

V215/1002-20



# 结构疲劳强度

吴富民 主编

西北工业大学出版社

V 215/1002

315 13913861402

本书是由航空工业部航空所编的，是航空部航空所编的“飞机结构疲劳强度”教材的  
 系的上补充修读教材的。本书在编写中参照了国外有关文献，并参考了国内有关文献，  
 力求做到概念清晰，重点突出，由浅入深，循序渐进，力求做到概念清晰，重点突出，由浅入深，  
 循序渐进，力求做到概念清晰，重点突出，由浅入深，循序渐进。本书可作为高等院校航空  
 专业及相关专业的教材，也可供从事飞机结构疲劳强度工作的工程技术人员参考。

# 结构疲劳强度

吴富民 主编

本书可作为飞机结构疲劳强度或飞机设计专业之结构疲劳强度课程的教材。本书可作为  
 航空专业及相关专业的教材，也可供从事飞机结构疲劳强度工作的工程技术人员参考。本书  
 可作为高等院校航空专业及相关专业的教材，也可供从事飞机结构疲劳强度工作的工程技  
 术人员参考。本书可作为高等院校航空专业及相关专业的教材，也可供从事飞机结构疲劳  
 强度工作的工程技术人员参考。本书可作为高等院校航空专业及相关专业的教材，也可供  
 从事飞机结构疲劳强度工作的工程技术人员参考。



30332280

主编 吴富民  
 副主编 林 国 魏 锦 玉 贤

航空工业出版社  
 北京

西北工业大学出版社

599225

## 内 容 简 介

本书根据国内外航空工业的发展和需要,着重介绍了疲劳破坏特征和断口分析、金属材料的疲劳强度、影响疲劳强度的一些主要因素、累积损伤原理及疲劳试验等基本知识;对疲劳强度中常用的一些统计方法及疲劳寿命估算方法等作了较详细的阐述和举例;对飞机疲劳载荷谱、飞机的抗疲劳设计等也作了必要的介绍。

本书可作为飞机结构强度和设计专业的教学用书,也可供从事疲劳强度方面工作的科技人员及有关专业大专院校师生参考。

# 结构疲劳强度

吴富民 主编  
阎林 责任编辑  
西北工业大学出版社

### 结构疲劳强度

吴富民 主编  
责任编辑 阎林

西北工业大学出版社  
陕西省新华书店发行  
西北工业大学印刷厂印刷

开本 787×1092 毫米 1/16 印张 15.25 插页 1 字数 377 千字  
1985 年 4 月第一版 1985 年 4 月第一次印刷 印数 0001—5000 册  
统一书号: 15433·008 定价 2.82 元

2.56

带小孔液压管  
机孔板、

## 前 言

本书是由航空工业部组织编写的，是在原吴富民等所编的“飞机结构疲劳强度”教材的基础上补充修改写成的。

本书在编写中对原教材作了必要的补充，其中第八章抗疲劳设计，第四章中的第五节疲劳极限的测定等是新补充的，但更多的是在原有的章节中进行修改补充。全书新补充部分的内容约占25%。

由于考虑到另有断裂力学教材，故有关断裂力学部分的内容未编入本书。

本书可作为飞机结构强度专业或飞机设计专业的结构疲劳强度课程的教材或教学参考书。讲授中学时受到限制时，书中打\*号部分的内容可不讲或少讲。根据我们过去多年来讲授该课程的经验，为了使学生不但对疲劳强度问题具备必要的基础知识，并且对疲劳寿命估算及疲劳试验数据的处理等具有一定的计算能力，在本书的第二、四、五、六、七等各章应安排一定的作业。另外，过去我们对第七章的疲劳寿命估算曾多次安排过一个作业，对学生掌握常规疲劳寿命估算方法似有较好的效果。

参加本书编写的分工如下：吴富民（绪论及第一、二、五、六、八、九章），张保法（第三、七章），林富甲（第四章）。全书由吴富民主编。

本书全文由北京航空学院高镇同教授作了细心审阅。

编 者

1983年4月

疲劳寿命：试样在交变循环应力或应变作用下  
直至发生破坏前所经受应力或应变的  
循环次数。

So. I has made a big mistake.  
I wrong!

## 目 录

绪 论	1
第一章 疲劳破坏的特征及断口分析	5
§ 1-1 疲劳破坏的特征	5
§ 1-2 疲劳破坏的断口分析	6
第二章 金属材料的疲劳强度	16
§ 2-1 疲劳应力与持久极限	16
§ 2-2 描述材料疲劳性能的S-N曲线	18
§ 2-3 不同应力状况下的疲劳强度	24
§ 2-4 复合应力状态下的疲劳强度	29
* § 2-5 高应变低循环疲劳问题	30
- § 2-6 材料的循环应力—应变曲线	32
- § 2-7 材料的应变-寿命(或 $\epsilon-N$ ) 曲线	37
第三章 影响疲劳强度的一些因素	41
√ § 3-1 应力集中的影响	41
√ § 3-2 尺寸效应	47
√ § 3-3 表面加工及表面处理	51
§ 3-4 腐蚀及擦伤	56
§ 3-5 温度影响	60
§ 3-6 加载频率	63
§ 3-7 其它影响	64
第四章 疲劳强度常用统计方法	67
§ 4-1 统计量	68
§ 4-2 疲劳安全使用寿命的确定	71
§ 4-3 假设检验与对比试验	83
§ 4-4 S-N曲线及P-S-N曲线的测定	93
* § 4-5 疲劳极限的测定	101
第五章 疲劳载荷谱	112
§ 5-1 飞机疲劳载荷谱介绍	113

目 录

✓ * § 5-2 载荷-时间历程的数据处理方法 .....	123
§ 5-3 飞机疲劳载荷谱的编制 .....	134
<b>第六章 疲劳累积损伤理论</b> .....	140
§ 6-1 线性累积损伤理论及其应用 .....	141
§ 6-2 其它累积损伤理论的提出及修正线性累积损伤理论简介 .....	144
<b>第七章 飞机结构疲劳寿命的估算方法</b> .....	149
§ 7-1 飞机结构疲劳寿命(名义应力)估算方法简介 .....	150
✓ § 7-2 常用疲劳寿命估算方法应用举例 .....	155
* § 7-3 用于连接件的疲劳寿命估算方法——应力严重系数法 .....	167
—* § 7-4 局部应力——应变法 .....	179
<b>*第八章 抗疲劳设计</b> .....	192
§ 8-1 抗疲劳设计的两种设计方法(或设计概念) .....	192
§ 8-2 飞机抗疲劳设计的步骤和内容 .....	197
* § 8-3 提高飞机结构疲劳强度的一般设计原则 .....	198
* § 8-4 连接件的抗疲劳设计 .....	203
<b>第九章 疲劳试验</b> .....	217
§ 9-1 概述 .....	217
§ 9-2 疲劳试验中的试验件及载荷形式 .....	220
§ 9-3 全尺寸结构疲劳试验 .....	229
主要参考文献 .....	233

## 绪 论

人的认识一点也不能离开实践，而且一个正确的认识，往往需要经过由物质到精神，由精神到物质，即由实践到认识，由认识到实践这样多次的反复，才能完成。人们对疲劳强度问题的认识，正是经历了这样一个过程。

十九世纪是蒸汽机发明和铁路建设扩展的时期，伴随而来的是机车车辆不断出现疲劳破坏，这个问题引起了人们的注意。到十九世纪中期，工程技术人员已经认识到交变应力对金属强度的不良影响，他们通过试验得出了结论，认为在交变作用情况下的载荷等于极限载荷的三分之一是安全的<sup>①</sup>。后来为了防止机车车辆发生疲劳断裂，为了求出车辆在运行中能承受的最大作用力，兼机车车辆厂厂长的德国工程师沃勒（Wöhler）设计了疲劳试验设备（一种旋转弯曲疲劳试验机），做了一系列疲劳试验，发现产生断裂的循环次数随应力幅值的增大而减小，得出了我们目前在疲劳分析中常用的  $S-N$  曲线（在西方，特别是在德国常称为沃勒曲线）。当时，通过试验还发现疲劳裂纹常在尖角等应力集中处开始，并且已经知道：为消除尖角的有害影响，必须采用圆角。但是，由于人们对于交变载荷作用下局部应力集中现象对疲劳破坏的严重意义认识不足，长期以来常常由于对局部细节设计的疏忽，未能有意识地使构件的形状转折处或截面突变处有足够大的圆角过渡，以减缓应力集中现象，导致受交变载荷的结构物提前发生疲劳破坏。

很多结构物都承受不断变化的交变载荷。例如，飞机、轮船、汽车、火车等交通运输工具由于大气紊流、水浪，及道路不平引起的颠簸会承受交变载荷是显而易见的。就是对于桥梁、房屋等这些似乎完全不动的结构物同样也会承受交变载荷。因为桥梁上驶过车辆时，房屋中机器设备运转时，均会引起交变或振动载荷，甚至刮风也会使桥梁或房屋引起交变载荷。所以，交变载荷对结构物来说是经常会遇到的，只是有的结构物交变载荷不严重（如房屋），有的结构物较严重（如飞机）。下面以承受交变载荷较严重的飞机结构为例来讨论疲劳强度问题。

飞机结构在实际使用中是不断承受交变载荷的（飞机结构受交变载荷的情况第五章中将作具体介绍），但是早期设计飞机只从静强度进行考虑，只要通过计算和试验证明飞机结构能经常受得住可能产生的最大使用载荷（还要有一定的安全系数），就认为具有足够的强度了。事实上，飞机中较早出现破坏的地方，常是某些振动剧烈，反复加载较为严重的区域。一些金属零件和接头等则往往从开槽或孔洞等应力集中处出现疲劳裂纹。这些问题引起了从事飞机设计和制造人员的注意，并着手进行应力集中对飞机疲劳寿命影响的研究工作。由于早期设计的飞机，相对来说使用应力水平不高，强度储备较大，所用材料抗疲劳性能较好等等原因，飞机结构的疲劳问题并不突出，疲劳强度问题也还没有引起有关部门的重视。如

<sup>①</sup> 这个结论与现在对钢材的弯曲疲劳极限约为  $0.4\sigma_s$  的试验结果是基本符合的。

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还没有具体要求，也不要求进行什么全尺寸结构疲劳试验等。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之间的矛盾逐渐暴露出来了。有不少静强度看来足够的飞机，在使用中相继发生严重事故。例如，第二次世界大战前后，就已发现有些飞机部件遭受疲劳损伤十分严重，甚至全机报废。当时约有二十架“惠灵顿”号重型轰炸机发生疲劳破坏。1952年美国F-89蝎式歼击机因机翼接头疲劳破坏，而连续发生事故。在民用机方面，由于使用期限长，使用应力水平与设计应力水平接近，情况更为严重。1948年，美国“马丁-202”号运输机在正常航班中因翼梁疲劳破坏失事；1951年英国“鸽式”飞机因机翼翼梁破坏在澳大利亚失事；1953年英国“维金”号又因主梁破坏在非洲失事；1954年英国喷气式旅客机“慧星-I”号连续两次在航线上坠毁失事。有人统计，从1948年到1965年期间，仅英、美两国曾陆续发生二十余起因疲劳强度不够而造成重大事故或故障。

最初，飞机结构疲劳破坏没有引起人们足够的重视，对发生事故的原因也没能进行应有的分析、研究。由于疲劳破坏事故不断出现，特别是1954年喷气式旅客机“慧星-I”号连续两次发生机毁人亡的事故后，引起了震惊。对打捞起来的飞机残骸进行分析后，发现在气密舱靠近无线电导航天线伸出处的铆钉孔边缘有疲劳裂纹，事故就是从这里发生的。于是建造了大型水槽，对有气密座舱的客机进行全尺寸疲劳试验，并大力加强对飞机结构疲劳问题的研究。近三十年来，很多国家对疲劳强度问题进行了大量研究工作，如全机疲劳试验就已进行过几百架。研究的问题也越来越广泛、深入。这些情况又一次说明，当人们的思想认识不符合于已经发生了变化的客观情况时，就会在实践中失败，受挫折。可是“人们经过失败之后，也就从失败取得教训，所谓“失败者成功之母”，“吃一堑长一智”就是这个道理”。通过对飞机事故的分析、研究，发现了飞机结构的疲劳问题。经过不断地研究、试验，再经过实践的考验，人们认识了飞机结构疲劳破坏的一些规律，又应用这些规律来指导飞机的设计、制造和使用，使航空事业得到了新的发展。现在人们已经认识到，飞机结构的疲劳强度问题和静强度问题一样也是考核飞机强度时必须给以充分注意的问题。根据我国的统计，飞机在外场使用发生的强度问题中，有80%以上都是因疲劳破坏引起的，也发生过因飞机机翼等结构疲劳破坏引起的严重事故。另外，直到最近，国外飞机仍然有因飞机结构疲劳强度问题考虑不周而发生严重事故的（如1979年美国DC-10飞机曾因发动机短舱在飞行中被突然甩掉而造成机毁人亡的惨重事故）。从这个意义上讲，飞机结构的疲劳断裂问题就更需要强调其重要性了。

近年来，飞机结构的疲劳断裂问题确实越来越突出了。现将其主要原因归结如下：

(1) 飞机的使用寿命不断加长。过去的歼击机只要求一、二千飞行小时寿命。运输机、轰炸机等一般地只要求几千飞行小时寿命。但现在新设计的歼击机可能要求6000~8000飞行小时寿命；大型运输机、轰炸机及空中加油机等均要求几万飞行小时寿命。例如我国自行设计的大型客机就要求有三万飞行小时寿命。而我国飞机结构的疲劳强度问题最早是由某歼击机的延寿要求提出来的。

(2) 飞机速度的提高。喷气发动机的出现，使飞机速度突破音障，得到一个飞跃。而飞机速度的不断提高，大大增加单位飞行时间内飞机的飞行距离，从而常常增加飞机在单位时间内遇到的突风载荷次数。对歼击机来讲，飞机速度的提高，就直接导致飞机机动过载值的



增大。突风载荷及机动载荷都是引起飞机结构疲劳损伤的重要疲劳载荷。

(3) 飞行高度的增加。新的喷气式飞机的飞行高度可达一万米以上，飞机在高空飞行需采用气密舱。飞行高度增加，座舱内外的压差加大。这种压差载荷是随飞机的起落反复变化的，机身壳体受这种反复载荷的作用，对疲劳强度来说是一个需要特别注意的问题。前面提到的“慧星-I”号喷气客机就是因为气密座舱在这种反复载荷作用下引起疲劳破坏的。

(4) 现代飞机某些使用情况加重了飞机结构的疲劳问题。例如民航机的飞行速度十分接近它的设计速度，使飞机受飞行载荷的影响较严重。一些军用飞机往往既要作高空飞行，又要作超低空飞行，使飞机所受交复载荷更严重。至于战斗机，除了空中格斗时要作激烈的机动动作外，现在为了规避导弹的截击也需作急剧的机动飞行，加剧了飞机所受的严重交变载荷，等等。

(5) 高强度材料的采用。如较新的铝锌合金（如LC4），其抗拉强度比原来的铝铜合金（如LY12）有较大提高，但其抗疲劳断裂特性并没有相应的提高，甚至还下降（如LC4比LY12的疲劳裂纹扩展速率更快）。航空上采用的某些高强度钢或超高强度钢（如30CrMnSiNi2A等）对疲劳断裂破坏也很敏感。这些材料的使用必然导致使用应力水平的提高，于是疲劳强度问题就格外严重、突出了。

(6) 飞机结构疲劳强度储备有所下降。为了尽可能地减轻飞机结构重量，越来越多地采用更精确的强度计算方法。电子计算机的应用，使应力分析更精确可靠，这样飞机结构的强度储备实际上有所降低，也就降低了潜藏的飞机结构抗疲劳断裂破坏的富裕强度。

(7) 导航技术和设备的完善，使飞机在恶劣气候条件下飞行的机会增多，飞机承受较高交变载荷的机会增多。

以上是近代飞机比以往飞机的结构疲劳强度问题越来越突出的一些主要原因。而且，飞机结构中还不断出现新的疲劳断裂强度问题。如采用大推力的喷气发动机，喷气气流影响所及的结构部位的噪音疲劳问题就成为一个新的严重问题；超音速飞机随着飞行速度的提高，飞机结构因气动加热引起的热疲劳问题又成为飞机结构中一个新的疲劳强度问题；飞机结构中新材料（如复合材料）、新结构型式（如损伤容限结构）的采用，又使飞机结构不断面临新的疲劳断裂强度问题。总之，飞机结构的疲劳强度问题不仅越来越突出，而且不断地出现新的问题，极需进行广泛、深入的研究。

从上面的简要讨论介绍中，已经看到飞机结构的疲劳强度问题是一个现实的，必须认真研究解决的问题。事实上，大批老飞机使用到一定年限后会提出延寿问题，自行设计的新飞机必须给出合理的疲劳寿命。所以，对于一个飞机结构强度工程师及有关科技人员来说，对飞机结构疲劳强度问题应具备必要的基础知识，并掌握疲劳寿命估算等基本计算方法，这也是学习本课程的主要目的和任务。

在本课程中，将首先介绍金属疲劳破坏的特征和原因，使对金属疲劳破坏的基本过程、特征及疲劳断口形貌基本特征等有所了解。接着介绍金属材料的疲劳强度问题，使对疲劳强度的一些概念（如持久极限、S-N曲线等）有一个基本了解，并对不同范畴（高周及低周）疲劳强度问题具有初步知识。关于影响疲劳强度的各种因素则另立一章讲解，以介绍一些较常遇到的主要影响因素。疲劳强度中常用的统计方法是本课程的一个重点内容，要求掌握对安全寿命的确定方法及疲劳试验数据的处理等的常用统计计算方法。疲劳载荷谱、疲劳累积损伤理论及疲劳寿命的估算方法是本课程的重点。要求了解载荷谱的编制方法，并掌握载荷

一时间历程的处理方法；累积损伤理论中主要要求掌握线性累积损伤理论的计算和应用；疲劳寿命估算方法中重点是常用的名义应力法，并通过大作业掌握其具体计算方法和步骤。对局部应力应变法仅要求有一个初步了解。对结构连接件的疲劳寿命估算中的应力严重系数法则为机动内容（对设计专业可考虑作为必修内容来学习）。飞机结构的抗疲劳设计及疲劳试验问题是飞机结构疲劳强度中的重要内容，但由于受到学时数的限制，课程中仅对飞机结构抗疲劳设计的两种基本设计方法（安全寿命及破损安全或损伤容限设计方法）与一般抗疲劳设计原则，及疲劳试验的基本知识与全尺寸结构疲劳试验等作简要介绍。至于典型连接件的抗疲劳设计问题不同专业可区别对待（如设计专业可多介绍一些这部分内容）。另外，若条件允许，在讲授疲劳试验部分时可组织参观实习等。

关于本课程与其它课程的联系与分工问题，简要地说，学习本课程前应学习的先修课程为：高等数学，概率论与数理统计，材料力学，弹塑性力学基础，飞机结构力学及航空材料学等。本课程与断裂力学课程有密切联系，但有关带裂纹结构的疲劳强度问题（如疲劳裂纹扩展等）分工放在断裂力学课程中讲授，而有关疲劳载荷谱及统计分析计算方法则在本课程中讲授。

# 第一章 疲劳破坏的特征及断口分析

## § 1—1 疲劳破坏的特征

材料在交变载荷（或应力）作用下发生的破损断裂，叫做疲劳断裂。所谓交变载荷（或应力）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）也常称之为疲劳载荷（或疲劳应力）。疲劳破坏的特征和静力破坏有着本质的不同，主要有以下特征：

（1）在交变载荷作用下，构件中的交变应力在远小于材料的强度极限（ $\sigma_b$ ）的情况下，破坏就可能发生。

（2）不管是脆性材料或塑性材料，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，而并不牵涉到整个结构的所有材料。局部改变细节设计或工艺措施，即可较明显地增加疲劳寿命。因此，结构或构件的抗疲劳破坏的能力不仅取决于所用的材料，而且敏感地决定于构件的形状、尺寸、连接配合形式，表面状态和环境条件等等。也正因为疲劳破坏带有局部性，因此当发现疲劳裂纹时，一般并不需要更换全部结构，而只需要更换损伤部分。在疲劳损伤不严重的情况下，有时只需要排除疲劳损伤（如磨去细小的表面裂纹或扩铰排除孔边裂纹等），甚至采取止裂措施就可以了（如飞机机体蒙皮上出现不长的疲劳裂纹时，在裂纹前端钻一个止裂孔）。

（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。实践已经证明，疲劳断裂由三个过程组成，即（Ⅰ）裂纹（成核）形成，（Ⅱ）裂纹扩展，（Ⅲ）裂纹扩展到临界尺寸时的快速（不稳定）断裂。

（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进行观察，可以帮助我们分析判断是否属于疲劳破坏等。图 1-1 及图 1-2 所示为磨床砂轮轴及一个航空发动机压气机叶片的典型断口。图中表明了疲劳裂纹起源点（常称疲劳源），疲劳裂纹扩展区（常称光滑区）及快速断裂区（也称瞬时破断区，常呈粗粒状）。有关疲劳破坏断口的较具体分析将在 § 1-2 中详细介绍，这里不再细述。

了解疲劳破坏的这些特征，将有利于我们对疲劳破坏的分析判断。同时也使我们清楚认识到，及时发现疲劳裂纹和控制疲劳裂纹的扩展是防止疲劳破坏事故的很重要的两个方面，在这些方面已经进行了大量工作。例如为了检测疲劳裂纹，除了利用放大镜进行目测外，已经发展了许多无损探伤技术，常用的有磁力、萤光、涡流、超声波、 $x$ 射线、染色法等。较新发展的新技术有全息摄影法、光应力涂层法等，而且国内外均在发展裂纹跟踪测试技术。在裂纹报警方面，除了利用探裂丝（或断裂丝）外，声发射方法已取得成果。在控制或延缓阻止裂纹的扩展方面，在结构形式、工艺措施等方面均有很多行之有效的办法（有些将在以

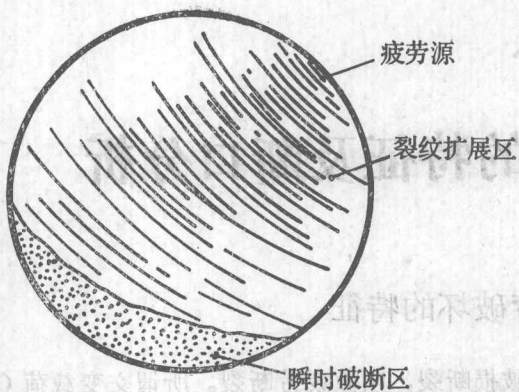


图 1-1



图 1-2

后涉及时再介绍)，而断裂控制问题的研究和发展已从理论到实践为把好材料、检查和寿命三关作出了贡献。

## § 1—2 疲劳破坏的断口分析

疲劳破坏的断口分析是判定断裂性质，寻找破坏原因，研究疲劳破坏机理，提出防止类似事故的措施等的重要依据。

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（包括透射型及扫描型）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。宏观断口分析不受机器或零件的尺寸限制，是最基本最常用的断口分析，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，这就需要借助断口的微观分析。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。如果过份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。

实践已经证明，大多数材料的断裂过程均包括裂纹形成和裂纹扩展阶段，断口分析必须研究这两个阶段。下面拟简要介绍断口的宏观分析和微观分析。

### （一）断口的宏观分析

在讲疲劳破坏断口之前先介绍一下静载破坏的典型宏观断口形貌。

图 1-3(a) 所示为光滑钢试件的拉伸断口照片，图 1-3(b) 为其示意图，图中表明的纤维区、放射区、剪切唇，即是所谓的断口特征三要素。纤维区一般位于断口中央，呈粗糙的纤维状，属正断型断裂，其宏观平面（即裂纹扩展的宏观平面）与拉应力垂直。纤维区和放射区的交界线标志着裂纹由缓慢扩展向快速的不稳定扩展的转化。放射区的特征是有放射花样，放射方向与裂纹扩展方向平行而垂直于裂纹前沿轮廓线，并逆指向裂纹源。断裂过程的最后

阶段形成剪切唇。剪切唇表面较光滑，与拉伸应力轴的交角约为  $45^\circ$ ，是一种典型的切断型断裂。剪切唇也是裂纹作快速不稳定扩展形成的，但它是在平面应力条件下发生的不稳定断裂。

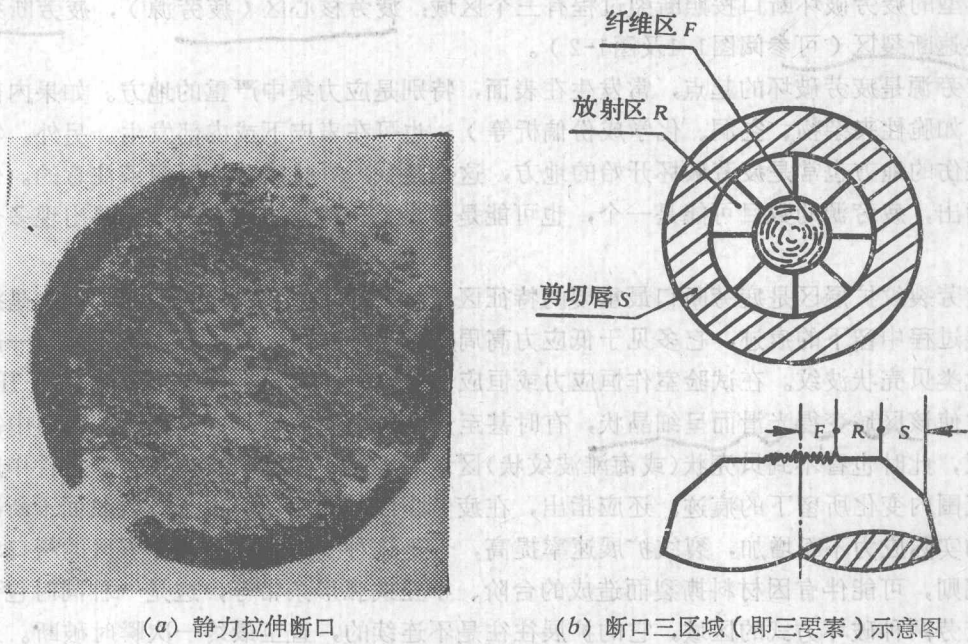


图 1-3

裂。在作断口分析时，根据三个区域所占的比例可以粗略地评价材料的性能。例如，纤维区较大，材料的塑性韧性较好。反之，放射区增加，则表示材料的塑性较低，脆性增大。又如环境条件变化，三个区域所占比例也会发生变化。例如，温度降低，纤维区及剪切唇减小，放射区增大，会出现因温度引起的脆性（即所谓低温脆化）。

图 1-4 表示有缺口试件的拉伸断口示意图，由于在缺口处有应力集中，裂纹就直接在缺口或缺口附近产生。此时，纤维区则沿圆周分布而不在断口中央（若缺口较钝，应力集中系数较小，裂纹仍可能首先在中心形成），裂纹将由四周的纤维区向内部扩展。图中的最终断裂区较其它部位的断口要粗糙得多，一般也没有剪切唇。这种由于缺口处的应力集中造成的脆断也称为缺口脆断。

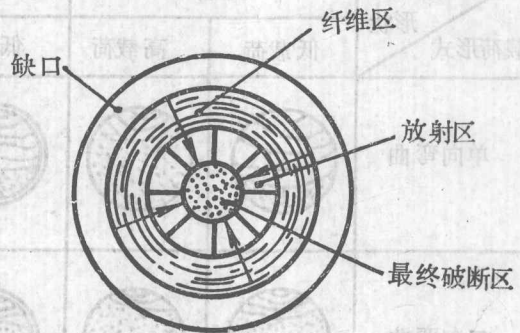


图 1-4

完全脆性破坏的断口几乎无塑性变形伴随，它是一种沿结晶面的分离破坏，在断口分析中称为解理<sup>①</sup>破坏。由于断口上的结晶面呈无序方向，当转动断口时，断口上可见闪闪发光

<sup>①</sup> 金属的脆性断裂叫做解理。发生解理时，裂纹的传播或长大并不会会有明显的变形。确切地说由于法向应力超过某一临界值后沿晶体的某个结晶面裂开的现象叫做解理，发生解理的结晶面叫解理面，引起解理的最小法向应力叫做解理强度。

为其特征。例如铸铁的拉伸断口可以看到这种现象。

下面着重介绍疲劳破坏断口的宏观形貌。

典型的疲劳破坏断口按照断裂过程有三个区域：疲劳核心区（疲劳源），疲劳断裂扩展区及快速断裂区（可参阅图1-1及图1-2）。

疲劳源是疲劳破坏的起点，常发生在表面，特别是应力集中严重的地方。如果内部存在缺陷（如脆性夹杂物、空洞、化学成份偏析等），也可在表皮下或内部发生。另外，零件间相互擦伤的地方也常是疲劳破坏开始的地方，这也是我们寻找疲劳源时应该注意的。但是，应该指出，疲劳源的数目可能是一个，也可能是多个（一般应力较大时，较易出现多个疲劳源）。

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。这是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破坏断口。对于低周疲劳断口一般观察不到此类贝壳状波纹。在试验室作恒应力或恒应变试验时，断口表面由于多次反复压缩摩擦，常使该区域变得光滑而呈细晶状，有时甚至光洁得象瓷质状，这就是疲劳断口中常称的光滑区，此时也看不到贝壳状（或海滩波纹状）区域。因此，贝壳状纹迹是实际构件中应力在较大范围内变化所留下的痕迹。还应指出，在疲劳裂纹扩展后期，由于有效截面不断减少，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，直至最终一次瞬时破断。这种现象就可能给确定裂纹快速扩展时的临界裂纹长度  $a_c$  带来困难。

快速断裂区（也称瞬时断裂区）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。快速断裂区的形状也可分为平断部分和斜断部分，平断部分属正

试件几何形状 载荷形式	无缺口		钝缺口		尖缺口	
	低载荷	高载荷	低载荷	高载荷	低载荷	高载荷
单向弯曲						
二向弯曲						
旋转弯曲						

图 1-5 轴向及弯曲受载下的疲劳断口形貌

断型，斜断部分属切断型。另外，快速断裂区在断口上的分布形状常和受载形式、有无尖锐缺口的应力集中等情况有关，如可参见图 1-5。

疲劳断口按外载类型可分为弯曲（单向、双向及旋转变曲）、轴向（拉-拉，拉-压及脉动）、扭转及复合型疲劳断口。图 1-5 中列出了在轴向与弯曲受载时的高载（应力较高）、低载（应力较低）下，光滑及缺口试件的疲劳断口形貌。图 1-6 中列出了扭转受载时各种可能的常见疲劳断口形态。

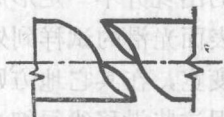
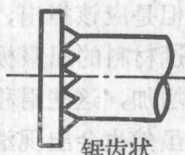

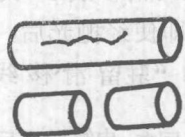

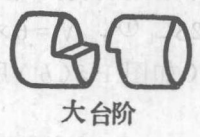
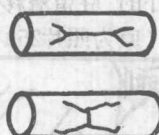

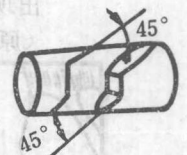
扭转断裂的类型	基本型	变 异 型	
		1	2
正断型		 锯齿状	 星型
剪断型		 小台阶	 大台阶
复合型		 45°	 45°

图 1-6 扭转疲劳断口的各种形貌

图 1-5 及图 1-6 列出的是在应力状态比较简单情况下出现的各种典型疲劳断口的宏观形貌。实际构件中在使用中发生的疲劳破坏断口形态可能很复杂，但是仔细结合受力形式，熟记上述典型的基本的断口形貌将会有助于我们对实际构件疲劳断口的分析、判断。例如，图 1-7 表示一有键槽的轴，在旋转变曲下发生疲劳破坏的断口，其疲劳裂纹起源于键槽底角的应力集中处。最终破坏区一般均在疲劳核心区的对面，但在旋转变曲时，其最终破坏区相对于旋转轴的旋转方向要反向偏转一个角度（即图中的  $\theta$  角），掌握这种偏转现象可以帮助我们由疲劳核心区与最终破坏区的相对位置来推断轴在使用时的旋转方向。

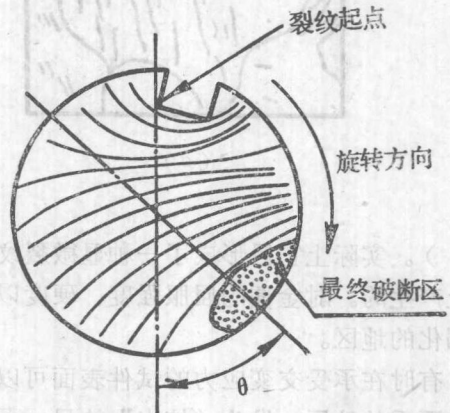


图 1-7

最后，简单概括一下，疲劳断口宏观分析的任务，它主要是用在判定断口特征（是否属于疲劳破坏）、形貌（划分几个不同的区域）、疲劳源的位置，以及结合使用情况（外载、

环境等)初步分析可能引起破坏的原因等。

## (二) 断口的微观分析

为了了解金属疲劳破坏过程的本质,从金属微观组织研究疲劳机理曾进行过大量工作,取得了很大进展,但到目前为止,还不能说疲劳破坏机理已经完全搞清楚了。疲劳破坏断口的微观分析是研究疲劳破坏过程一个很重要的方面,其内容很丰富,这里只作些初步介绍,叙述一些重要结论。

(1) 疲劳裂纹的形成一直是人们最关心的问题之一。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,疲劳试样表面有滑移带出现,某些滑移带的形变很强烈,疲劳裂纹就常在该处产生。但是应该指出,滑移带的出现并不一定形成裂纹。

静载拉伸时,当拉伸应力超过材料的屈服极限时,表面光滑的试样到处可以看到有细密的滑移线,以后随着循环次数的增加,这些滑移线变粗变宽,在其它地方则很少出现滑移线。在应力不小于疲劳极限时,虽然也会出现滑移线,但这些滑移线很细小,间距较密,最后也未形成裂纹。当应力高于疲劳极限时,则形成较粗大的滑移线。例如图 1-8(a)就是  $S_a = 2S_{-1}$ ①,  $N = 6 \times 10^4$  时产生的滑移线的情况,此时即使经抛光后,表面上仍有滑移线存在(如图 1-8(b)所示),这些留下来的滑移线就称为“驻留滑移线”(或“驻留滑移

(a)  $S_a = 2S_{-1}$   $N = 6 \times 10^4$   
出现较粗的滑移线  
(原为照片250×)



(a)

(b) 同左,电解抛光后留下的“驻留滑移带”  
(原为照片250×)



(b)

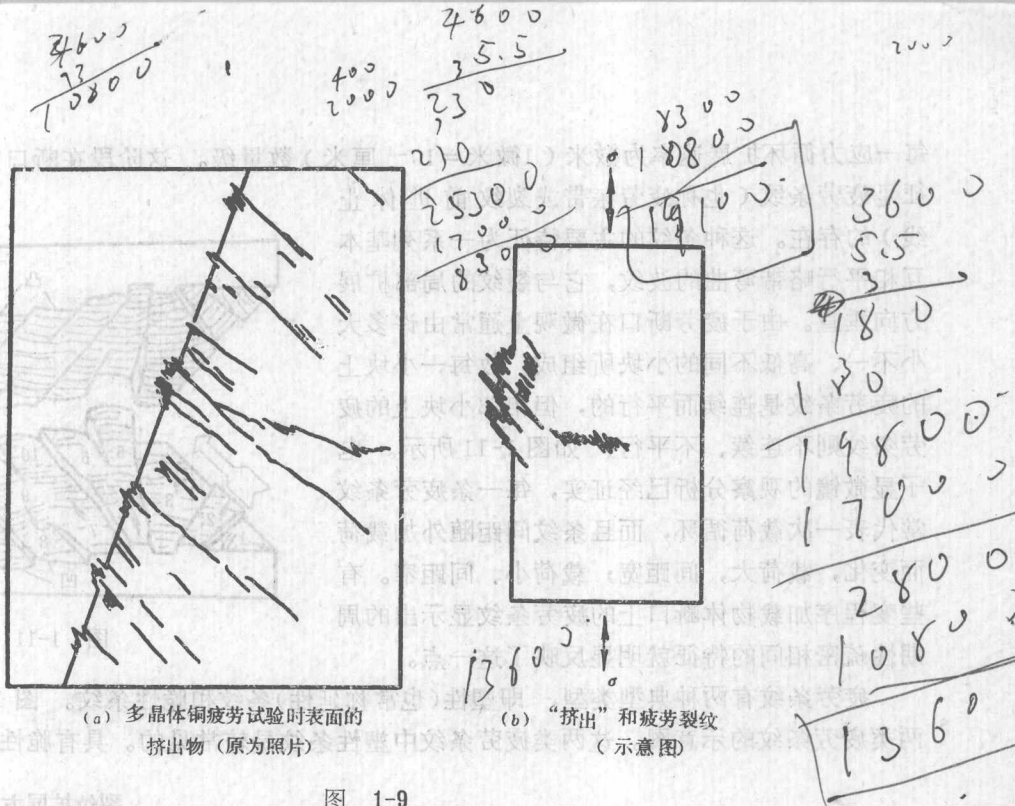
图 1-8

带”)。实际上它已形成了一种显微裂纹,试验研究的观察证明,疲劳裂纹正是在这些滑移带上产生的。对金属的屈服强度、硬度以及迟滞回线进行的测量都说明驻留滑移带是比基体更弱化的地区。

有时在承受交变应力的试件表面可以观察到有“挤出”的现象。”挤出”通常产生在滑移最严重的地区,发生“挤出”的另一面常出现“挤入”,或在“挤出”相应的金属内部产

①  $S_a$ 为 应力幅值;  $S_{-1}$  为材料的持久极限或疲劳极限, 这些在第二章将详细说明它们的意义。





(a) 多晶体铜疲劳试验时表面的挤出物 (原为照片)

(b) “挤出”和疲劳裂纹 (示意图)

图 1-9

生孔洞。“挤出”是形成疲劳裂纹的一个条件，但不是必要条件。图 1-9 (a) 和 (b) 分别表示在疲劳试验过程中表面的“挤出”以及“挤出”和疲劳裂纹的示意图。

现在认为，在疲劳载荷作用下，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①造成的滑移带是产生疲劳裂纹最根本的原因。表面缺陷或材料内部缺陷如气孔、夹杂物、第二相质点等起着尖锐缺口的作用，促进疲劳裂纹的形成。对疲劳核心区的研究主要是寻找有否这种促进裂纹形成的缺陷，判明其对裂纹成核所起的作用，提出设法消除的途径。

### (2) 疲劳裂纹扩展的两个阶段

疲劳裂纹扩展一般可分为两个阶段 (参阅图 1-10)，下面分别简要说明这两个阶段的情况。

第 I 阶段：从疲劳核心开始由滑移带的主滑移面向金属内部的扩展，滑移面的取向大致与主应力轴线成  $45^\circ$  角。这阶段裂纹扩展很慢，每一个应力循环扩展速率为埃 ( $1\text{A}^\circ = 10^{-8}$  厘米) 数量级，裂纹通过晶界逐渐转向。这个阶段扩展的断口区域极小，断口形貌的研究较困难，研究得也少，这里也不再作详细介绍。

第 II 阶段：裂纹扩展的平面和主应力轴线约成  $90^\circ$ ，这一阶段扩展速率比第 I 阶段快，

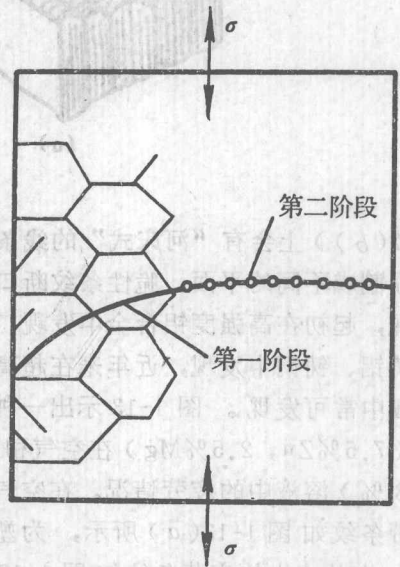


图 1-10

① 位错是晶体中的一种特殊缺陷，二十年代初作为材料中内应力源而引入材料中。三十年代应用位错概念来解释晶体的强度问题。五十年代后借助电子显微镜可直接或间接地观察到位错以及其运动形态。