发生渐进的、局部的、带永久性的变化过程。在足够次数的波动之后，材料或结构将产生裂纹或最终断裂。

交变载荷和材料抵抗交变载荷作用的能力是要研究的两个主要方面。

§ 1-2 疲劳载荷谱

载荷随时间变化的历程称为载荷谱。所研究结构部位的应力（或应变）随时间变化的历程，称为应力（或应变）谱，有时也统称为载荷谱。

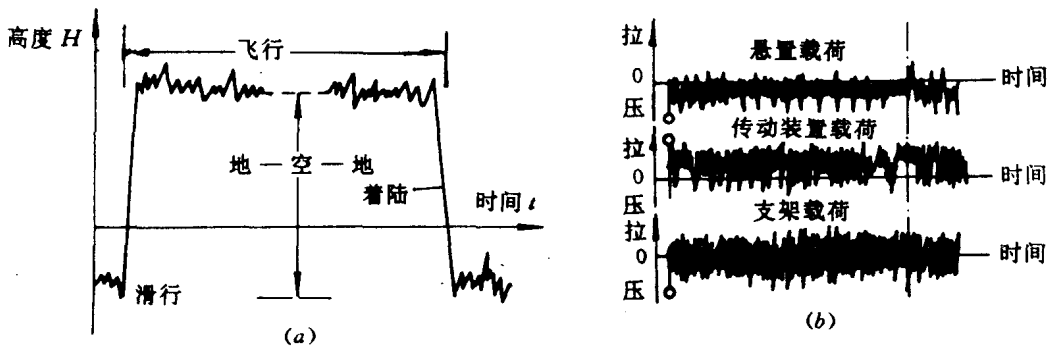


图 1-1 疲劳载荷谱举例

(a) 运输机重心过载谱 (b) 拖拉机构件的载荷谱

实际工程结构承受的载荷是很复杂的,例如图 1-1(a) 表示运输机重心过载谱;图 1-1(b) 表示拖拉机的不同部位构件的载荷谱。对于这些复杂载荷谱的处理将在第十一章中专门讨论。本章着重对基本载荷谱——等幅载荷谱(图 1-2)——相关的定义和术语作一介绍。

周期 T ——应力由某一数值开始,经过变化又回到这一数值所经过的时间间隔称为周期。

应力循环——在一个周期中,应力变化过程称为一个应力循环。应力循环可用循环中的最大应力 σ_{\max} 、最小应力 σ_{\min} 和周期 T (或频率 $f = 1/T$) 来描述。

平均应力 σ_m ——平均应力是应力循环中不变的(静态)分量,它的大小是

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2} \quad (1-1)$$

应力幅 σ_a ——它是应力循环中的变化分量,它的大小是

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2} \quad (1-2)$$

有时也称 σ_a 为交变应力。由上面两式可知

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{\max} &= \sigma_m + \sigma_a \\ \sigma_{\min} &= \sigma_m - \sigma_a \end{aligned} \right\} \quad (1-3)$$

应力范围 $\Delta\sigma$ ——是应力循环中,应力由最小到最大的变化范围,其大小为:

$$\Delta\sigma = \sigma_{\max} - \sigma_{\min} = 2\sigma_a \quad (1-4)$$

应力范围亦称应力变程。

应力比 R ——一个应力循环中,最小应力与最大应力的比值,即

$$R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} \quad (1-5)$$

应力比 R 有时也称为循环特征。在疲劳分析中,有时也用 σ_a 与 σ_m 的比值 A 表示循环应力的特征,即

$$A = \frac{\sigma_a}{\sigma_m} \quad (1-6)$$

A 称为载荷可变性系数,它与循环特征 R 的关系是

$$\left. \begin{aligned} A &= \frac{1-R}{1+R} \\ R &= \frac{1-A}{1+A} \end{aligned} \right\} \quad (1-7)$$

图 1-3 列出了不同循环特征下的疲劳应力。除静载荷外,这些疲劳应力可归为两类:一类是单向循环,另一类是交变循环。单向循环包括循环拉伸和循环压缩。其共同点是应力仅改变大小,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。其特例是零到拉伸和零到压缩的循环,在这种情况下, σ_{\max} 或 $\sigma_{\min} = 0$, 因此, $|\sigma_m| = \sigma_a$ 。如耳片承受的疲劳应力就属于这种类型。在交变循环中,应力的大小和方向都发生变化。其特殊情况是完全反复循环。在这种情况下, $R = -1$, $\sigma_{\max} = |\sigma_{\min}|$, 它是一个对称循环。例如,做旋转弯曲疲劳试验时,试件所承

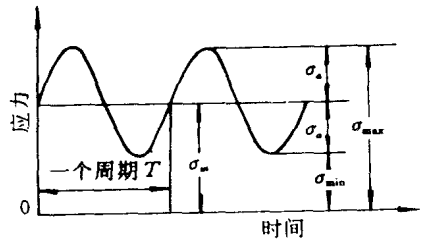


图 1-2 疲劳应力

受的疲劳应力就是这种类型。除了这种特殊情况以外的任何其它循环都叫做非对称循环。在非对称循环中, $|\sigma_m| \neq 0, \sigma_{\max} \neq |\sigma_{\min}|$, 在工程实际中, 如汽车、飞机等结构中的许多构件承受的都是非对称循环应力。

$\sigma = f(t)$ 的图形	循环的名称	应 力			系 数	
		σ_{\max} 和 σ_{\min}	σ_m	σ_a	$R = \sigma_{\min}/\sigma_{\max}$	$A = \sigma_a/\sigma_m$
	静载荷	拉伸 $\sigma_{\max} = \sigma_{\min} > 0$	$\sigma_m = \sigma_{\max} = \sigma_{\min}$	$\sigma_a = 0$	$R = 1$	$A = 0$
	循环拉伸	拉-拉 $\sigma_{\max} > 0$ $\sigma_{\min} > 0$	$\sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2} > 0$	$\sigma_a = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2}$	$0 < R < 1$	$0 < A < 1$
		零-拉 $\sigma_{\max} > 0$ $\sigma_{\min} = 0$	$\sigma_m = \frac{1}{2}\sigma_{\max}$	$\sigma_a = \frac{1}{2}\sigma_{\max}$	$R = 0$	$A = 1$
	交变循环	拉为主 $\sigma_{\max} > 0$ $\sigma_{\min} < 0$ $\sigma_{\max} > \sigma_{\min} $	$\sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2} > 0$	$\sigma_a = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2}$	$-1 < R < 0$	$1 < A < \infty$
		对称循环 $\sigma_{\max} > 0$ $\sigma_{\min} < 0$ $\sigma_{\max} = -\sigma_{\min}$	$\sigma_m = 0$	$\sigma_a = \sigma_{\max} = \sigma_{\min} $	$R = -1$	$A = \infty$
	循环压缩	压为主 $\sigma_{\max} > 0$ $\sigma_{\min} < 0$ $\sigma_{\max} < \sigma_{\min} $	$\sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2} < 0$	$\sigma_a = \left \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2} \right $	$-\infty < R < -1$	$-1 < A < \infty$
		零-压 $\sigma_{\max} = 0$ $\sigma_{\min} < 0$	$\sigma_m = \frac{1}{2}\sigma_{\min}$	$\sigma_a = \frac{1}{2} \sigma_{\min} $	$R = -\infty$	$A = -1$
	压-压 $\sigma_{\max} < 0$ $\sigma_{\min} < 0$	$\sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2} < 0$	$\sigma_a = \left \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2} \right $	$1 < R < \infty$	$-1 < A < 0$	

图 1-3 不同循环特征下的疲劳应力

§ 1-3 持久极限

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这一循环特征下的“持久极限”或“疲劳极限”,用 σ_r 表示,它是材料抗疲劳能力的重要特性。 $R = -1$ 时,持久极限的数值最小。如果不加说明的话,所谓材料的持久极限就是指 $R = -1$ 时的最大应力。这时最大应力值就是应力幅的值,用 σ_{-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数 N_c ,在一定的循环特征下,材料承受 N_c 次应力循环而不发生破坏的最大应力作为材料在该循环特征下的持久极限。为了与前面所说的持久极限加以区别,有时也称为“条件持久极限”或“实用持久极限”。 N_c 一般在 10^7 左右。

某些金属和合金的持久极限的典型值已由试验测定出来,如表 1-1 所示。其试验条件是实验室环境,零平均应力,试件为机械抛光,切割方向平行于受载方向。

表 1-1 某些材料的持久极限

材 料	拉伸强度 (MPa)	疲劳极限 (MPa)
退火金	115	$\pm 46(10^8)$
退火铜	216	$\pm 62(10^8)$
冷作铜	310	$\pm 93(10^8)$
退火黄铜	325	$\pm 100(10^8)$
冷作黄铜	620	$\pm 140(10^8)$
退火镍	495	$\pm 170(10^8)$
冷作镍	830	$\pm 280(10^8)$
镁	210	$\pm 70(10^8)$
铝	108	$\pm 46(10^8)$
4 $\frac{1}{2}$ % 铜-铝合金	465	$\pm 147(10^8)$
5 $\frac{1}{2}$ % 锌-铝合金	540	$\pm 170(10^8)$
片状石墨铸铁	310	± 130
可锻铸铁	385	± 185
磁性铁	294	± 185
低碳钢	465	± 230
铬-镍合金钢	1 000	± 510
高强钢	1 700	$\pm 695(10^8)$
钛	570	$\pm 340(10^7)$

应该指出的是表 1-1 的数据是在特定条件下得到的。对于具体引用则应考虑诸多因素的影响,例如试件的表面加工、温度和环境、加载条件以及缺口应力集中等等。

§ 1-4 疲劳类型

在疲劳载荷作用下,元件可能在高应力幅下经历数十次循环而破坏,也可能在低应力幅下

经历数千万次循环才破坏。由于疲劳寿命跨越数个量级,涉及的机理不同,表达方法也有区别。为了便于研究,有时将它分为准静态断裂、低循环疲劳和高循环疲劳三个类型,如图1-4所示。

冷静态断裂发生在应力幅值很高的区域,受载试件的断裂要么发生在第一次半循环,要么发生在很有限的几个循环,最多也只有几十次循环。这一断裂过程不是典型的疲劳断裂过程,断裂表面呈现一种典型的静态断裂形貌——坑窝,与疲劳断口的条带形貌明显不同。

低循环疲劳和高循环疲劳的划分已沿用了几十年。低循环疲劳与“塑性应变疲劳”有更多的联系,而高循环疲劳则常用应力疲劳方式来表述。实际上,疲劳过程总是与塑性应变相关,严格的划分缺乏物理基础,但习惯上和工程上仍然保留这一分类方法。

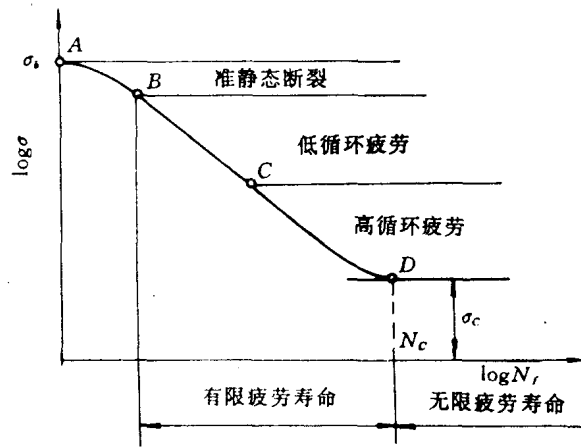


图1-4 疲劳类型

习题与思考题

1-1 什么是疲劳现象、疲劳应力、疲劳应力谱和疲劳载荷谱?

1-2 说明如下常用术语的定义:

应力循环、平均应力、应力幅(交变应力)、应力范围、应力比 R 和 A (循环特征 R 和 A)。

1-3 试导出循环特征 R 和 A 的如下关系:

$$A = \frac{1-R}{1+R} \quad R = \frac{1-A}{1+A}$$

1-4 什么叫做对称循环?什么叫做非对称循环?

1-5 定义如下术语:

持久极限(或疲劳极限)、条件持久极限(或实用持久极限)。

第二章 疲劳寿命曲线^[3~5,8,9,16,18]

对于材料、机器零件以及完整结构的基本疲劳强度的评价,人们一直应用着所谓的Wöhler曲线,即 $S-N$ 曲线,如图2-1所示。 $S-N$ 曲线确定的是应力幅 σ_a 与到断裂的循环数 N_f 的关系。许多年以来, $S-N$ 曲线一直是描述疲劳性能的仅有形式。近30年来,除 $S-N$ 曲线外,对低循环疲劳,基于塑性应变幅 ϵ_p 的疲劳寿命曲线(ϵ_p-N)在工程中得到应用。对于带缺口的零件的疲劳寿命估算则要求基于应力和基于塑性应变的两种材料疲劳性能曲线。

§ 2-1 $S-N$ 曲线

对于任何类型的疲劳载荷,构件的这种曲线都可以通过疲劳试验来确定。但仅有光滑试件在对称循环下的轴向拉压试验获得的 $S-N$ 曲线,被认为是材料疲劳性能的典型代表,属基本型。其它所有的 $S-N$ 曲线,如交变弯曲加载或在缺口试件上获得的 $S-N$ 曲线,则反映了其它因素的影响,而不是材料最基本性能的反映。如不另加说明,下面所说的 $S-N$ 曲线将是指基本的 $S-N$ 曲线。疲劳寿命 N 有很大的分散性,一般说来,只有在一定存活率下 $S-N$ 曲线才有意义,以后如未附加说明,均指在50%存活率下的中值 $S-N$ 曲线。

图2-1是两条 $S-N$ 曲线的示意图。曲线(a)有一条水平渐近线,它趋于一个极限值——疲劳极限 σ_{-1} 。这种性质的 $S-N$ 曲线对于钢和其它某些金属材料是有一定代表性的。曲线(b)没有水平渐近线,随着到破坏循环数的增加,所能承受的应力幅将不断降低,降低的速率也不断减小,与(a)不同的是没有明显的持久极限。铝合金等材料的 $S-N$ 曲线常常是这种形式的。

图2-1是两条 $S-N$ 曲线的示意图。曲线(a)有一条水平渐近线,它趋于一个极限值——疲劳极限 σ_{-1} 。这种性质的 $S-N$ 曲线对于钢和其它某些金属材料是有一定代表性的。曲线(b)没有水平渐近线,随着到破坏循环数的增加,所能承受的应力幅将不断降低,降低的速率也不断减小,与(a)不同的是没有明显的持久极限。铝合金等材料的 $S-N$ 曲线常常是这种形式的。

$S-N$ 曲线最常用应力控制加载试验来测定。另一种方法是应变控制加载试验来测定。前一种方法称为软加载循环;后一种方法称为硬加载循环。两种方法最明显的区别在于非对称循环加载的情况。带有平均应力的软加载循环,在幅值很高时将导致动态蠕变;带有平均应变的软加载循环导致应力松弛。在总应变脉动循环下,图2-2给出一个应力松弛的例子。该例表示了在高幅值循环下延性钢呈现的特性。开始的几个循环就可以看出应力松弛。在几个循环以后,滞后环对应力来说,就趋于完全的对称循环了。应力松弛速率取决于材料、塑性应变幅和平均应变。对于具有中、高强度的材料的低塑性应变幅下的循环加载,则可能观察不到应力松弛现象。

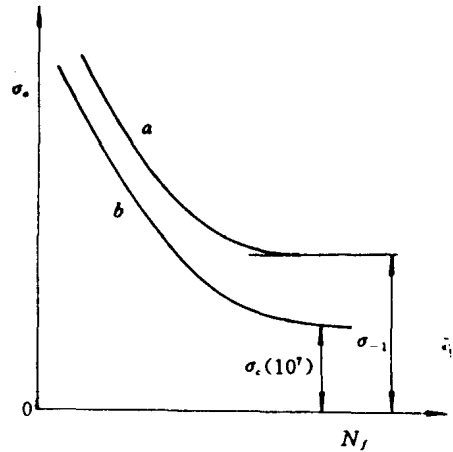


图2-1 $S-N$ 曲线示意图

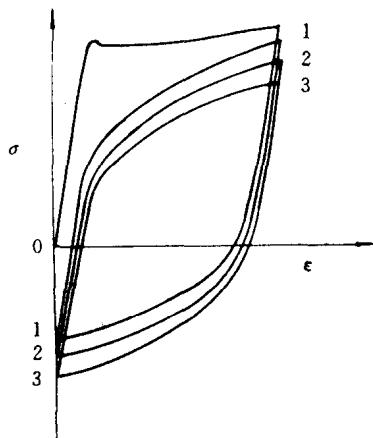


图 2-2 脉动常幅总应变下
应力松弛示意图

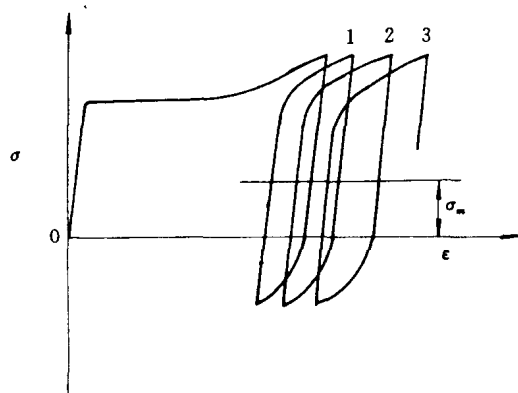


图 2-3 应力控制非对称循环下动态
蠕变现象示意图

图 2-3 是发生在带有拉伸平均应力的非对称软加载(应力控制)情况下,发生动态蠕变现象的示意图。图中平均应力和应力幅保持不变,在这一条件下材料的响应是应变幅和平均应变都发生变化。平均应变 ϵ_m 随循环数的增加而增加。在若干加载循环后,蠕变是否停止,或继续到断裂则取决于材料、应力幅、平均应力和温度。对前一种情况(蠕变停止),断裂具有疲劳破坏的特点,即有裂纹的形成和扩展(见第三章)。对后一种情况(继续蠕变),断裂是由于塑性不稳定,对于较高的温度,这一情况是具有典型性的。但也可能发生在室温情况下,特别是延性材料。

(一) S-N 曲线举例

通过常幅疲劳试验得到的 S-N 曲线通常绘制在对数坐标纸上,如 $\sigma - \log N_f$ 曲线。图 2-4 ~ 图 2-8 所示是航空常用材料的一些 S-N 曲线。

图 2-4 所示是国产高强度钢 GC4(棒材)光滑试件的 $\sigma_{max} - N_f$ 曲线。从图中可看出,在 $N_f > 10^6$ 后,曲线有一水平段,该水平线对应的最大应力 $\sigma_{max} = 182 \text{ MPa}$ 就是这种材料的疲劳(持久)极限。

图 2-5 和图 2-6 所示是国产铝合金板材的 S-N 曲线,以不同平均应力给出相应的 $\sigma_{max} - N_f$ 曲线。图 2-7 和图 2-8 所示是美国的航空常用铝合金板的 S-N 曲线。图中以不同的应力集中系数(不同缺口形状)给出相应的 $\sigma_a - N_f$ 曲线。由图 2-5 ~ 图 2-8 可见所有这些铝合金都没有明显的水平段,即没有明显的疲劳极限。

(二) S-N 曲线的经验表达式

有几种方程可以近似描述 S-N 曲线,最简单、最可接受的一种是幂函数形式

$$\sigma_a = \sigma_f' (2N_f)^b \quad (2-1)$$

其中 σ_f' 是疲劳强度系数,是由 S-N 曲线外推到第一个半循环($2N_f = 1$)的应力幅值; b 是疲劳强度指数,是双对数坐标中 S-N 曲线的斜率。经验表明, b 的范围一般在 $-0.06 \sim -0.14$ 之间。式(2-1)无论在低循环疲劳或高循环疲劳区与试验数据的拟合都是很好的,因此较为常用。