

疲劳断裂可靠性 工程学



Fatigue and Fracture Reliability Engineering

熊峻江 著



国防工业出版社

National Defense Industry Press

疲劳断裂可靠性工程学

熊峻江 著

国防工业出版社

·北京·

图书在版编目 (CIP) 数据

疲劳断裂可靠性工程学 / 熊峻江著. —北京: 国防工业出版社, 2008. 8

ISBN 978 - 7 - 118 - 05719 - 5

I. 疲... II. 熊... III. 疲劳断裂 - 可靠性工程 IV. O346.1 TB114.3

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2008) 第 067029 号

※

国防工业出版社 出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100044)

天利华印刷装订有限公司印刷

新华书店经售

*

开本 710×960 1/16 印张 12½ 字数 222 千字

2008 年 8 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—3000 册 定价 25.00 元

(本书如有印装错误, 我社负责调换)

国防书店: (010)68428422

发行邮购: (010)68414474

发行传真: (010)68411535

发行业务: (010)68472764

前 言

本书在前人工作的基础上,汇集作者在疲劳断裂可靠性工程学方面的研究成果,按学科体系纂辑而成。全书总体构思如下:

作者将材料疲劳断裂性能可靠性测定、疲劳载荷谱数据处理与编制视为结构全寿命设计与评定的两个先决条件,系统讲述了材料疲劳断裂性能可靠性测定、疲劳载荷谱数据处理与编制、结构全寿命可靠性评定以及复合材料疲劳损伤与剩余寿命可靠性预测,使用这些设计方法,可以对工程实际结构全寿命进行可靠性分析与设计;另一方面,围绕疲劳断裂损伤的不确定性 & 复合材料疲劳损伤的复杂性,从宏、细观层次,运用统计学、随机与混沌理论及损伤力学方法,重点阐述了导致宏观层次上混沌无序疲劳损伤现象的内在微观或细观有序机制,以及复合材料损伤演化模型,为疲劳全寿命可靠性设计与分散性控制,提供理论依据和分析视角。

本书注重理论联系实际,将应用问题穿插于理论分析内容之中,所列举的一些算例都来源于工程实践。因此,本书除可供从事机械结构疲劳设计和疲劳试验的研究人员参考之外,还可作为教学用书。

作者

2008年5月

目 录

第 1 章 绪论	1
第 2 章 疲劳与断裂力学的定值理论	3
2.1 疲劳破坏特征与断口分析	3
2.2 交变应力与 $S-N$ 曲线	7
2.3 等寿命曲线与广义疲劳 $S-N$ 曲面	10
2.4 穿透型裂纹的受力状态与扩展形式	12
2.5 疲劳裂纹扩展速率与广义断裂 $S-N^*$ 曲面	22
2.6 全寿命估算	27
第 3 章 疲劳寿命可靠度与置信水平	29
3.1 疲劳统计基本概念	29
3.2 疲劳寿命概率分布	38
3.3 母体参数点估计	47
3.4 母体平均值与标准差区间估计	51
3.5 母体百分位值区间估计	55
第 4 章 疲劳断裂性能可靠性测定原理	60
4.1 定量方程随机化方法	60
4.2 单点—似然法	70
4.3 广义等寿命曲线与二维广义强度概率分布	74
4.4 四参数全范围 $S-N$ 曲线与 $da/dN - \Delta K$ 曲线	85
4.5 基于不完全试验数据的疲劳性能可靠性测定	92
第 5 章 疲劳载荷谱数据处理与编制	98
5.1 疲劳载荷谱	98
5.2 雨流—回线法	99
5.3 二维疲劳载荷分布	104
5.4 疲劳应力循环分类的量化准则	106
5.5 疲劳损伤当量折算	109
5.6 实验验证	111

第 6 章 结构全寿命可靠性评定与预测	118
6.1 无限寿命设计的概率方法	118
6.2 应力—强度干涉模型的普遍式	120
6.3 断裂干涉模型	121
6.4 缩减系数法	123
6.5 分散系数法	126
6.6 经济寿命耐久性模型	129
第 7 章 复合材料疲劳损伤与剩余寿命可靠性预测	134
7.1 复合材料疲劳损伤的二阶段论	134
7.2 应力控制的疲劳剩余强度模型	135
7.3 应变控制的疲劳剩余强度模型	143
7.4 复合材料损伤本构关系	150
7.5 各项异性层板的应力集中	156
7.6 复合材料损伤演化方程与广义 $\sigma - N$ 曲面	159
第 8 章 混沌疲劳初探	163
8.1 引言	163
8.2 裂纹尖端原子运动的非线性微分动力学模型	165
8.3 裂尖原子运动的 Hopf 分叉	168
8.4 裂尖原子运动的全局分叉	173
8.5 裂尖原子运动的随机分叉	174
8.6 疲劳损伤 FPK 方程解	178
8.7 疲劳裂纹形成与扩展过程的损伤概率分布	180
参考文献	186

Contents

CHAPTER 1 INTRODUCTION	1
CHAPTER 2 DETERMINISTIC THEORY ON FATIGUE AND FRACTURE	3
2.1 Fatigue Failure Character and Fracture Analysis	3
2.2 Cyclic Stress and S – N Curve	7
2.3 Constant Life Curve and Generalized Fatigue S – N Surface	10
2.4 Stress State and Growth Mode of Penetrated Crack	12
2.5 Crack Growth Rate and Generalized Fracture S – N* Surface	22
2.6 Total Live Prediction	27
CHAPTER 3 RELIABILITY AND CONFIDENCE LEVELS OF FATIGUE LIFE	29
3.1 Basic Conceptions on Fatigue Statistics	29
3.2 Probability Distribution of Fatigue Life	38
3.3 Point Estimation of Population Parameter	47
3.4 Interval Estimation of Population Mean and Standard Deviation	51
3.5 Interval Estimation of Population Percentile	55
CHAPTER 4 RELIABILITY DETERMINATION PRICIPLES OF FATIGUE AND FRACTURE BEHAVIOURS	60
4.1 Randomized Approach of Deterministic Equation	60
4.2 Single – point Likelihood Method	70
4.3 Generalized Constant Life Curve and Two – dimensional Probability Distribution of Generalized Strength	74
4.4 Full – range S – N Curve and Crack Growth Rate Curve with Four Parameters	85
4.5 Relibility Determination of Fatigue Behaviour Based on Incomplete Data	92
CHAPTER 5 DATA TREATMENT AND GENERATION OF	

8.1	FATIGUE LOAD SPECTRUM	98
5.1	Fatigue Load Spectrum	98
081	5.2 Rain Flow – Loop Line Scheme	99
081	5.3 Two – dimensional Probability Distribution of Fatigue Load	104
	5.4 Quantification Criteria to Identify Load Cycle	106
	5.5 Equivalent Damage Formulations	109
	5.6 Experimental Verification	111
CHAPTER 6 RELIABILITY DESIGN AND ASSESSMENT FOR		
	STRUCTURAL TOTAL LIFE	118
6.1	Probability Method for Infinite Life Design	118
6.2	Uniform Formula for Generalized Interference Model	120
6.3	Fracture Interference Model	121
6.4	Reduction Factor	123
6.5	Scatter Factor	126
6.6	Durability Model to Assess Structural Economic Life	129
CHAPTER 7 RELIABILITY PREDICTION FOR COMPOSITE		
	FATIGUE DAMAGE AND RESIDUAL LIFE	134
7.1	Two – stage Theory on Composite Fatigue Damage	134
7.2	Fatigue – driven Residual Strength Model based on Controlling Fatigue Stress	135
7.3	Fatigue – driven Residual Strength Model based on Controlling Fatigue Strain	143
7.4	Composite Damage Constitutive Relations	150
7.5	Stress Concentration of Notched Anisotropic Laminate	156
7.6	Composite Damage Evolution Equation and Generalized $\sigma - N$ Surface	159
CHAPTER 8 PRELIMINARY RESEARCH ON CHAOTIC		
	FATIGUE	163
8.1	Introduction	163
8.2	Nonlinear Differential Kinetic Model of Atomic Motion at Crack Tip	165
8.3	Hopf Bifurcation of Atomic Motion at Crack Tip	168
8.4	Global Bifurcation of Atomic Motion at Crack Tip	173
8.5	Stochastic Bifurcation of Atomic Motion at Crack Tip	174

8.6	Solution of Fatigue Damage FPK Equation	178
8.7	Damage Probability Distributions for Fatigue Crack Formation and Propagation	180
	REFERENCES	186

106	2.7. Constitutive Models to Describe Load Cycle	106
109	2.8. Empirical Fatigue Formulations	109
111	2.9. Experimental Verification	111

CHAPTER 6 RELIABILITY DESIGN AND ASSESSMENT FOR

118	6.1. STRENGTH TOTAL LIFE	118
118	6.1.1. Reliability Method for Finite Life Design	118
120	6.1.2. Failure Models for Stochastic Lifetime Model	120
124	6.1.3. Factor Lifetime Model	124
129	6.1.4. Reduction Factor	129
136	6.1.5. Repair Factor	136
139	6.1.6. Damage Model to Assess Structural Economic Life	139

CHAPTER 7 RELIABILITY PREDICTION FOR CORROSION

144	7.1. FATIGUE DAMAGE AND RESIDUAL LIFE	144
144	7.1.1. Two-Stage Model on Corrosion Fatigue Damage	144
145	7.1.2. Failure-Driven Kinetic Stochastic Model based on Corrosion Fatigue	145
147	7.1.3. Fatigue-Driven Stochastic Model based on Corrosion Fatigue	147
150	7.1.4. Corrosion Damage Constitutive Relations	150
156	7.2. Stress Concentration in Notched Anisotropic Laminar Composites	156
159	7.3. Local Fatigue Damage Evolution Equation and Generalized Failure	159

CHAPTER 8 RELIABILITY RESEARCH ON CRACK

163	8.1. FATIGUE	163
165	8.1.1. Introduction	165
165	8.1.2. Continuum Mechanical Fatigue Model of Anisotropic Composites	165
168	8.1.3. Local Fatigue of Atomic Motion at Crack Tip	168
171	8.1.4. Global Fatigue of Atomic Motion at Crack Tip	171
174	8.1.5. Stochastic Fatigue of Atomic Motion at Crack Tip	174

第1章 绪论

据统计^[1,2]：因交变载荷引起的疲劳断裂事故占机械结构失效总数的80%~90%。疲劳破坏的危险性表现在结构到达疲劳寿命时无明显先兆（显著变形）就会突然断裂解体。所以，为了保证产品安全工作，精确地制定使用寿命和检修周期至关重要。

实践表明：由于作用在结构上的外载荷随机波动和结构材质、工艺的内在不均匀性，使得同一类型结构在同一工况下体现不同的效能，导致结构疲劳寿命可相差数倍之多，存在很大的分散性。显然，采用定值方法不能对结构安全进行合理评估。作为疲劳寿命标志的裂纹形成、裂纹扩展、后期断裂，受必然性和偶然性协同作用控制；必然性反映总体基本规律，偶然性反映个体随机差异，两者的耦合行为对材料或结构损伤系统产生的效应以概率演化出现。疲劳现象变化的基本规律可以由确定性方法表达其因果关系，紊乱无序的随机差异则无法用定值方法描述，但它的群体却遵循某些统计规律，可以使系统由无序变为有序，从而构成疲劳断裂可靠性工程学的理论框架。

20世纪60年代以来，各国科学家 Weibull^[3]，Freudenthal^[4]，Bogdanoff^[5]，Lin^[6]，Provan^[7]，Sobczyk^[8]和高镇同^[9]，等，对疲劳断裂可靠性做了大量开拓性工作。在前人工作的基础上，作者多年来在疲劳断裂可靠性工程学领域，开展了持续而系统的研究工作，遂将个人研究成果按学科体系纂辑成册，主要创新工作如下：

(1) 发展了疲劳断裂性能可靠性测定的定量方程随机化方法和单点似然法，建立了 $p-S-N$ ， $p-da/dN-\Delta K$ 及谱载下 $p-a-t$ 曲线的随机模型，并导出了小子样参数估计公式^[10,11]；提出了广义疲劳断裂等寿命曲线新概念与新公式，推导了二维疲劳强度与断裂门槛值概率分布^[12,13]；

(2) 发展了实测载荷谱计数处理的雨流一回线法，发现疲劳应力幅值服从半正态分布或威布尔分布，疲劳应力均值服从正态分布^[14]；发展了全尺寸结构加速试验载荷谱的编谱原理，建立了谱载下疲劳应力分类的量化判别准则与疲劳损伤当量折算新公式^[15]；

(3) 在实验观测结果的基础上，分别提出了基于应力和应变控制的复合

材料疲劳剩余强度评估模型,并建立其可靠性测定方法^[16-19];采用宏观实验分析技术,分析了复合材料疲劳损伤机理,提出复合材料疲劳损伤的二阶段论^[20];

(4) 建立了疲劳裂纹尖端原子运动的非线性微分动力方程,采用 Hopf 分叉、全局分叉和随机分叉理论,探讨了影响真实材料断裂性能的裂尖原子混沌运动的存在条件与范围^[21,22];将确定性疲劳损伤方程随机化,得到疲劳损伤随机微分方程和 Fokker - Planck 方程,通过求解方程,分别获得疲劳裂纹形成与扩展的损伤概率分布^[23]。

第 2 章 疲劳与断裂力学的定值理论

2.1 疲劳破坏特征与断口分析

早在一百多年前,随着蒸汽机的出现和铁路运输的发展,机车车轴经常发生意外破坏,即在满足静强度的条件下,经历一段时间的使用,会突然发生断裂,这一情况引起了人们注意。机车车轴在运转中承受着周期性变化的弯曲应力,这种周期性变化的应力称为“交变应力”。对交变应力作用下的车轴进行研究,发现车轴能承受的交变应力大小比能承受的静应力要小得多,这种在交变应力作用下发生破坏的现象就叫做“疲劳”破坏。

从 1849 年开始,对机车车轴进行了疲劳试验研究,不断得到在交变弯曲应力作用下,车轴所能承受的应力与导致破坏的循环次数的关系,发现车轴断裂的循环次数随应力的增大而减小,而且,当应力小于某一数值时,无论循环多少次,车轴也不会断裂,这样就作出了目前疲劳分析中常用的 $S-N$ 曲线。随着生产实践的不断发展,疲劳破坏发生的情况越来越多,问题也更加复杂,有关疲劳问题的研究也随之发展起来。

飞机结构在使用中也不断承受交变载荷,粗略地看,飞机每次飞行就是经历从起飞到着陆的周期性交变载荷作用的过程,在每次从起飞到着陆这样大的周期内,还包含着许许多多小的交变载荷,显然,飞机结构也存在着疲劳问题。但是,早期设计的飞机的疲劳问题却并不突出,这是因为,虽然飞机设计时只考虑了静强度,但是,强度储备较大,安全系数较高,使得飞机在使用中的应力水平甚至低于按现代疲劳设计所给出的许用应力,于是疲劳问题就这样被掩盖起来了。而当航空事业飞速发展时,为了使飞机具有高速度和良好飞行性能,就要求重量要尽量轻,这样,静强度计算的理论越来越精确,试验技术也越来越先进,飞机的静强度储备就留得越来越少,疲劳问题就开始暴露出来,导致不少静强度合格的飞机发生严重的疲劳破坏事故。第二次世界大战前后,约有 20 架英国“惠灵顿”号重型轰炸机疲劳破坏;1952 年美国的 F-86 型歼击机又因机翼主接头疲劳破坏而连续发生事故。在民机方面,由于使用期限长,平飞时的应力水平与设计的最小应力水平接近,情况就更严重,1948 年美国“马丁 202”型运输机失事;

1951年英国“鸽式”飞机因翼梁破坏在澳大利亚失事;1953年英国“维金”号又因主翼梁破坏在非洲失事。特别是1954年英国喷气式客机“彗星I号”连续两次发生机毁人亡的灾难性事故,引起了人们极大的重视。对打捞起的“彗星I号”残骸的分析发现,在气密座舱靠近无线电导航天线伸出处的铆钉孔边缘有疲劳裂纹;用大型水槽对气密座舱客机的全尺寸疲劳增压试验证实,破坏事故就是由此产生的。1970年7月16日,我国直升机发生过一次空难事故,机上7人全部遇难,其原因是飞机结构上存在疲劳脆弱部位,很容易产生裂纹。这起空难事件发生后,我国航空工业部门领导十分重视,当即召开了全国疲劳大会,会议指出:如何提高飞机结构疲劳强度,科学合理地确定各类飞机使用寿命已刻不容缓。几十年来,国内外对飞机结构的疲劳问题进行了大量的理论和试验研究工作,逐渐掌握了有关飞机疲劳问题的规律。生产实践中提出问题,进行研究后将成果用于设计,设计的飞机在实践中经受检验,飞机疲劳问题的研究就这样一步步地向前发展。

如上所述,在交变应力作用下发生的破坏现象叫做“疲劳”。疲劳破坏和静力破坏相比,有本质的不同。疲劳破坏的主要特征表现在:

- (1) 在交变应力远小于静强度极限的情况下,破坏也可能发生。
- (2) 疲劳破坏不是立刻发生,而要经历一定的时间,甚至是很长的时间。
- (3) 疲劳破坏前,即使对于塑性材料,也像脆性材料一样,常常没有显著的残余变形。因而事先的维护和检修不易察觉出来,这就表现出疲劳破坏的危险性。

(4) 在疲劳破坏的断口(见图2-1和图2-2)上,总是呈现两个区域:一部分是光滑区,一部分是粗粒区。破坏时,首先在某一点产生微小的裂纹,该点常被称为“疲劳源”。裂纹从疲劳源逐渐向四周扩展,由于反复地变形,裂开的两个面,时而挤压,时而分离,这样就产生了光滑区域。随着裂纹的扩展,剖面被削

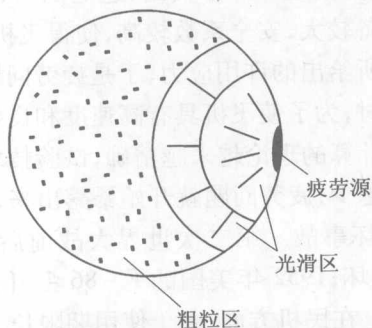


图2-1 疲劳断口示意图

弱得越来越厉害,直到剖面残存部分的抗力不足时,就会在一次较大的载荷作用下突然破坏,这种突然性的断裂常常使断裂面的材料呈现颗粒状。在实际使用过程中,如果交变应力的变化是不规律的,有时在较大应力范围内变化,有时在较小应力范围内变化,则在光滑区域上还可观察到贝壳状的纹迹。

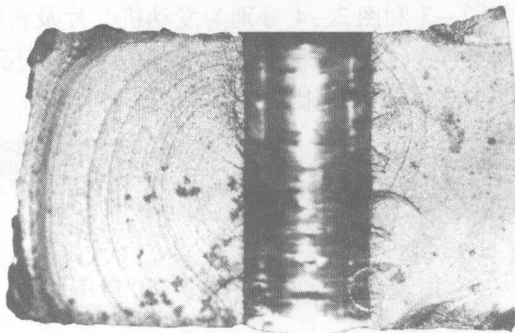


图 2-2 疲劳断口照片

掌握这些疲劳破坏的特征,有助于从断口和外形上,判断一个零构件的破坏是由于静力还是疲劳所引起的;在进行疲劳破坏分析时,也常常由此入手。那么,疲劳破坏是怎样产生的?其破坏过程的本质是怎么回事?长期以来人们对其进行了深入广泛的研究,并取得了大量研究成果,关于这一问题,在许多论著中有较详细的介绍,此处只做一简短的说明。

由于前面所述的疲劳破坏的第三个特征,即使良好的塑性材料,也像脆性材料一样,常常没有显著的残余变形,因此,在疲劳问题产生初期,曾有人认为,疲劳破坏的起因是在交变应力作用下,材料的内部结构发生了变化,由塑性材料的所谓“纤维”结构蜕化为脆性材料的“晶体”结构。随着金属学的发展,使用显微镜对金属结构组织进行了深入观察,证明:① 金属在塑性状态仍具有晶体结构;② 经过交变应力作用后,金属的结构并没有发生什么重要的改变。这样,就纠正了早期的错误认识,进一步的研究指出,疲劳破坏过程可分为三个阶段:① 疲劳裂纹形成(或生核)阶段;② 疲劳裂纹稳定扩展阶段;③ 疲劳裂纹不稳定扩展导致突然断裂。

在进行低碳钢拉伸试验时,当拉应力超过屈服极限时,则在试样表面可以见到细密的、与轴线成 45° 的线条,称之为“滑移线”。在交变应力作用下,试样表面也会出现这种滑移线,但是,它只在部分区域出现,随着循环次数的增加,滑移线带变粗变宽,而在其它地方却很少出现。当应力大于疲劳极限时,滑移带比较粗大,各条滑移线的间距也较大。此时,将试样进行电抛光,则表面上的滑移线仍然存在,这些留下来的滑移线就称为驻留滑移线。实际上,它已形成一种显微

裂纹,继续施加交变应力时,在驻留滑移线上就出现粗大的滑移带,疲劳源就常常在驻留滑移带中滑移线最密的地方形成。

在疲劳破坏特征的第四点中,曾经提到,在疲劳断口的光滑区域,常常有贝壳状的纹迹,这种纹迹一般肉眼即可看到,这种纹迹被称为“疲劳线”,有时称为前缘线或休止线。图 2-3 和图 2-4 分别为发动机叶片及翼梁下突缘疲劳断口照片,上面有清晰的疲劳线纹迹,这种疲劳线常常是判断疲劳断口的有力证据。下面就进一步说明疲劳线产生的原因。



图 2-3 发动机叶片疲劳断口照片

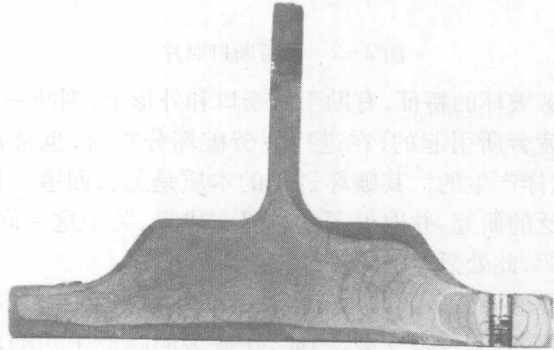


图 2-4 翼梁下突缘疲劳断口照片

当初始的疲劳裂纹(疲劳源)产生后,它将不断扩展,如果交变应力的幅值不变,同时材料是均匀的,那么,在裂纹的稳定扩展阶段,其扩展速度连续地变化,也就是说,裂纹以连续变化的速度向前推进,这时,在断口上不会出现贝壳状的疲劳线。在实验室里进行的标准试样的恒幅疲劳试验,就很少有这种疲劳线出现。但是,实际构件在工作中交变应力幅值总是变化的,材料也常常不均匀,当应力幅值一改变,或者裂纹扩展到材料的不均匀处,则裂纹扩展速度就要发生突变。这时,裂纹的突然加快或突然减缓就会在断口上留下一条环向的疲劳线,它正是此时的裂纹前缘,所以,也常称为前缘线。交变应力幅值的变化和材料的不均匀性是构成贝壳状纹迹重要原因。在贝壳状纹迹中,环向疲劳线间还有一段段的径向纹迹(见图 2-1 和图 2-2),这是由于一次突然的大载荷变化造成的。一次大的载荷突变,常使裂纹在不同的平面内发生扩展,于是,在不同的平

面间错开了一段径向纹迹,这就是径向纹迹的来由。

在恒幅交变应力下的均匀材料构件,在光滑区与粗粒区交界处也会出现环向疲劳线,它相当于裂纹的快速扩展阶段。在这短暂的时间里,由于裂纹扩展速度急剧增大,很容易造成扩展速度的突变,导致疲劳线的出现。

结构在一定的载荷作用下会发生破坏,这是静强度和疲劳强度都存在的问题,但是两者的载荷条件和破坏情况则有区别,应力集中、腐蚀和温度等对材料的静强度和疲劳强度都有影响,但是影响的情况和程度不一样;零件表面的粗糙度和零件尺寸的大小对零件的静强度 σ_b 没有什么明显的影响,但是对于零件的疲劳强度则影响明显。此外,疲劳强度还受加载频率和擦伤等因素的影响,而在静强度中并不存在这类问题。通过长期的生产实践和科学试验,人们对疲劳强度的影响因素有了一定的认识,研究发现影响材料或结构疲劳强度的因素很多,如表2-1所列。

表2-1 影响疲劳强度的因素

工作条件	载荷特性(应力状态,循环特征,高载效应等), 载荷交变频率,使用温度,环境介质
零件几何形状及表面状态	尺寸效应,表面粗糙度,表面防腐蚀,缺口效应
材料本质	化学成分,金相组织,纤维方向,内部缺陷
表面热处理及残余内应力	表面冷作硬化,表面热处理,表面涂层

2.2 交变应力与S-N曲线

交变应力即周期性变化的应力,常用 s 表示,需要特别指出的是,为区别疲劳应力和疲劳强度这两个物理量,疲劳应力符号常用 s 表示,疲劳强度则用 S 表示。常见的交变应力变化符合正弦规律,所以,可以用正弦波形描绘应力随时间变化的情况(见图2-5)。应力的每一个周期性变化称做一个“应力循环”,在应力循环中,两个极值中代数数值较大的一个叫做“最大应力” s_{\max} ,较小的一个叫做“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

$$s_m = \frac{s_{\max} + s_{\min}}{2} \quad (2-1)$$

如图2-5所示的 s_a 称为应力幅,显见

$$s_a = \frac{s_{\max} - s_{\min}}{2} \quad (2-2)$$

最小应力与最大应力的比值：

$$R = \frac{s_{\min}}{s_{\max}} \quad (2-3)$$

称为“循环特征”或“应力比”。由图 2-5 可以看出，一个交变应力可以看成两部分应力的组合：第一部分是数值等于平均应力 s_m 的静应力，另一部分是在平均应力上下对称变化的动应力。一个交变应力的 s_{\max} , s_{\min} , s_m , s_a , R 五个量之间，存在着式(2-1) ~ 式(2-3)这样三个关系，所以只有两个是独立的，只要任意给定两个，其余三个就能确定，一般常给出 s_{\max} 与 R 或给出 s_a 与 s_m 。因此，交变应力的应力水平需要用两个量(如 s_{\max} 和 R)来表示。而对于静应力，只用一个量(应力)就可以表示。

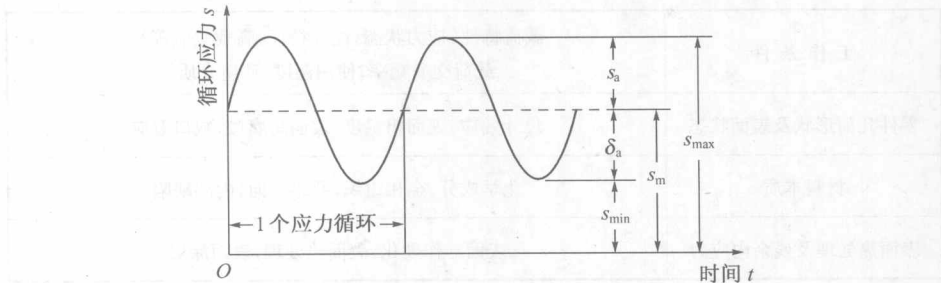


图 2-5 交变应力循环

在交变应力下，材料对疲劳的抗力一般用 $S-N$ 曲线与疲劳极限来衡量。在一定的应力比 R 下，使用一组标准试样，分别在不同的 S_{\max} 下施加交变载荷，直至破坏，记下每根试样破坏时的循环次数 N 。以 S_{\max} 为纵坐标，破坏循环次数 N 为横坐标作出的曲线，就是材料在指定应力比 R 下的 $S-N$ 曲线。 $S-N$ 曲线表示材料的疲劳强度与表示静强度明显不同，表示材料的静强度只需用单一的应力量 σ_b 即可，当应力达到 σ_b 时，材料就会破坏；但对材料的疲劳强度却不然，仅提最大应力 S_{\max} 达到某一数值材料就会破坏是不行的，必须指出对应于破坏循环次数 N 时材料破坏的 S_{\max} 值。在一般文献中，把对称循环下某一指定循环次数 N 对应的 S_a 值，叫做指定循环数 N 下的“疲劳强度”，可见，只有给出 (S, N) 两个量才能表示材料的疲劳强度。随着 N 不同， S 也随之不同，所以，全面地反映材料在交变应力下对疲劳的抗力，必须作出材料的 $S-N$ 曲线。

实验表明，一般钢和铸铁等的 $S-N$ 曲线均存在水平渐近线： $S_{\max} = S_R$ (见图