

飞机零件常见断裂故障

断口分析图册

中国人民解放军空军第一研究所

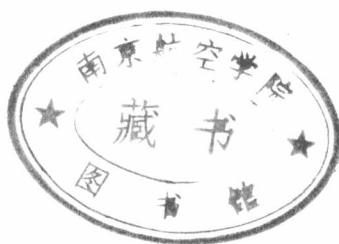
V215.6-6
1991

飞机零件常见断裂故障 断口分析图册

(内部资料 注意保存)



30268334



空军第一研究所

496301

前 言

近二十年来，随着航空技术和疲劳断裂理论的发展和广泛应用，提高并改善了飞机的安全性和可靠性，但是在使用中仍不能完全避免发生突然断裂的严重事故。这些灾难性的事故，不仅直接影响作战训练，造成巨大的经济损失，而且夺去了无辜者的生命。因而运用有关断裂理论知识，提高广大机务干部判断、分析和预防断裂故障的能力，对提高维修质量保证飞行安全有重要作用。

断裂是一种最严重而又较常见的失效方式。以断裂研究为对象的断裂学科是一门新兴的综合性的边缘学科，它包括断裂力学、断裂物理和断裂化学三个主要分支，而断口学主要是从断裂物理方面来研究断裂。

本书主要从断口学角度分析了十年来我军发生的飞机零部件断裂的典型事例。全书由四部分组成：第一、二部分论述了断口学基础理论知识和断口分析的方法，介绍了各种不同断裂方式下的断口形貌。第三部分是我军十年来发生的断裂事故和故障的断口分析实例，共42例（包括一部分试验件），它基本上反映了这些年来飞机断裂事故的概况，是一份很有价值的历史性资料。第四部分是有关断裂事故的统计资料。本书有助于机务人员了解哪些机种、哪些部位容易断裂并导致严重后果，从而加强检查；对发生的断裂事故又可通过本书提供的知识，判断断裂性质，分析其原因，采取措施，预防类似事故的发生；而断裂事故研究分析的成果反馈，无疑对工业设计、生产部门改进设计、严格工艺、选用新材料等方面也将起到积极作用。

本书由张栋同志主编，刘贵才、周起棠同志参加。其中的第三部分即

断口分析实例，是在我所金相组多年来许多同志所作的分析报告的基础上，经过分析整理、斟定、增补编辑而成。在编写过程中得到了航空兵机务部队和修理工厂大力协助。北京航空学院钟群鹏付教授审阅了全稿并提出了宝贵意见。对此我们表示衷心的感谢。

由于我们的水平和经验所限，又是初次编写，不妥之处在所难免，谨请读者批评指正。

空军第一研究所

一九八二年十月 于北京

第一部分 金属断口的宏观分析

目 录

前 言

第一部分 金属断口的宏观分析.....	1~15
---------------------	------

一、事故断口宏观分析的一般方法.....	1
二、韧性断裂.....	4
三、疲劳断口的宏观分析.....	8
四、小结.....	15

第二部分 金属断口的微观分析.....	17~35
---------------------	-------

一、概述.....	17
二、剪切断裂断口的微观分析.....	17
三、疲劳断口的微观分析.....	20
四、解理断裂.....	27
五、准解理断裂.....	29
六、晶间断裂.....	30

第三部分 飞机零部件断口分析实例	37~140
------------------------	--------

1. 歼七主起落架支柱充气咀处疲劳破坏.....	37
2. 歼七主起落架右支柱充气咀处疲劳破坏.....	39
3. 歼七主起落架支柱充气咀处疲劳裂纹.....	41
4. 歼七主起落架左支柱上合拢处疲劳破坏.....	43
5. 歼六主起落架支柱的疲劳破坏.....	45
6. 歼六主起落架右支柱的疲劳破坏.....	47
7. 歼六主起落架左支柱的疲劳破坏.....	50
8. 歼六前起落架轮叉的腐蚀疲劳裂纹 (试验件)	53
9. 歼六前起落架旋转臂疲劳破坏.....	55
10. 歼六前起落架旋转臂的腐蚀疲劳破坏 (试验件)	57
11. 歼六Ⅲ主起落架轮毂的脆性疲劳断裂.....	60
12. 歼六前起落架减摆器传动轴疲劳破坏 (试验件) 之一.....	64
13. 歼六前起落架减摆器传动轴疲劳破坏 (试验件) 之二.....	66
14. 歼六前起落架减摆器螺母疲劳破坏 (试验件)	68

15. 歼五甲前起落架旋转臂的疲劳破坏.....	70
16. 歼五前起落架支柱的疲劳破坏(试验件)	72
17. 歼五前起落架支柱筒壁腐蚀疲劳裂纹(试验件)	74
18. 歼五前起落架减摆器齿套腐蚀疲劳破坏(试验件)	76
19. 歼五前起落架减摆器齿套腐蚀疲劳裂纹(试验件)	78
20. 歼五前起落架减摆器平行杆的疲劳破坏(试验件)	80
21. 乌比斯主起落架半轮轴的腐蚀疲劳破坏.....	82
22. 比斯机轮轮毂的腐蚀疲劳破坏.....	84
23. 歼五、比斯机轮轮毂幅条处裂纹.....	86
24. 三叉戟飞机机轮刹车静盘腐蚀疲劳破坏.....	88
25. TY-124 飞机起落架安装座固定螺栓的氢脆.....	90
26. 轰五起落架转动拉杆的疲劳破坏.....	93
27. 轰教五主起落架轴瓦盖固定螺栓疲劳断裂.....	94
28. 歼五机翼大梁疲劳破坏造成飞机空中解体.....	95
29. 米格-15改改发教练机颤振空中解体.....	99
30. 乌米格-15机身十三框主梁疲劳破坏(试验件)	106
31. 歼五机翼大梁疲劳破坏(试验件)	109
32. 歼五机翼主梁腹板和下缘条疲劳破坏(试验件)	112
33. 比斯十三框梁疲劳破坏(试件验)	116
34. 歼五襟翼滑轮支臂低周疲劳破坏	118
35. 歼五襟翼滑轮支臂(未滚压件)低周疲劳破坏(试验件)	120
36. 歼五襟翼滑轮支臂(滚压件)低周疲劳破坏(试验件)	122
37. 直五型飞机桨叶大梁疲劳造成空中解体	125
38. 1B-12 飞机减速板活塞杆应力腐蚀破坏.....	129
39. 比斯飞机 HP23-1 航炮炮箱腐蚀疲劳破坏.....	131
40. 比斯飞机 HP 23-1 航炮复进加速器镉脆断裂	134
41. 歼五操纵拉杆氢脆裂纹	136
42. 座舱盖锁钩弹簧氢脆破坏	139

第四部分 有关断裂事故和故障统计.....141~146

参考资料.....147

断口分析（断口学）是借助于显微镜和其它辅助技术，从断口的形貌、结构、成份分布的特征，去研究材料的断裂性质和原因、断裂的过程和机理以及各种影响因素和材料成份、工艺、组织及性能之间相互关系的一门综合学科。

金属在断裂过程中形成的一对匹配的表面称为断裂面或断口。断口分析一般包括宏观分析（用肉眼或放大镜放大数十倍分析断口）和微观分析（用光学显微镜或电子显微镜分析断口）两个方面。这两个方面不可偏废，而应有机地结合。

一、事故断口宏观分析的一般方法

宏观断口分析不需要专门的仪器设备，被观察的断口尺寸不受限制，一般不会损伤事故断口。每次观察的范围大，可看到断口乃至断裂件的全貌，这对判明宏观断裂性质（脆性还是韧性）是非常必要的。因此，断口的宏观分析目前仍为整个断口分析乃至整个断裂失效分析的基础。在飞行事故现场进行初步断口分析时，主要是采用宏观断口分析方法。

1. 准备工作

（1）进行事故的现场调查，收齐残骸，做好记录和照相，要绝对保护断口的原始状态。

（2）了解有关履历情况，特别是发生事故前夕的情况，调查得越细越确切越好。

（3）必要时，应测绘解体机件的残骸分布图。

（4）如机械事故发生后，整机或部件外观上基本完整而内部已经破坏时，就需要进行分解。因为只有敞开，才便于进行断口的宏观分析。

2. 找出可疑的第一个断裂件

无论是地面打坏的发动机还是空中解体的飞机，凡是整机的灾难性破坏，都首先由某一零件的断裂所导致。所以这第一个断裂件显然是我们断口宏观分析的最重要的对象。这项工作也就成为机械断裂事故残骸分析的最重要的内容之一。

（1）要完整地搜集全部残骸。

找出可疑的第一个断裂件的前提是确实保证第一个断裂件已在搜集到的残骸之中，因而尽量完整地搜集到全部残骸就显得十分重要。特别是飞行员和目击者反映和看到的有问题的机件残骸一定要找到。

（2）要注意搜集摔得较远的残骸。

在机体解体时，第一个断裂件往往首批摔出，所以它离主残骸坑一般较远，因而不要放过那些摔得较远的残骸，哪怕是一颗小螺钉。

（3）要着重搜集、保护具有脆性断裂特征的残骸。

鉴于宏观脆性断裂，特别是各类疲劳破坏占各种断裂事故的80%以上，因而寻找第一个断裂件时，要留神那些具有脆性断裂特征的残骸。它们在外形上没有明显的宏观塑性变形（特别是断口附近没有明显的塑性变形），仍然较好地保持着机件原来的几何外形。

（4）按照残骸分析的程序进行残骸的鉴别和拼凑。

鉴别残骸时，主要依据残骸上的件号、颜色、零件尺寸、配合件的形状尺寸、铆钉或螺栓的大小和间距、断口宏观形貌特征等。结合绘制的残骸分布图和载荷分析进行残骸破坏顺序的分析，一般来说是由大件到小件。有时要进行残骸轨迹的计算，甚至要做投放残骸的试验，以便确定残骸破坏顺序，找准第一个断裂件。

3. 找出主断口

按照残骸分析程序和经验,找到第一个断裂件之后,这个零件可能已经摔成几段或碎成多块,这时又如何确定哪一段首先断裂呢?一般有二种方法可供参考:

(1) T型汇合法

在拼凑后的零件上常常可以遇到一条裂纹与另一条裂纹成T型相交(见图1)。由于在同一零件上,后出现的次生裂纹不可能穿越原有的裂纹而扩展,因而T型头部的A裂纹先裂,为主裂纹,它对应的断口就是主断口。而B裂纹为二次裂纹。

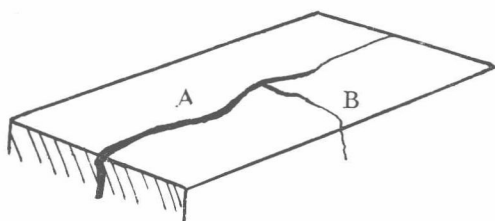


图1 T型汇合法示意图。

(2) 分叉法

残骸拼凑以后,可能会出现一条裂纹后部产生很多的分叉或分枝裂纹。裂纹分叉方向通常为主裂纹的扩展方向,而分叉的裂纹即为二次裂纹,汇合的裂纹则为主裂纹(见图2)。

上述两种方法,在判断同一零件上的断裂扩展途径时相当有用。在冲击、过载、爆破等原因造成的事故残骸分析中,可以较快地找出主断口。

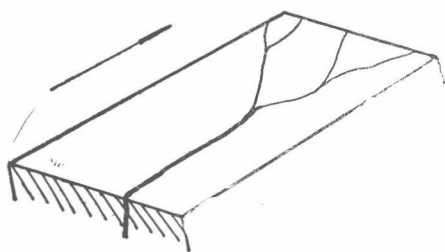


图2 分叉法示意图。
箭头指出主裂纹扩展方向。

4. 举例

某部TY-124飞机Д-20П发动机在载客起飞开车时,发动机被打坏。经分解检查,一、二、三级涡轮工作叶片和导向叶片均被打坏。在断裂件中,一级盘上的29号叶片留下一个棒头,其余叶片均拦腰折断(见图3)。29号叶片的棒头,没有宏观的塑性变形(见图4),经断口宏观分析,属于脆性疲劳破坏(见图5)。

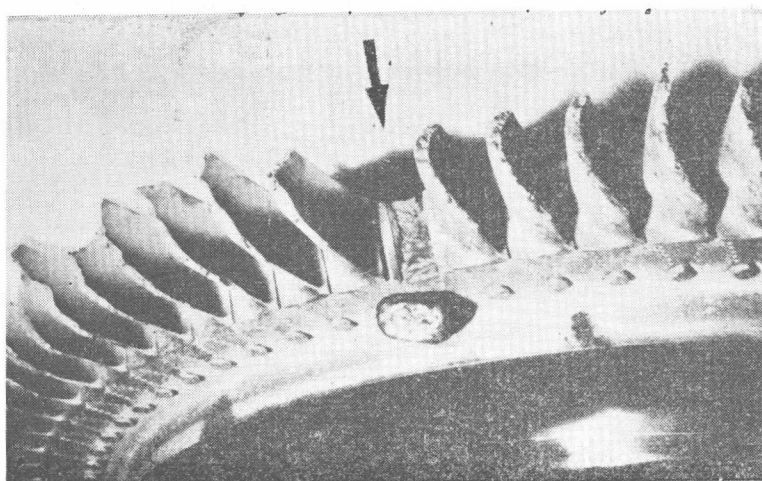


图3 一级盘上打坏的涡轮叶片和留下的29号叶片榫头(箭头所指)。

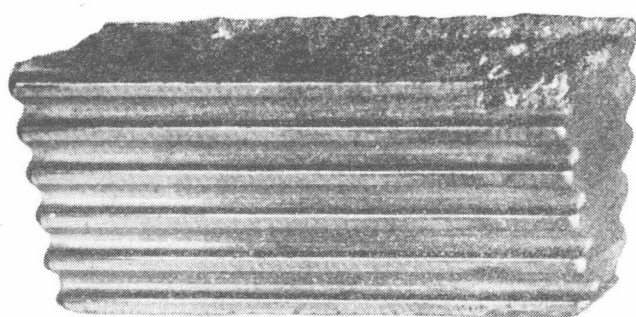


图4 29号叶片榫头，断于第一榫槽处。(材料为ЖС6-K)

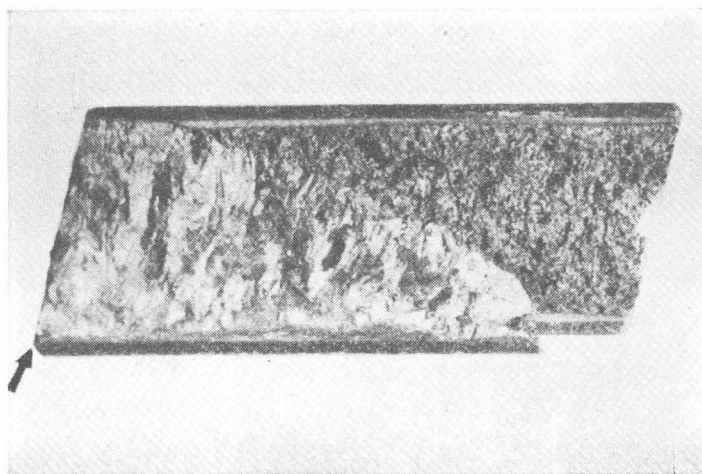


图5 29号叶片榫头断口宏观形貌，左下为疲劳区，右上为瞬时断裂区。

在事故分析中，找到可疑的第一断裂件和主断口，只是断口分析的开始，而分清断裂性质，找到断裂源，判明断裂原因等等，才是事故分析的目的。下面将着重介绍金属的韧性断裂和疲劳

破坏的断口宏观分析。而把解理断裂、应力腐蚀断裂和氢脆断裂的宏观断口分析方法，放在后面微观断口分析中一并叙述。

二、韧性断裂

1. 金属断裂的宏观分类

工程上根据金属完全断裂前的总变形量（宏观变形量）把断裂大体上分为两大类：

- （1）脆性断裂——断裂前几乎不产生显著的塑性变形。
- （2）韧性断裂——断裂前有显著的塑性变形。

显然这种划分方法只有相对的意义，因为塑性变形的大小，不要说不同材料差异很大，即使是同一材料，由于外界条件的变化（如应力、环境、温度等的变化），其宏观变形量也可能在相当大的范围内变化。

象氢脆、应力腐蚀、低温脆性、镉脆等都属于宏观脆性断裂，飞机上常见的疲劳断裂也属于宏观脆性断裂的范畴。由于疲劳断裂在工程上的重要地位及断口花样的特殊性，因此可把疲劳断裂单列为一类。

2. 韧性断裂时外形和断口的宏观特征

用于飞机上的各类结构件的材料有一系列的强度要求，如屈服强度（ σ_s ）就是用来评价材料抗塑性变形能力的指标之一。当拉应力达到 σ_s 后，材料将发生明显的塑性变形，并在拉应力的作用下，会形成所谓“缩颈”（见图6）。

在设计时，要求材料的 σ_s 明显地大于许用应力，从这个意义上讲，在使用中不易发生变形和断裂，即便是发生了，也因为断裂前有明显的塑性变形而易被发现，从而避免发生突然断裂的事故。

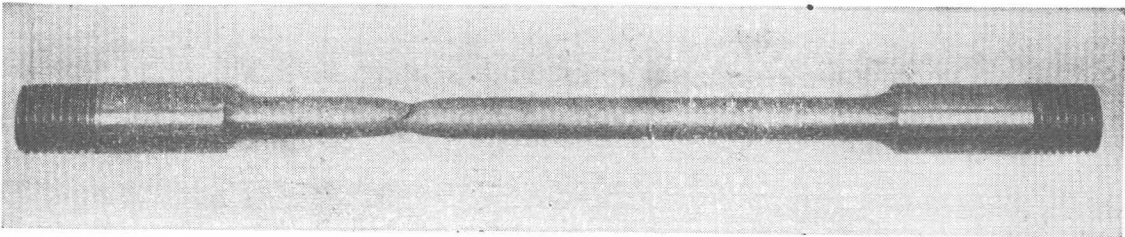


图6 钢试棒拉伸后形成“缩颈”，然后再断开。

虽然韧性断裂不是一种突然发生的危险的断裂方式，但在灾难性事故的成千上万的残骸中，大部分断口属于这种超载引起的韧性断裂，就是那些最先脆性断裂的零件断口中，也同时包含着一部分韧性断裂方式。因此认识它的断口特征十分必要。

韧性断口，就其外形而言，可分为平断口和斜断口两种。平断口是金属材料在三向拉应力条件下造成的断裂，其断裂面与主应力方向垂直；而斜断口是在二向应力的条件下，由切应力分量的作用所造成的剪切断裂，断裂面与主应力成 45° 夹角。

在韧性断裂中，往往是平断口和斜断口同时存在于一个断口中（见图7）。一般认为首先产生平断口，裂纹在扩展中使应力松弛，由三向应力状态转化为二向应力状态，最后形成斜断口，这时的斜断口位于零件的外表面，沿自由表面形成“枢边”，如同“唇口”一样，故又称为“剪

切唇”，是最后断裂区的明显标志，而断裂源位于平断口处，并常常形成杯锥状断口。

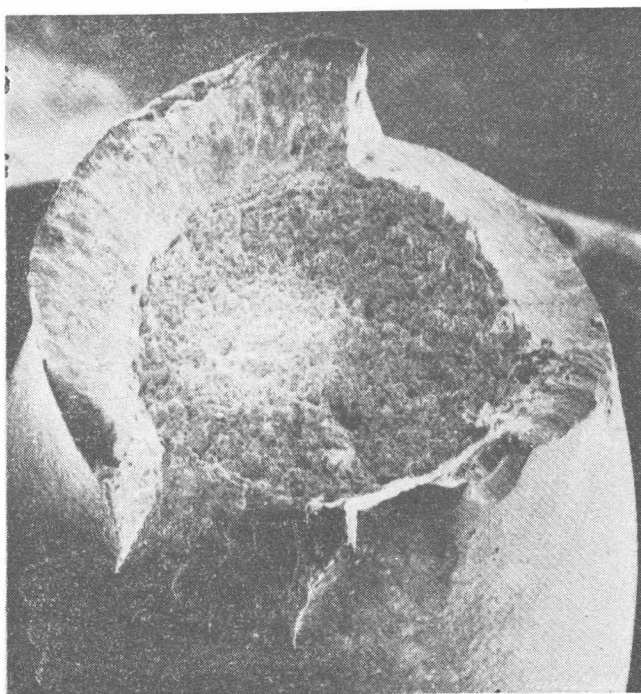


图7 406合金拉伸试棒断口上同时存在平断口和斜断口。

在韧性断裂中，斜断口也可单独存在，称为切离断口（见图8）。像镁合金、变形铝合金和冷加工钢等材料的剪切强度往往低于抗拉强度。根据强度原则，裂纹总是沿着最小阻力路线——即材料的薄弱环节或缺陷处首先扩展；另外拉伸时，与轴线成 45° 的截面上的切应力最大，故断裂就发生在材料抗力最小而外加应力最大的截面上，形成切离断口。

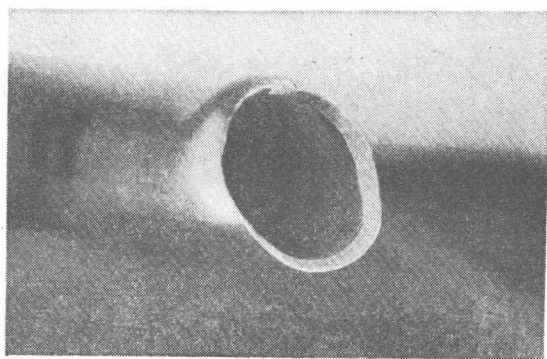


图8 伊尔18斜撑杆瞬时断裂时形成的切离断口。

3. 韧性断口的宏观形貌——断口三要素

钢材光滑试棒的拉伸断口，宏观形貌可分为三个特征区：纤维区、放射区和剪切唇区（见图9），统称为断口的三要素。

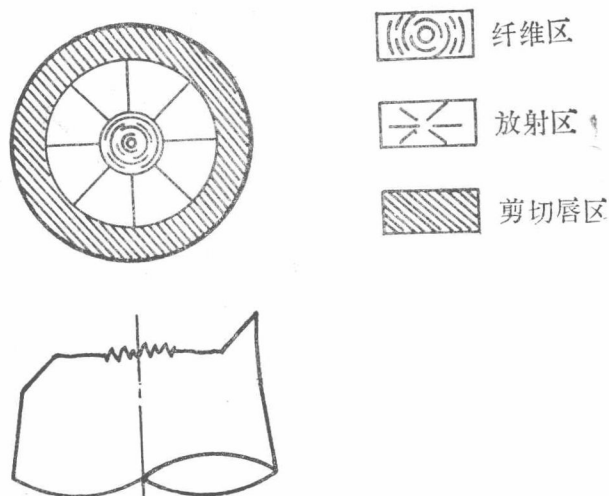


图9 断口三要素示意图。

纤维区是裂纹的发源地，在三向应力的作用下，在材料的某些缺陷处（如夹杂、疏松等）首先形成显微孔洞，进而聚合产生微裂纹，缓慢地扩展长大。该区的断口呈现粗糙的纤维状，颜色较为灰暗。放射区与纤维区互相毗连，裂纹进入放射区，标志着裂纹已开始快速失稳扩展，其断口特征为放射棱线。这些棱线起源于纤维区，棱线的放射方向就是裂纹的扩展方向。当应力转为二向应力状态时，就出现了第三个区——“剪切唇”，这就是最终的快速断裂区。

纤维区、放射区和剪切唇区的相对大小，主要取决于材料的塑性和受力状态，温度、形变速率以及零件大小也有影响。材料塑性越好、温度高、形变速率小、零件尺寸小一般纤维区和剪切唇区就大，甚至不出现放射区。

三个区的相对位置也不是固定不变的，对于光滑轴类拉伸件，纤维区一般在中心位置。当表面有V型槽、台阶和螺纹等周向缺口时，因缺口根部的应力集中，首先产生微裂纹，因此这时的纤维区就不再位于中心部位，而是沿外表面分布（见图10），断裂的方向也由表及里。

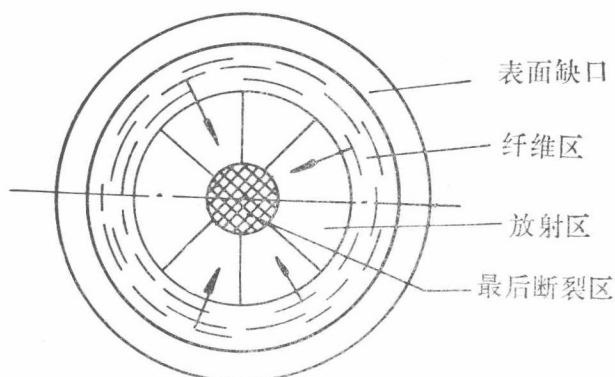


图10 缺口试棒断口上三个区域的变化示意图。

4. 矩形试片的韧性断口特征

飞机的残骸断口中，除了圆形件外，还有不少是属于薄壁件和型材。对这样一类具有矩形截面的韧性断口，其宏观形貌仍如上述断口的三要素所表示。所不同的是放射区形态有所改变，呈

现一种“人字纹”的花样（见图11）。“人字纹”的尖顶必然指向纤维区（也即指向断裂源的位置）。这三个区的大小，除了材质的影响外，板厚的影响十分显著。当试样的厚度减少时，剪切唇所占的面积增大，“人字纹”区缩小。至于薄壁件厚度小到“临界”尺寸时，其断口成为全剪切型的切离断口。

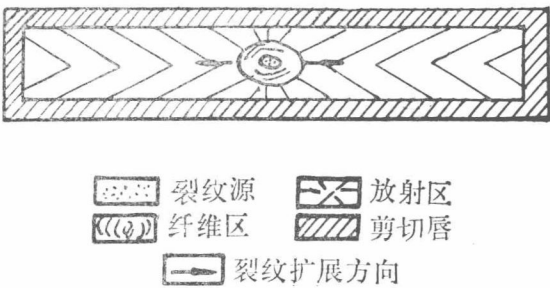


图11 矩形试片的韧性断口示意图。

5. 冲击载荷作用下的韧性断裂

由于断裂件对其它机件的撞击或相互撞击，以及失事飞机接地时的撞击，在残骸断口中，由冲击载荷所造成的断口是常见的。其断口同样具有断口三要素的特征。但剪切唇在零件断口的周围是不完整的。因为当冲击作用在零件上时，被冲击一边受压，而相反一边受拉，因此在受拉的一边就没有剪切唇，受压的一边由于裂纹的扩展受到抑制，可能出现纤维区，这三个区的分布如图 12 所示。

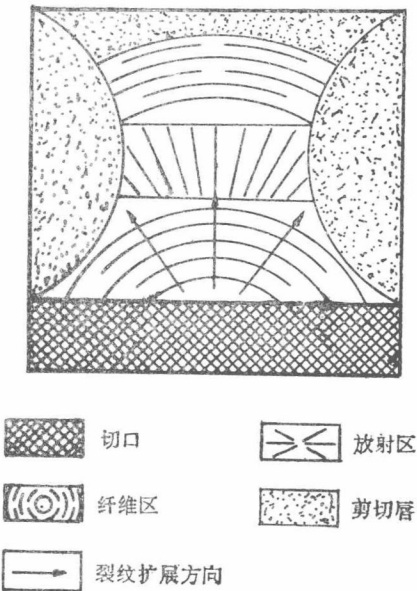


图12 冲击试样断口示意图。

三、疲劳断口的宏观分析

实践表明,工程材料(特别是航空材料)的机械断裂事故80%以上是由于金属疲劳破坏所引起的。因此,疲劳断口的宏观分析是断口宏观分析的最主要的内容之一。

一般地讲,材料在交变载荷(即疲劳载荷)作用下发生的断裂,称为疲劳断裂。所谓交变载荷是指大小和方向随时间作周期性改变的载荷。

在静载荷条件下(载荷大小和方向不变),由于环境的作用(如介质、温度、辐射等)而引起的一种与时间有关的低应力脆性断裂(静载延滞断裂),也有人称为“静载疲劳”。例如应力腐蚀断裂、氢脆、镉脆、蠕变断裂等等。

总之,任何疲劳都是与力和时间密切相关的。

1. 疲劳破坏的一般特点

(1) 疲劳破坏的交变应力(一般指交变载荷的最大值)远比静载荷下材料的抗拉强度(σ_b)低,甚至比屈服强度 σ_s 也低得多。

(2) 在疲劳断裂前,即使延性材料,也无显著的残余变形,就好象脆性材料的低应力脆断一样。

(3) 疲劳破坏总要经历一定的时间(即一定的交变载荷循环周次),有时甚至是很长的时间才发生。

(4) 当疲劳裂纹扩展到一定尺寸(称为临界尺寸)时,余下的截面突然发生急速的断裂,即瞬时静载断裂。所以在任何疲劳破坏的断口上,总存在一个或大或小的瞬时断裂区。

2. 宏观疲劳断口的一般概念

宏观分析时一般把疲劳断口分成三个区,这三个区域与裂纹扩展的三个过程相对应,分别称为疲劳源区、疲劳扩展区和瞬时断裂区(见图13和图14)。

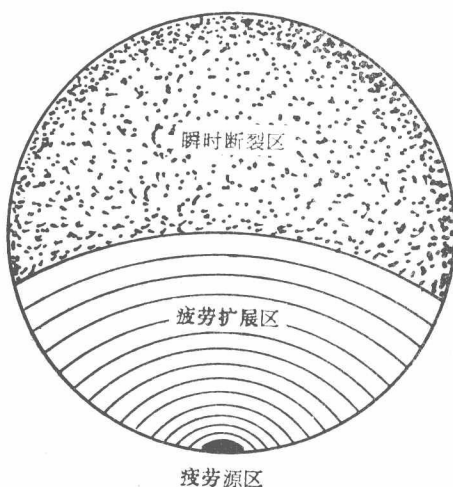


图13 疲劳破坏断口上三个特征区的示意图。

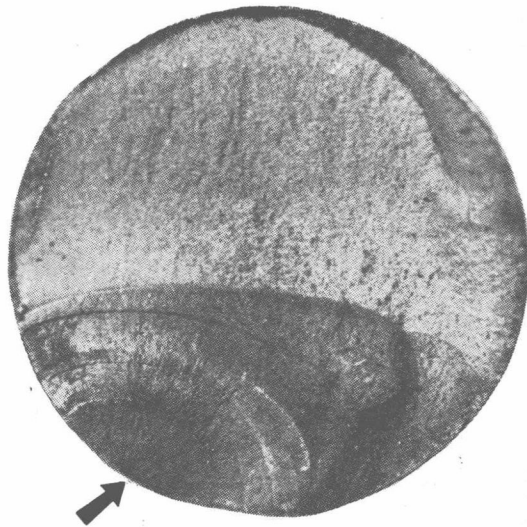


图14 30CrMnSiNi2A销子低周疲劳断口。

(1) 疲劳源区

疲劳源区它是疲劳裂纹形成过程在断口上留下的真实记录。由于疲劳源区一般很小，所以宏观上难以分辨疲劳源区的断口特征。例如TY-124飞机的Д-20Π涡轮风扇喷气式发动机的涡轮叶片在起飞滑跑时突然折断，断于第一榫槽，属于疲劳破坏，起源处看不到疲劳弧线，但放大到500倍后可以看到明显的疲劳条纹（见图15和图16）。



图15 63×
涡轮叶片疲劳断口疲劳源区的形貌。



图16 500×
左图疲劳源区的进一步放大，
可以看到细密的疲劳条纹。

由于疲劳源区的特征与形成疲劳裂纹的主要原因有关，特别是疲劳起源于原始的宏观缺陷时，准确判断原始宏观缺陷的性质，将为分析断裂事故的原因提供十分重要的依据。

（2）疲劳扩展区（简称疲劳区）

疲劳裂纹一旦形成后（即疲劳生核后），对光滑试样来讲在交变应力作用下就要向内部扩展。扩展的初期，裂纹沿着最大切应力方向（与名义应力轴约成 45° ）扩展，达到一定深度后，裂纹扩展将逐渐改变方向，进而沿着与正应力相垂直的方向扩展。当我们细心观察涡轮叶片疲劳断口疲劳源附近的断口宏观特征时，有时可以看到该处的断面与后面的断面成一定角度，这就反映了疲劳扩展的两个不同阶段。

作为疲劳区最主要的宏观形貌特征是：疲劳弧线和疲劳台阶。

（3）瞬时断裂区（简称瞬断区）

当裂纹扩展到临界尺寸，零件的有效截面无法继续承受载荷的作用，而发生超载迅速破坏时形成的断口称为瞬时断裂区。这部分断口，对塑性材料来说常呈放射棱线，出现 45° 斜断口以及剪切唇。对脆性材料来说，呈粗结晶状或放射线，不出现或很少出现斜断口及剪切唇区（关于瞬时断裂区的宏观分析可参考《韧性断裂》一节）。

3. 疲劳弧线的一般特征

疲劳弧线是疲劳断口上最具特色的标记。这些相互近似平行的弧线，有的象贝壳花样，有的象海滩标记。

一般认为，服役过程中零件的疲劳裂纹在扩展中受阻而暂时停歇、间歇加载（如两次开车之间，两次飞行之间都可看成加载的间歇），以及加载过程中应力有较大变化时，都可能在断口上产生疲劳弧线。它是零件处于交变应力作用下，在裂纹底部（或裂纹前沿）留下的塑性变形的痕迹。

疲劳弧线一般有如下特征：

（1）疲劳弧线一般是围绕疲劳源区的，先在零件的表面形成疲劳源，然后向零件内部疲劳扩展。

（2）疲劳弧线的形状，是由疲劳裂纹在零件内不同位向的扩展速度所决定的。例如，对缺口敏感的高强度材料，疲劳裂纹沿外周的扩展速度较内部快，所以疲劳弧线比较平坦，扩展到一定程度后，甚至以反弧度向前扩展直至断裂（见图17）。

对于缺口不敏感的韧性材料，疲劳裂纹沿外周的扩展速度较内部扩展为慢，故疲劳弧线围绕疲劳源呈同心圆形状向前扩展。

其次，疲劳弧线的形状与零件的几何形状和尺寸有关。因为形状和尺寸的不同，应力的分布也不同。如螺纹的根部，台阶的圆角过渡处，孔边等应力集中部位，显然会加快该处的裂纹扩展速度，而截面突然增大的部位却会减缓该处的裂纹扩展速度，从而影响疲劳弧线的形状。

最后是多疲劳源的影响。当在零件不同部位先后起源的疲劳源各自疲劳扩展以后，逐渐扩展的各疲劳区就有可能相遇，因而相汇处的疲劳弧线形状就会有较大的变化（见图18）。

（3）疲劳弧线的数量与间距

总的来说，疲劳弧线的数量与间距主要与材料的抗疲劳性能、交变应力的尺寸、环境介质以及温度等因素有关。

根据疲劳弧线形成的起因，应力突变的次数越多、间歇加载越频繁，则疲劳弧线的数量也越多。另外疲劳区面积占整个断口面积比率越大，疲劳弧线也越多。