



普通高校“十二五”规划教材

邴正能 张纪奎 编著

飞机结构疲劳和 损伤容限设计



北京航空航天大学出版社
BEIHANG UNIVERSITY PRESS



普通高校“

飞机结构疲劳和 损伤容限设计

邵正能 张纪奎 编著

北京航空航天大学出版社

内 容 简 介

本书以飞机结构疲劳和损伤容限设计为中心内容,介绍飞机结构疲劳设计和结构损伤容限设计的基本原理及相关的基础理论知识,例如疲劳机理、材料的疲劳强度、断裂力学基础知识等,在此基础上重点介绍飞机结构疲劳和损伤容限设计方法。考虑民用飞机和军用飞机特点,对特殊问题进行必要的介绍(个别方法的详细介绍见附录)。全书共分13章。第1章介绍飞机结构设计思想演变和结构强度设计准则。第2章介绍疲劳强度机理和金属材料的疲劳强度。第3~6章介绍飞机结构疲劳设计理论基础和设计方法。第7章介绍结构损伤容限设计基本概念。第8章介绍与损伤容限设计相关的断裂力学基础知识。第9~12章介绍飞机结构损伤容限设计基本方法,并对飞机典型结构实例进行损伤容限分析设计。第13章介绍飞机复合材料结构疲劳和损伤容限设计。

图书在版编目(CIP)数据

飞机结构疲劳和损伤容限设计 / 酆正能, 张纪奎编
著. -- 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016. 9

ISBN 978-7-5124-2268-1

I. ①飞… II. ①酆… ②张… III. ①飞机—构造—
疲劳强度 ②飞机—损伤—结构设计 IV. ①V22

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2016)第 234102 号

版权所有, 侵权必究。

飞机结构疲劳和损伤容限设计

酆正能 张纪奎 编著

责任编辑 王 实

*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号(邮编 100191) <http://www.buaapress.com.cn>

发行部电话:(010)82317024 传真:(010)82328026

读者信箱: bhpress@263.net 邮购电话:(010)82316936

北京市同江印刷有限公司印装 各地书店经销

*

开本: 710×1 000 1/16 印张: 13.75 字数: 293 千字

2016 年 10 月第 1 版 2016 年 10 月第 1 次印刷 印数: 1 500 册

ISBN 978-7-5124-2268-1 定价: 45.00 元

若本书有倒页、脱页、缺页等印装质量问题, 请与本社发行部联系调换。联系电话: (010)82317024

前 言

航空航天技术的发展水平反映了一个国家的综合国力,飞行器设计是航空航天技术的一个重要内容,而飞行器结构设计是飞行器设计的重要组成部分。飞行器结构是指飞行器机体结构能承受和传递载荷的系统——受力结构。通常可由几千个零件根据飞行器各部件功能和要求组合成一定形式的结构,该结构在满足各部件功能的同时能承受指定的外载荷,并满足强度、刚度、寿命和可靠性等要求。

飞行器的设计演变来源于飞行器的使用实践,其对飞行器不断提出更高、更新的要求,促使飞行器不断发展,这一特点在飞机设计上体现得尤为明显,而飞机结构设计思想的演变更更为明显和系统。飞机结构设计初期以静强度设计为主,然后经历静、动强度设计,到 20 世纪 60 年代出现抗疲劳(安全寿命)设计,70—80 年代提出损伤容限设计,目前除上述要求外,又提出考虑飞机安全使用、使用费用和功能的结构完整性设计。结构疲劳和损伤容限设计是结构完整性设计的基础和主要组成部分。

目前,在国内系统地阐述飞机结构疲劳和损伤容限设计方面的教材和著作很少。鉴于此,我们编写了这本书,以满足航空高等院校飞行器设计学科专业教材的需要,同时本书也可作为航空航天工程技术人员的参考书。

飞机结构设计在飞行器结构设计中更具有典型性,故本书以飞机结构疲劳和损伤容限设计为中心内容,介绍飞机结构疲劳设计和结构损伤容限设计的基本原理及相关的基础理论知识,例如疲劳机理、材料的疲劳强度、断裂力学基础知识等,在此基础上重点介绍飞机结构疲劳和损伤容限设计方法。考虑民用飞机和军用飞机,以及复合材料与金属材料的特点,对特殊问题进行必要的介绍(个别方法的详细介绍见附录)。全书共分 13 章。第 1 章介绍飞机结构设计思想演变和结构强度设计准则。第 2 章介绍疲劳强度机理和金属材料的疲劳强度。第 3~6 章介绍飞机结构疲劳设计理论基础和设计方法。第 7 章介绍结构损伤容限设计基本概念。第 8 章介绍与损伤容限设计相关的断裂力学基础知识。第 9~12 章



介绍飞机结构损伤容限设计的基本方法,并对飞机典型金属结构实例进行损伤容限分析设计。第 13 章根据复合材料的特点,介绍复合材料结构疲劳和损伤容限设计。

在本书的编写过程中,参考了很多国内外文献资料 and 兄弟院校的有关教材,出版时得到北京航空航天大学 and 航空科学与工程学院的大力支持和资助,在此对所有文献资料原作者和资助单位表示诚挚的谢意。

在本书的编撰过程中,我们力求阐述全面、系统、准确,论述简练,通俗易懂,但由于本书的内容涉及面广,联系实际紧密,加上我们的水平和时间有限,对于书中存在的不足之处,至诚希望读者和专家批评、指正。

编 者

2015 年 6 月 29 日

目 录

第 1 章 绪 论	1
1.1 飞机结构设计思想的演变	1
1.2 飞机结构强度设计准则	2
第 2 章 疲劳破坏特性和金属材料的疲劳强度	6
2.1 疲劳破坏的特征	6
2.2 疲劳破坏断口和疲劳裂纹扩展过程	6
2.3 疲劳应力与持久极限	8
2.4 材料疲劳性能的 $S-N$ 曲线	10
2.5 影响疲劳强度的一些因素	12
习 题	14
第 3 章 飞机结构疲劳设计	15
3.1 疲劳设计的目的	15
3.2 疲劳分析原理	15
3.3 疲劳设计的基本步骤	16
3.4 飞机的疲劳载荷谱	16
3.5 结构疲劳设计的一般方法	18
3.6 疲劳试验	24
习 题	25
第 4 章 民用飞机结构疲劳设计方法	26
4.1 疲劳分析准则	26
4.2 结构细节疲劳设计——DFR 方法	29
4.3 民用飞机使用载荷和载荷谱的特点	31
4.4 疲劳强度分析	32
习 题	32
第 5 章 军用飞机结构疲劳设计方法	33
5.1 军用飞机载荷谱特点	33



5.2 军用飞机结构疲劳和耐久性分析	35
习 题	37
第 6 章 结构抗疲劳设计方法和要求	38
6.1 结构布局和细节设计	38
6.2 材料选择原则	39
6.3 制造工艺	39
6.4 防腐设计措施	39
习 题	40
第 7 章 结构损伤容限设计概述	41
7.1 飞机结构损伤容限设计概念	41
7.2 损伤容限设计的技术目标	43
习 题	44
第 8 章 损伤容限设计理论基础	45
8.1 裂纹面开裂类型	45
8.2 应力强度因子	46
8.2.1 含中心裂纹无限大板的应力场和位移场	46
8.2.2 应力强度因子	51
8.3 裂纹尖端的塑性区	55
8.3.1 Irwin 塑性区模型	56
8.3.2 应力松弛的修正	56
8.3.3 等效裂纹长度与应力强度因子的修正	57
8.3.4 Dugdale 模型	59
8.3.5 塑性区形状	60
8.4 能量释放率	64
8.4.1 能量释放率定义	64
8.4.2 能量释放率 G 的计算或确定	66
8.4.3 能量释放率 G 与应力强度因子 K 的关系	68
8.5 J 积分	69
8.5.1 J 积分定义及其守恒性	70
8.5.2 线弹性条件下 J 积分与 K 和 G 的关系	75
8.5.3 J 积分准则及其应用	77
8.6 裂纹尖端张开位移(COD)	78
8.6.1 COD 定义	78



8.6.2 COD 的计算方法	80
8.6.3 COD 准则	82
8.6.4 J 积分与 COD 的关系	83
习 题	83
第 9 章 飞机结构损伤容限设计	85
9.1 结构损伤容限设计要求	85
9.2 损伤容限结构类型和危险部位选择	86
9.2.1 损伤容限结构类型	86
9.2.2 结构设计类型的选择原则	89
9.2.3 危险部位的选择	89
9.3 损伤容限设计原则和要点	91
9.4 损伤容限设计的内容和步骤	94
习 题	100
第 10 章 结构剩余强度分析	102
10.1 结构剩余强度概要	102
10.1.1 结构破坏模式和破坏准则	102
10.1.2 结构的剩余强度要求	103
10.1.3 剩余强度载荷	104
10.2 断裂判据	105
10.2.1 断裂韧度	105
10.2.2 断裂判据	108
10.2.3 净截面屈服判据	114
10.2.4 平面应力问题的工程方法	114
10.3 剩余强度分析方法和步骤	116
习 题	118
第 11 章 疲劳裂纹扩展和检查周期的确定	119
11.1 恒幅疲劳裂纹扩展分析	119
11.2 影响疲劳裂纹扩展的主要因素	124
11.2.1 应力比 R (或平均应力 σ_m) 的影响	124
11.2.2 环境影响	128
11.2.3 加载频率的影响	135
11.2.4 材料厚度的影响	135
11.2.5 应力强度因子变程 ΔK 很高和很低时裂纹扩展速率的特点	137



11.2.6 超载的影响	137
11.3 变幅载荷下裂纹扩展分析	138
11.3.1 变幅载荷下疲劳裂纹扩展的特点	138
11.3.2 考虑超载迟滞效应的计算模型	142
11.3.3 裂纹扩展寿命的计算	149
11.3.4 腐蚀疲劳裂纹扩展速率的计算公式	150
习 题	152
第 12 章 飞机典型金属结构损伤容限设计实例	154
12.1 加劲板结构的断裂分析	154
12.2 机翼与机身连接接头的损伤容限设计	162
习 题	166
第 13 章 飞机复合材料结构疲劳和损伤容限设计	167
13.1 复合材料的力学性能和制造工艺特点	167
13.1.1 复合材料的制造工艺特点	167
13.1.2 复合材料的力学性能特点	168
13.2 复合材料疲劳与损伤特性	169
13.2.1 复合材料损伤特性	169
13.2.2 复合材料疲劳特性	175
13.2.3 复合材料结构疲劳和损伤的主要特点	177
13.3 复合材料结构疲劳设计	177
13.3.1 复合材料层合板的疲劳特性	177
13.3.2 疲劳寿命估算方法	178
13.3.3 复合材料结构疲劳载荷谱的特点	179
13.3.4 复合材料疲劳寿命分散性	180
13.4 复合材料结构损伤容限设计	182
13.4.1 复合材料损伤容限设计要求的演变	182
13.4.2 复合材料结构损伤扩展设计概念	183
13.4.3 复合材料剩余强度预测方法	184
13.4.4 军用飞机复合材料结构损伤容限设计要求	187
13.4.5 民用飞机复合材料结构损伤容限设计与验证	188
习 题	194
附录 A	195
A.1 可靠性准则	195



A.2 确定 DFR 的方法	198
A.3 标准 S-N 曲线	199
附录 B	203
B.1 地—空—地循环特性	203
B.2 疲劳强度分析	205
参考文献	209

第 1 章 绪 论

1.1 飞机结构设计思想的演变

“结构”是一个工程上常用的术语,而“飞机结构”是指飞机上能承受传递载荷的系统——受力结构。它由几千个零件结合在一起构成,相互之间没有相对运动,同时承受指定的外载荷,满足一定的强度、刚度、寿命、可靠性、经济性和安全性等要求。

飞机结构设计思想来源于飞机的使用实践和科学技术的发展,对飞机不断提出的更高、更新的要求促使飞机结构设计思想不断地发展和演变。同时,飞机结构强度设计思想也不断演变。

飞机结构强度设计发展过程大致可分为五个阶段。

1. 静强度设计阶段

飞机设计早期(大约在 20 世纪 40 年代以前),结构设计首先考虑结构静强度要求。当时认为,通过计算和实验,证明飞机结构能经受使用中最大载荷而不破坏,结构就有了足够的强度。由于当时结构设计采用的应力水平较低,强度储备较大,材料韧性好,飞机使用寿命较短,飞机上作用载荷较小,因此,没有出现其他强度问题。

2. 静、动强度设计阶段

随着飞机速度的提高,在飞行中会出现翼面颤振、发散和副翼失效等现象,因而结构的刚度要求提到日程上,在结构强度设计中必须进行动强度设计。如从 1932 年开始,在英国海空军飞机设计要求“AP-970”中已有防颤振要求。

3. 静强度、动强度、疲劳安全寿命设计阶段

在第二次世界大战后的 10 年中,世界各国的飞机在使用中出现多起疲劳破坏事故,尤以 1954 年英国“彗星”号喷气式旅客机的灾难性事故给人印象深刻,由事故分析和实验论证得到结构疲劳破坏引起了飞机空中爆炸。因此,疲劳安全寿命设计列入飞机结构强度设计规范。

4. 静动强度、疲劳寿命和损伤容限设计阶段

从 20 世纪 50 年代起至今的 60 多年中,飞机的使用寿命显著提高。战斗机由 1 500 飞行小时提高到 5 000~8 000 飞行小时,运输机由 2 000 飞行小时提高到 30 000~50 000 飞行小时。但在 20 世纪 60 年代后,原来按静动强度和疲劳安全寿命设计的多种飞机在远小于疲劳安全寿命时出现了断裂破坏事故。如 1969 年美国一架 F-111A 飞机在投弹拉起时左机翼枢轴接头断裂,机翼破坏时载荷低于设计极



限,而该机的使用时间仅 100 飞行小时,远远小于疲劳试验验证的 4 000 小时。经过断裂处断口分析,因为机翼枢轴在离枢轴中心线 67 mm 处有初始缺陷(生产过程中未检测出来),而造成小于疲劳寿命时提前产生破坏。

由上述事故可以看出,飞机使用寿命提高后,按安全寿命设计结构并不能保证飞机的安全,这是由于它没有考虑到结构中可能存在初始缺陷(材料或加工引起)和使用中损伤。20 世纪 70 年代初,美国在军用飞机强度规范中,增加了损伤容限设计要求。80 年代,美国联邦航空条例第 25 部(FAR-25)运输类飞机适航性标准中加入了损伤容限评定要求。

5. 飞机结构完整性设计

飞机结构是多个学科先进知识与技术的高度综合体,对于这种复杂的飞机结构系统,必须按工程系统工程的设计方法和管理方法进行设计。目前,对飞机结构设计提出了更高的要求,即飞机结构完整性要求。结构完整性是指影响飞机安全使用、使用费用和功能的机体结构的强度、刚度、损伤容限、疲劳强度和使用寿命的总称。为实现飞机结构的完整性而制定的总大纲称为飞机结构完整性大纲。在军用飞机规范和民用飞机适航性条例中均规定了结构完整性大纲。

1.2 飞机结构强度设计准则

飞机结构设计要综合考虑各种因素,飞机各个部件的功用不同,设计的要求也不尽相同,但共同的设计目标是保证飞机有最好的性能。因此,结构设计时都必须遵守一些共同的基本要求。在结构强度设计方面须遵循下列准则。

1. 静强度设计准则

静强度设计是飞机结构设计中最基本的设计准则,即要求在使用载荷(限制载荷)作用下,结构变形不能影响飞机正常飞行;卸载后,结构不存在永久变形;在设计载荷作用下结构不发生总体破坏。在设计中采用设计载荷法,即设计载荷 P_d 为使用载荷 P_e 乘以安全系数 f 。使用载荷 P_e 又称为限制载荷,是指飞机在使用中(整个寿命期内)预计可能遇到的最大载荷。

静强度设计准则为结构的极限载荷 P_u 大于或等于结构的设计载荷 P_d ,其公式表达为

$$P_d = fP_e \quad (1-1)$$

$$P_u \geq P_d \quad (1-2)$$

式中: f ——安全系数。

安全系数与使用载荷相乘等于设计载荷 P_d ,这与一般机械设计不同,并不是将安全系数与使用应力相乘。安全系数通常取 1.5;对于可靠性、安全性要求高,有刚度要求或有磨损零件时,可取 $f=2.0$ 。军用飞机强度规范和民用飞机的适航条例将规定一些附加的安全系数。



也可用元件极限应力大于或等于限制应力作为静强度设计准则。其表达式为

$$[\sigma] \geq \sigma_d \quad (1-3)$$

式中: $[\sigma]$ ——元件极限应力,当元件受拉时即为材料抗拉极限应力(或称材料抗拉强度 σ_b),当元件受压时为抗压临界应力;

σ_d ——由设计载荷引起的元件应力。

2. 静、动弹性设计准则

飞机在全部飞行包线内的各种外挂物组合、装载以及引起较大刚度损失的机动飞行等条件下,飞行速度直到 1.15 倍极限速度 V_{lim} 都不发生颤振、发散、嗡鸣以及其他气动弹性和气动伺服弹性不稳定现象。

静、动弹性设计准则可以概括为最大飞行速度 V_{max} 小于或等于气动弹性设计速度 V_d , 即

$$V_{max} \leq V_d \quad (1-4)$$

气动弹性设计速度 V_d 等于气动弹性临界速度 V_{cr} , V_{cr} 由下式求得:

$$V_{cr} = \max(f_f V_f, f_s V_s, f_a V_a) \quad (1-5)$$

式中: V_f, V_s, V_a ——颤振速度、机翼发散速度、副翼失效速度;

f_f, f_s, f_a ——相应的安全系数。

此外,结构设计还必须避免结构处于结构共振处附近,也不能出现过大大变形,以免影响飞机的性能。因此,结构强度设计除了考虑静强度要求外,还必须考虑刚度要求。

3. 疲劳寿命设计准则

自 20 世纪 50 年代起,飞机结构强度设计除静强度和动强度要求外,抗疲劳设计开始成为一个重要的设计准则,即疲劳寿命设计准则,它以结构无裂纹寿命为设计目标,其表达式为

$$N_e \leq N_{sa} = N_{ex}/n \quad (1-6)$$

式中: N_e ——使用寿命;

N_{sa} ——疲劳寿命;

N_{ex} ——试验寿命;

n ——分散系数,一般取 4。

4. 结构损伤容限设计准则

20 世纪 70 年代,美国在军用飞机设计规范和民用飞机适航条例中均提出飞机结构损伤容限设计技术,这是在总结以往的飞机设计、使用经验和断裂力学理论发展的基础上,以设计规范形式确定下来的一种设计准则。

损伤容限是指在规定的不修理使用期内,机体结构抵抗由于缺陷、裂纹或其他损伤引起破坏的能力。采用损伤容限设计原则主要是解决飞机结构的安全问题,故从安全性出发,对结构设计的要求是,当结构存在裂纹或局部零件破坏时仍能承受足够



的载荷。这一载荷称为破损安全载荷,其数值在强度规范中有相应的规定。也就是说,应满足规定的剩余强度要求,以保证结构的安全性和可靠性。

因此,损伤容限设计准则的要求为

$$\text{剩余强度(破损安全载荷)} \geq \text{安全系数} \times \text{使用载荷}$$

另一个重要问题是,对结构中存在的缺陷或裂纹进行彻底的、定期的检查,要求达到足够的检出概率。由结构中初始裂纹扩展到临界裂纹时的裂纹扩展周期来确定检查周期。因此,损伤容限设计准则的另一要求为

$$\text{检修周期} = \frac{\text{裂纹扩展周期}}{\text{分散系数}}$$

分散系数一般取 2。

5. 飞机结构完整性要求

为实现飞机结构完整性要求,需要制定一个总的实施大纲,称为飞机结构完整性大纲,其大纲主要任务如下:

任务一:设计资料

首先要制定结构完整性大纲的实施计划;然后为满足研制飞机的具体要求,确定飞机设计中所必需的使用准则,以保证飞机的全部要求得到满足。这一阶段的任务包括制定结构设计准则、疲劳和损伤容限设计控制计划,以及材料、工艺、连接形式选择。

任务二:设计分析及研制试验

这一阶段的任务是确定飞机设计载荷、载荷谱、环境谱,进行结构设计,同时进行应力分析、疲劳强度分析、损伤容限分析、振动分析、气动弹性分析、声耐久性分析、结构功能分析等,以及相应的研制试验。通过一系列设计、分析和试验,得到满足结构完整性要求的机体结构。

任务三:全尺寸试验

这一阶段的任务是全尺寸试验,主要包括静强度试验、疲劳试验、损伤容限试验、飞行和地面操作载荷测定、声耐久性试验、动力响应试验、地面振动试验、飞行振动试验、颤振试验、结构刚度试验、气动弹性不稳定试验等。通过一系列试验,评估结构设计的合理性,并确定是否需要进行必要的修改。

对每一个试验结果均须做出分析评定,评定其是否满足结构完整性要求,对需要进行较大修改的结构,应确定是否进行再试验,以及评定修改后的结构是否满足结构完整性要求。全尺寸结构试验结束后,应根据最终的试验结果给出评估结构完整性的结论,并确定是否调整工作计划及飞机小批生产数量等。该结果应征得适航审查当局或订货方同意。

以下任务四、五主要以军用飞机为例,民用飞机可根据适航条例要求制定。

任务四:机队管理资料

为保证结构完整性大纲实施,需要试飞单位或订货方配合并提供全部测试数据



和资料,需要向机队管理提供必要的资料和要求。

任务五:部队管理。

归纳任务四和任务五主要有下列几项任务:

① 向机队提供全尺寸试验结果,给出主要强度参数和损伤容限评定资料,协助部队和机队制定结构维修大纲。

② 要求机队和部队进行载荷/环境谱测量,协助部队制定测量项目、数据收集方法,保证提供完整的合格数据。根据测量数据确定实际应力谱。

③ 根据单机跟踪监测数据,确定单机维修周期。

④ 机队和部队应保存全部维修记录和有关资料,如质量控制技术指令,部件改装、部件和飞机编号,故障模式等。

综上所述可以看出,结构完整性是一项涉及设计、工艺、生产、质量控制试验、试飞和使用管理的复杂的系统工程,它既相互关联又相对独立工作,是设计、生产、使用三方共同参与的系统工程。结构完整性大纲贯穿整个系统工程。

从上述介绍中可知,飞机结构强度设计主要是四个方面的设计、分析与试验,关于静动强度问题有专门学科进行介绍,本书主要介绍飞机结构疲劳和损伤容限设计。

在飞机结构疲劳设计中,首先介绍金属疲劳破坏的特性和材料的疲劳强度;然后介绍结构疲劳设计的一般方法,针对民用飞机和军用飞机的特点,重点介绍当前飞机结构疲劳设计方法;最后介绍结构抗疲劳设计方法。

在飞机结构损伤容限设计中,首先介绍结构损伤容限设计的基本概念,在讲述结构损伤容限设计方法以前,必须介绍损伤容限设计的基本理论,即概要介绍断裂力学基本理论,以线弹性断裂力学为主;然后根据民机和军机的特点介绍飞机结构损伤容限设计方法;最后以典型飞机结构为例介绍提高结构损伤容限特性的措施。

复合材料在比强度和比刚度方面,与金属材料相比,有显著优越性。30多年来复合材料在飞机结构中的应用很大发展,目前已由次要结构发展到主承力结构,某些飞机结构中复合材料比重已超过金属材料。复合材料结构设计技术也得到飞速发展,已不是初期的用静强度设计覆盖疲劳、损伤容限、可靠性等设计。故本书用专门章节,根据复合材料特点,介绍复合材料结构疲劳与损伤容限设计。

由于本书篇幅限制,关于疲劳和断裂实验方面的知识在本书中不作介绍,请参考相关资料。

第2章 疲劳破坏特性和 金属材料的疲劳强度

2.1 疲劳破坏的特征

疲劳破坏的定义:结构材料在交变载荷作用下出现破坏(失效或断裂)称为疲劳破坏(断裂)。

疲劳破坏的特征与静力破坏有着本质的不同,主要有以下几点:

① 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的改变,这种交变载荷(或交变应力)也常称为疲劳载荷(或疲劳应力)。在交变载荷作用下,当构件中的交变应力远小于材料的强度极限时,构件就可能发生破坏。

② 不论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。

③ 疲劳破坏常具有局部性质,并不涉及整个结构(往往此局部破坏会造成整个结构破坏),因而局部改变该部位细节设计或采取适当的工艺措施,即可明显地增加疲劳寿命。因此,结构的抗疲劳破坏能力不仅取决于所用材料,而且与构件的形状、尺寸、连接形式、受载形式、表面状态和环境条件等密切相关。

④ 疲劳破坏是一个累积损伤的过程,要经历一定的时间历程,甚至是很长的时间历程。材料(或结构)在疲劳载荷作用下,从无裂纹(缺陷或损伤)到疲劳破坏所经历的时间历程称为疲劳寿命。

⑤ 疲劳破坏断口在宏观和微观上均有其特征,特别是其宏观特征在外场目视检查即能发现疲劳裂纹,有助于判断是否属于疲劳破坏,疲劳源在何处等。

2.2 疲劳破坏断口和疲劳裂纹扩展过程

疲劳破坏断口的微观分析是研究疲劳破坏过程的一个重要方面,此处主要介绍一些结论。疲劳破坏断口按照断裂过程有三个区域,即疲劳核心区(疲劳源)、疲劳裂纹(稳定)扩展区、裂纹扩展(不稳定)的快速断裂区。

1. 疲劳核心区(疲劳裂纹成核阶段)

在交变载荷作用下,在低于屈服应力时,试件或零件表面,特别是局部高应力处(有时高于屈服应力),会出现滑移带,滑移带的形变很强烈,随着循环次数增加,由位



错造成的滑移带是产生疲劳裂纹的最根本原因。有时试件表面可以观察到有“挤出”或“挤入”现象,从而形成微裂纹的核。局部高应力处、缺口、内部气孔等都促进疲劳裂纹的形成。

2. 疲劳裂纹扩展区的两个阶段

第Ⅰ阶段(微观裂纹扩展阶段):从疲劳核心开始由滑移带的主滑移面(离表面仅十几微米)向金属内部扩展,滑移面的取向与主应力轴线呈 45° 。有许多沿滑移带的微裂纹,如图2-1所示,微裂纹扩展很慢,裂纹通过晶界后逐渐转向。

第Ⅱ阶段(宏观裂纹扩展阶段):裂纹扩展平面和主应力轴线呈 90° ,见图2-1,裂纹扩展速率加快,在断口上有疲劳条纹,每一条疲劳条纹都对应一次载荷循环(有时也不符合)。载荷越大,扩展速率越快,疲劳条纹间距越大。

裂纹在第Ⅱ阶段中的扩展(即亚临界裂纹扩展)过程,是裂纹顶端区域金属在剪切应力作用下发生反复塑性形变的过程,如图2-2所示。

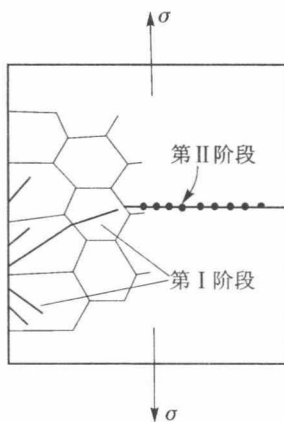


图 2-1 裂纹扩展过程

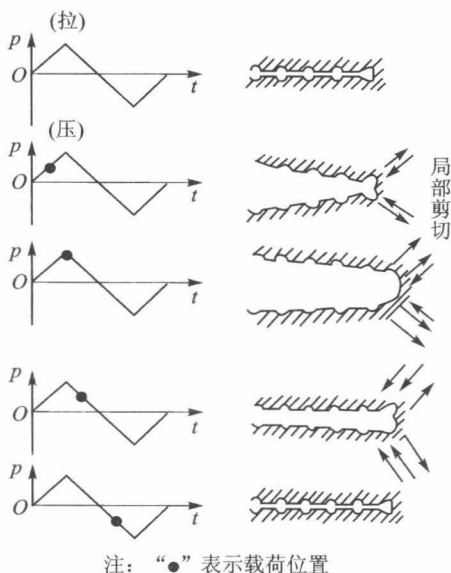


图 2-2 裂纹在第Ⅱ阶段中的扩展机理

在一个循环的 $1/4$ 周期内施加一拉伸载荷时,裂纹顶端因受剪切而发生塑性变形,其形状由尖锐状逐渐变钝。在下一个 $1/4$ 周期卸载时,裂纹顶端两侧表面逐渐向一起靠拢,由此裂纹向前扩展一段距离,其扩展量正比于拉伸循环中裂纹顶端产生的新表面与压缩循环中裂纹顶端回复的表面之差,当全部卸载后,裂纹顶端又呈尖端状。裂纹向前扩展一段长度,在断口表面上遗留下一条痕迹,这就是通常在断口金相图片上看到的典型的疲劳条纹。根据断口上的疲劳条纹间距,可以研究疲劳裂纹扩展速率与各物理量的变化规律,分析断裂故障件的受力状况。