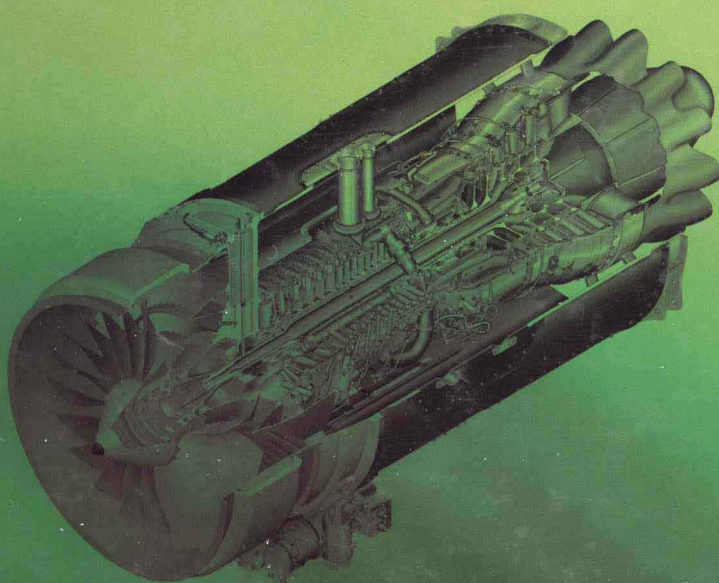


刘新灵 刘德林 陶春虎 于慧臣 何玉怀 编著

航空发动机 关键材料断口图谱



国防工业出版社
National Defense Industry Press

航空发动机关键材料断口图谱

刘新灵 刘德林 陶春虎 于慧臣 何玉怀 编著

国防工业出版社

· 北京 ·

内 容 简 介

全书共4章。第一章航空发动机用变形高温合金断口特征,第二章航空发动机用定向凝固和单晶高温合金断口特征,第三章航空发动机用钛合金断口特征,第四章航空发动机用合金钢断口特征。全书共23种材料牌号,包括7种变形高温合金,1种粉末高温合金,DZ125、IC10、DD3、DD6共4种定向凝固和单晶高温合金,8种钛合金,3种结构钢。

本书可为从事失效分析与预防的科技人员、从事高温合金、钛合金、结构钢研制与工程应用科技人员、从事设计等科技人员提供借鉴和帮助。

图书在版编目(CIP)数据

航空发动机关键材料断口图谱/刘新灵等编著. —北京:
国防工业出版社, 2013. 7

ISBN 978-7-118-08766-6

I. ①航… II. ①刘… III. ①航空发动机—金属材料—
断口形貌—图谱 IV. ①V252-64

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2013)第 140504 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 100048)

三河市腾飞印务有限公司印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 34 字数 813 千字

2013 年 7 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2000 册 定价 188.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店: (010)88540777

发行邮购: (010)88540776

发行传真: (010)88540755

发行业务: (010)88540717

编辑委员会

主编 刘新灵 刘德林 陶春虎 于慧臣

编委 (以姓氏笔画为序)

王 威 王 祺 白明远 苏 倩

李 君 李 骋 李 影 李旭东

李春光 陈 星 陈赤因 张仕朝

范映伟 胡春燕 姜 涛 顾玉丽

审定 陶春虎 于慧臣 刘昌奎 何玉怀

前 言

新型高性能发动机的设计和制造,对材料的要求越来越高,从而推动着航空材料的发展。同时,各种新型材料的出现和工艺、测试技术的进步,又促进了新的设计方案的实现和制造技术的变革。例如,根据发动机原理,只有在增压比和涡轮前温度相匹配提高的条件下,才能获得发动机的最大单位推力,以达到提高推力和降低燃油消耗的目的。这一事实促进高温合金不断发展及钛合金的扩大应用。最终导致定向凝固及单晶合金叶片、粉末冶金涡轮盘及钛合金等新材料、新工艺的诞生,从而为高推重比发动机的研制奠定了基础。

高温合金、钛合金以及结构钢、不锈钢是发动机上应用的典型材料。高温合金主要用于制造航空、舰艇和工业用燃气轮机的涡轮叶片、导向叶片、涡轮盘、高压压气机盘和燃烧室等高温部件,还用于制造航天飞行器、火箭发动机、核反应堆、石油化工设备以及煤的转化等能源转换装置。钛合金主要用于制作飞机发动机压气机部件,其次为火箭、导弹和高速飞机的结构件。20 世纪 60 年代中期,钛及其合金已在一般工业中应用,用于制作电解工业的电极,发电站的冷凝器,石油精炼和海水淡化的加热器以及环境污染控制装置等。钛及其合金已成为一种耐蚀结构材料。此外还用于生产贮氢材料和形状记忆合金等。

高温合金按基体元素主要可分为铁基高温合金、镍基高温合金和钴基高温合金。按制备工艺可分为变形高温合金、铸造高温合金和粉末冶金高温合金。按强化方式有固溶强化型、沉淀强化型、氧化物弥散强化型和纤维强化型等。变形高温合金在航空发动机上主要用于制作热端部件,如高压压气机叶片、涡轮盘、主燃烧室和加力燃烧室、机匣等部件,涡轮叶片一般都采用铸造高温合金。

对于合金化程度较高、不易变形的高温合金,目前广泛采用精密铸造成形,例如,铸造涡轮叶片和导向叶片。20 世纪 60 年代,精密铸造法成为制造高温合金涡轮叶片的主要方法。60 年代中期以后,发展了定向凝固高温合金技术,定向凝固技术使得合金的晶粒沿热流流失方向定向排列,基本消除了垂直于应力轴的薄弱的横向晶界,使得铸造高温合金的力学性能大为提高。

单晶是定向凝固技术的进一步发展。美国 Pratt & Whitney 及 TRW 开发出单晶叶片,现在单晶合金已经发展到了第 4 代。单晶合金完全消除了作为高温断裂特征的晶界,从而达到很高的蠕变及持久强度。经过几十年的发展,已经开发出了 4 代单晶合金。每一代单晶合金的耐高温能力都比上一代提高约 30℃,其中第 2 代和第 3 代单晶合金的主要特征是分别添加了 3% 和 6% 的 Re。

随着发动机推重比的提高,涡轮前温度也不断升高,从而使涡轮盘承受的温度越来越高,所以涡轮盘材料和成形工艺经历了一个不断发展的过程。早期由于使用温度较低,曾用低合金钢与铁基合金。随着使用温度的提高,逐渐采用真空熔炼以及镍基合金等。为了提高涡轮盘材料的使用温度,需要添加更多的强化元素,期间遇到两个严重的问题:一是高含量合金元素引起铸锭严重偏析,导致显微组织和力学性能不均匀,特别是像涡轮盘这样的大型件,更为严重;二是高强度致使合金难以加工变形。高纯预合金粉末经热等静压成形的新型粉末冶金工艺,解决了

这两个问题,推动了高温合金的发展,使粉末冶金涡轮盘成为继非真空熔炼和真空熔炼后的新一代即第三代涡轮盘材料。

粉末高温合金材料采用预合金粉末、热等静压、挤压、等温锻造、热处理等粉末冶金方法制造成盘件,解决了很多传统工艺不能解决的问题,引起了人们的极大兴趣。由于粉末高温合金具有组织均匀、晶粒细小、屈服强度和抗拉强度高、疲劳性能好等优点,近三十年来已经从第一代高强粉末高温合金发展到第二代损伤容限型粉末高温合金,最近又出现了损伤容限+高强型的第三代粉末高温合金。粉末高温合金已成为先进航空发动机涡轮盘的首选材料。

钛是 20 世纪 50 年代发展起来的一种重要的结构金属,钛合金是以钛为基础加入其他元素组成的合金。钛有两种同质异晶体:882℃ 以下为密排六方结构 α 钛,882℃ 以上为体心立方的 β 钛。钛合金因具有强度高、耐蚀性好、耐热性高等特点而被广泛用于各个领域。世界上许多国家都认识到钛合金材料的重要性,相继对其进行研究开发,并得到了实际应用。20 世纪 50~60 年代,主要是发展航空发动机用的高温钛合金和机体用的结构钛合金,70 年代开发出一批耐蚀钛合金,80 年代以来,耐蚀钛合金和高强钛合金得到进一步发展。钛合金主要用于制作飞机发动机压气机部件,其次为火箭、导弹和高速飞机的结构件。

用在航空发动机上的钛合金主要有高强钛合金、高温钛合金和阻燃钛合金。高强钛合金一般是指抗拉强度在 1000MPa 以上的钛合金。高性能航空发动机的发展需求牵引着高温钛合金的发展,钛合金的使用温度逐步提高,从 20 世纪 50 年代以 Ti6Al4V 为代表的 350℃,经过 IMI679 和 IMI829 提高到了以 IMI834 合金为代表的 600℃。目前,代表国际先进的高温钛合金有美国的 Ti-6242S, Ti-1100,英国的 IMI834,俄罗斯的 BT36 以及中国的 Ti-60。

由于普通钛合金在作为航空发动机材料使用时,可能会产生钛燃烧的事故,为了解决这个问题并满足高推重比航空发动机的需要,各国开展了对阻燃钛合金的研制。美国和俄罗斯从 20 世纪 70 年代就积极开展钛燃烧问题的研究,并先后研制成功各自的阻燃钛合金,而我国在此方面的研究与国外还有一定差距。

航空结构钢具有高强度、良好的塑性、韧性、抗疲劳性能和工艺性能,且价格低,在航空工业中广泛地用于制造承力结构件、连接件、紧固件和弹性件等。不锈钢和结构钢是航空发动机上典型用钢,不锈钢是指耐大气、水、海水、酸及其他腐蚀介质的腐蚀,具有高度化学稳定性的钢种系列。其耐腐蚀性主要取决于铬含量。只有当铬含量高于约 12% 时钢的化学稳定性才产生质变,钝化而不锈。结构钢主要特点是具有很高的强度和足够的韧性,用于制造承受很高应力和减重设计的重要构件。

经验和科学研究过程表明,凡是在材料的研制过程中,比较系统地分析了材料各方面性能数据,并同时材料的损伤特征、断裂机理以及材料断裂失效机理与宏观力学行为之间的关系进行过系统研究并形成一系列基础数据汇编的,都对发动机研制的顺利进行,并对发动机的寿命评估、安全评定和使用起到重要的作用。

本书共分 3 部分:高温合金、钛合金和结构钢,共 23 种材料牌号,包括 7 种变形高温合金,1 种粉末高温合金, DZ125、IC10、DD3、DD6 共 4 种定向凝固和单晶高温合金,8 种钛合金,3 种结构钢。其主要内容是分析材料的组织结构以及在不同试验条件下的典型断口特征。断口典型特征分析采用宏微观结合分析的方法,宏观特征包括断口源区、扩展区和瞬断区的描述,断口微观分析涉及对断口三个特征区的微观特征进行描述,并对不同试验条件下的断裂特征进行总结分析。上述材料在不同试验条件下的断裂特征研究结果,对合金的工程应用,失效分析与预防具有重要的指导作用。

2007 年出版的《航空发动机用材料断裂分析及断口图谱》已对 GH141、GH188、GH4169、FGH95、GH536、DZ125、TA12、TC4、TC11、TC17、ZTC4 等合金的断裂特征进行了研究,本书对上述材料在不同试验条件下的断裂特征进行了进一步研究。另外,本书新增了 GH3030、GH3044、GH909、IC10、DD3、DD6、1Cr11Ni2W2MoV、16Cr3NiWMoVNbE、35Ni4Cr2MoA 这几种材料的断裂特征。其中 IC10、DD3、DD6 为最先进的发动机用定向和单晶高温合金。本书与 2007 年出版的《航空发动机用材料断裂分析及断口图谱》共同应用,能更全面地了解航空发动机关键材料的断裂行为。

本书是集体智慧的结晶,是在“十五”、“十一五”期间航空发动机设计用材料性能数据测试完成的基础上开展的。第一章由北京航空材料研究院的白明远、胡春燕、顾玉丽、刘德林,中科院金属研究所的王威,北京航空航天大学陈赤因,南昌航空大学的苏倩,中国民航科学技术研究院的李春光等共同完成;第二章由北京航空材料研究院的胡春燕、范映伟、王祺,中国民航科学技术研究院的李春光等完成;第三章由北京航空材料研究院的顾玉丽,中科院金属研究所的王威,北京航空航天大学李君、陈赤因,南昌航空大学的苏倩等完成;第四章由北京航空材料研究院的陈星、胡春燕,北京航空航天大学李君等完成。在技术实施方案论证以及断口分析与研究以及编写过程中,力学性能研究室的于慧臣、李影、李骋、张仕朝、李旭东等提供了试验数据和断口实物。本书的统稿及文字和图谱的编辑工作由刘德林、刘新灵、胡春燕和陈星共同完成,总体技术方案以及审核由刘新灵和陶春虎完成,审订工作由陶春虎、于慧臣、刘昌奎、何玉怀完成。

由于作者水平有限,书中的不足在所难免,恳请读者批评指正。愿本书的出版能对我国先进发动机关键材料的工程应用及其失效分析与预防提供有益的帮助。

编辑委员会

2012 年 10 月

目 录

第一章 航空发动机用变形高温合金断口特征	1
1.1 GH141	1
1.1.1 概述	1
1.1.2 组织结构	1
1.1.3 断口特征	1
1.2 GH188	41
1.2.1 概述	41
1.2.2 合金的组织结构	41
1.2.3 断口特征	42
1.3 GH3030	45
1.3.1 概述	45
1.3.2 组织结构	45
1.3.3 断口特征	46
1.4 GH3044	69
1.4.1 概述	69
1.4.2 合金的组织结构	69
1.4.3 断口特征	70
1.5 GH4169	89
1.5.1 概述	89
1.5.2 合金的组织结构	89
1.5.3 断口特征	89
1.6 GH536	100
1.6.1 概述	100
1.6.2 合金的组织结构	100
1.6.3 断口特征	100
1.7 GH909	132
1.7.1 概述	132
1.7.2 组织结构	132
1.7.3 断口特征	132
1.8 FGH95	152
1.8.1 概述	152
1.8.2 组织结构	152
1.8.3 断口特征	153

第二章 航空发动机用定向凝固和单晶高温合金断口特征	179
2.1 DZ125	179
2.1.1 概述	179
2.1.2 组织结构	179
2.1.3 断口特征	179
2.2 IC10	196
2.2.1 概述	196
2.2.2 组织结构	196
2.2.3 断口特征	196
2.3 DD3	210
2.3.1 概述	210
2.3.2 组织结构	210
2.3.3 断口特征	210
2.4 DD6	224
2.4.1 概述	224
2.4.2 组织结构	224
2.4.3 断口特征	225
第三章 航空发动机用钛合金断口特征	245
3.1 TA12	245
3.1.1 概述	245
3.1.2 组织结构	245
3.1.3 断口特征	245
3.2 TC4	277
3.2.1 概述	277
3.2.2 组织结构	277
3.2.3 断口特征	277
3.3 TC11	340
3.3.1 概述	340
3.3.2 组织结构	340
3.3.3 断口特征	340
3.4 TC17	348
3.4.1 概述	348
3.4.2 组织结构	348
3.4.3 断口特征	348
3.5 ZTC4	376
3.5.1 概述	376
3.5.2 组织结构	376
3.5.3 断口特征	377
3.6 YZTC4	384
3.6.1 概述	384

3.6.2	组织结构	384
3.6.3	断口特征	384
3.7	YZTA11	394
3.7.1	概述	394
3.7.2	组织结构	394
3.7.3	断口特征	394
3.8	ZTA15	432
3.8.1	概述	432
3.8.2	组织结构	432
3.8.3	断口特征	432
第四章	航空发动机用合金钢断口特征	450
4.1	1Cr11Ni2W2MoV	450
4.1.1	概述	450
4.1.2	组织结构	450
4.1.3	断口特征	450
4.2	16Cr3NiWMoVNB	461
4.2.1	概述	461
4.2.2	组织结构	461
4.2.3	断口特征	461
4.3	35Ni4Cr2MoA	514
4.3.1	概述	514
4.3.2	组织结构	514
4.3.3	断口特征	514

第一章 航空发动机用变形高温合金断口特征

1.1 GH141

1.1.1 概述

GH141 是沉淀硬化型镍基变形高温合金,在 $650^{\circ}\text{C}\sim 900^{\circ}\text{C}$ 范围内,具有高的拉伸和持久强度及良好的抗氧化性能,适用于制造在 870°C 以下要求高强度和 980°C 以下要求抗氧化的航空、航天发动机的涡轮盘、高压叶片、燃烧室板材承力件、涡轮转子、高压器、紧固件、高温弹簧等零部件。由于合金中铝、钛、钼含量较高,铸件开坯比较困难,但变形后的材料具有较好的塑性,在退火状态下可以冷成形,也可进行焊接,焊接部件热处理时易产生应变时效裂纹。

1.1.2 组织结构

该合金的标准热处理工艺为:在热处理后的组织除 γ 基体外,还存在有 γ' 、 M_6C 、 M_{23}C_6 、 MC ,长期时效后有 μ 相析出。金相组织形貌见图 1.1-1。

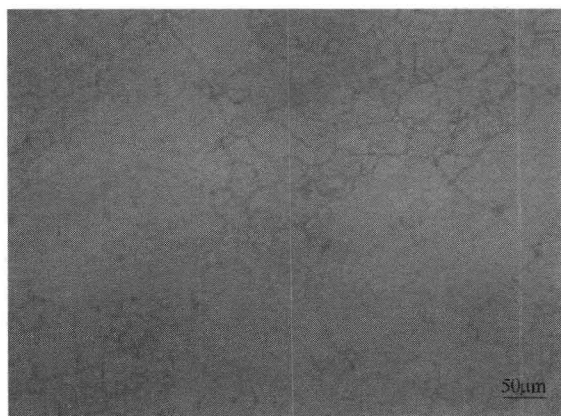


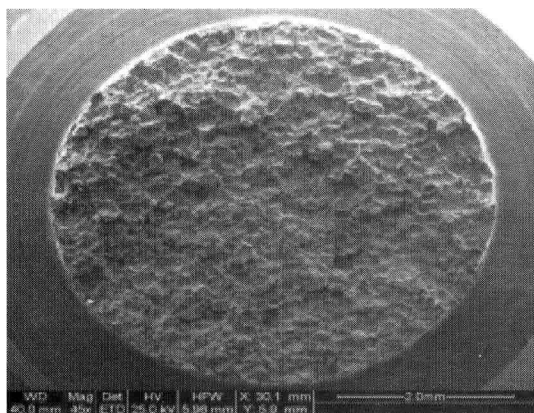
图 1.1-1 GH141 合金的金相组织

1.1.3 断口特征

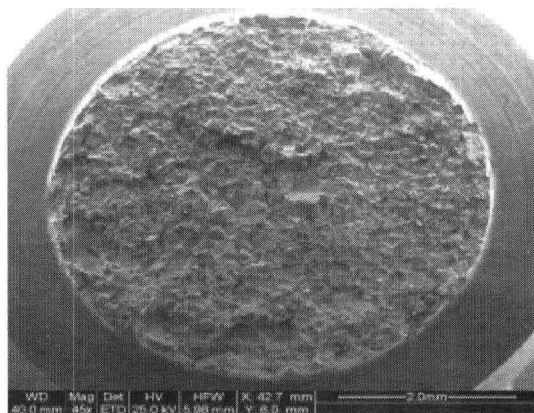
1. 光滑拉伸

(1) 宏观特征。3 个拉伸断口的宏观特征基本相同,断面较粗糙,呈颗粒状,断口表面可见反光小刻面。 500°C 拉伸断口表面呈浅黄色, 700°C 拉伸断口表面呈灰黄色, 850°C 拉伸断口表面呈深蓝色(见图 1.1-2)。

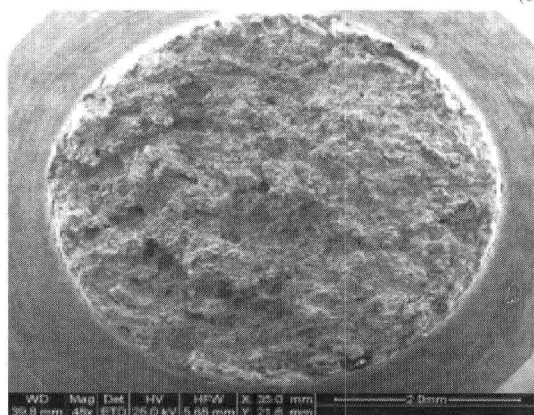
(2) 微观特征。3 个拉伸断口的微观特征基本相同,均为韧性沿晶断裂,晶界面上为细小韧窝,断口局部区域可见沿晶二次裂纹,见图 1.1-3。



(a)



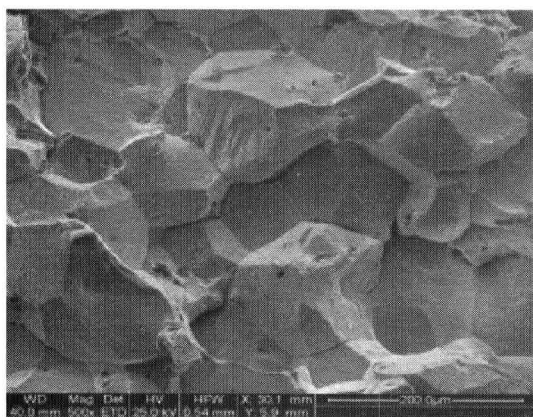
(b)



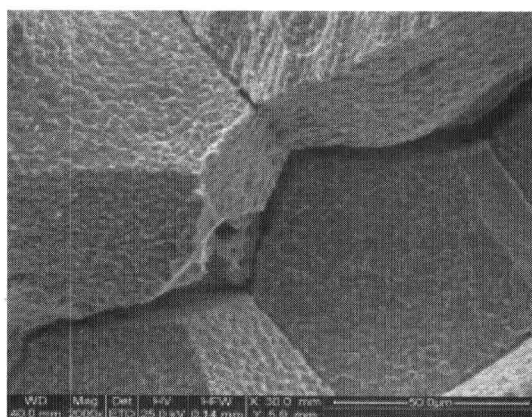
(c)

图 1.1-2 缺口拉伸断口宏观形貌

(a) 500°C, $\sigma_{bH} = 1163\text{MPa}$; (b) 700°C, $\sigma_{bH} = 1269\text{MPa}$; (c) 850°C, $\sigma_{bH} = 1139\text{MPa}$ 。



(a)



(b)

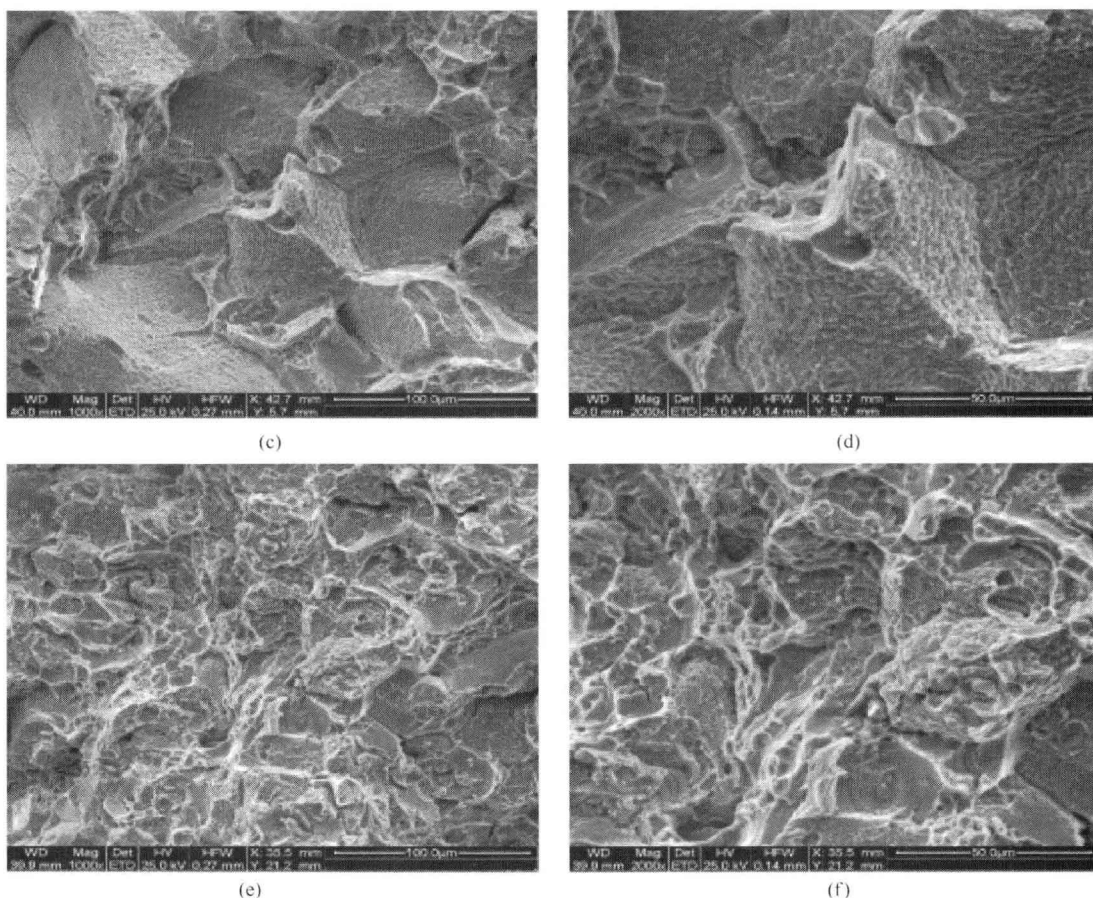


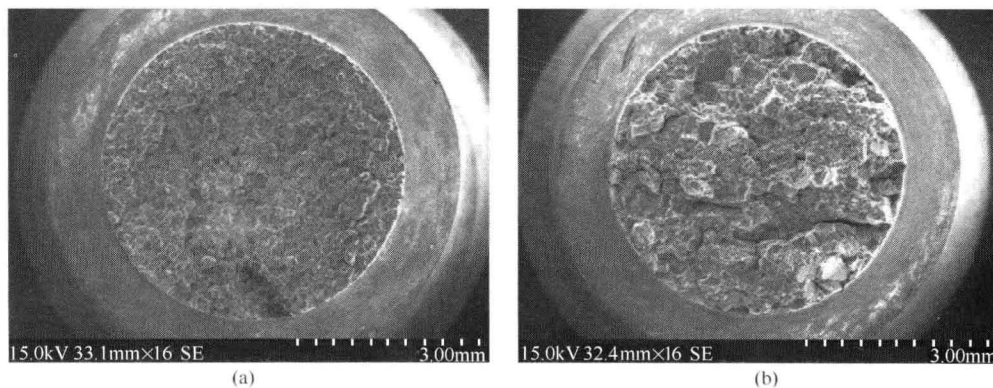
图 1.1-3 缺口拉伸断口微观形貌

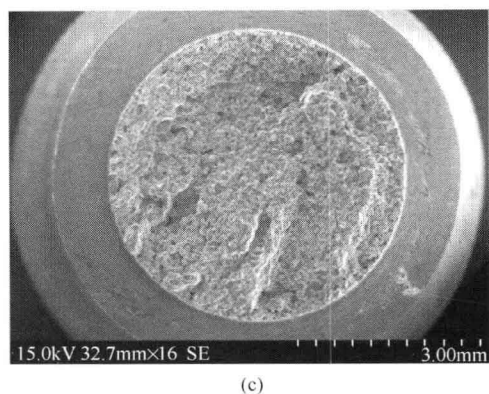
- (a) 500℃断口韧性沿晶断裂; (b) 500℃断口晶界上的韧窝断裂;
(c) 700℃断口韧性沿晶断裂; (d) 700℃断口晶界上的韧窝断裂;
(e) 850℃断口韧性沿晶断裂; (f) 850℃断口晶界上的韧窝断裂。

2. 光滑持久

1) 700℃

(1) 宏观特征。断口比较粗糙，呈颗粒状，见图 1.1-4。应力为 711MPa 和 850MPa 的持久断口从试样边缘一侧起始，起始区为蓝紫色，瞬断区为浅蓝色；应力为 815MPa 的持久断口呈浅蓝色。





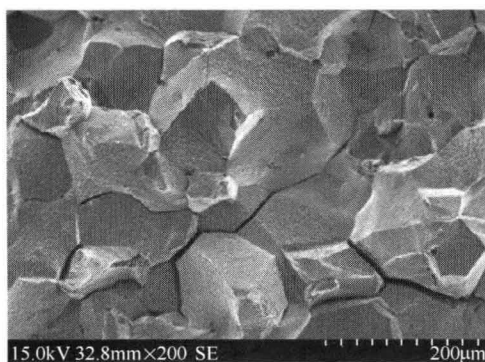
(c)

图 1.1-4 700°C 光滑持久断口宏观形貌

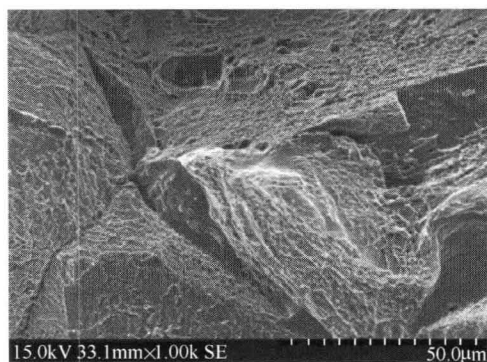
(a) 试样 A, 700°C/711MPa, $t=619.08\text{h}$; (b) 试样 B, 700°C/815MPa, $t=545.16\text{h}$;

(c) 试样 C, 700°C/850MPa, $t=66.08\text{h}$ 。

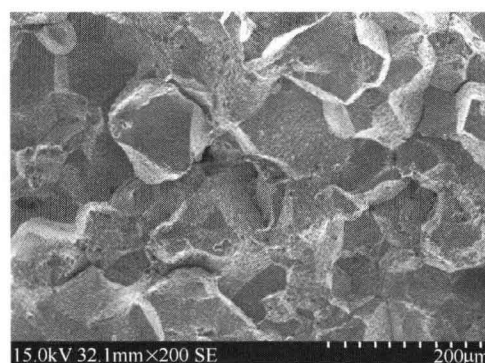
(2) 微观特征。三个应力水平下的断口微观特征基本相同:断口均主要以沿晶断裂为主, 见图 1.1-5(a)、(c)、(e), 可见典型的沿晶特征及二次裂纹。晶界断面上可见细小的韧窝形貌, 见图 1.1-5(b)、(d)、(f)。



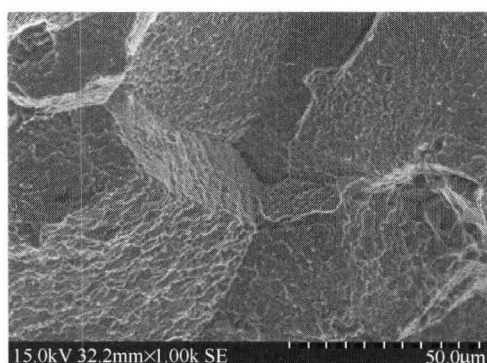
(a)



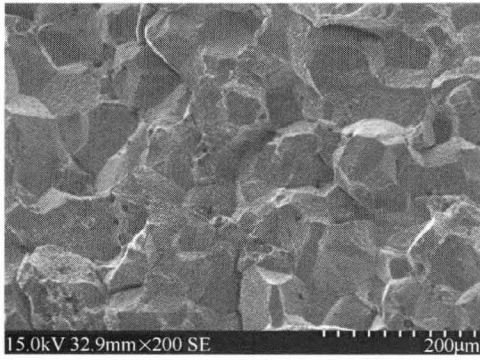
(b)



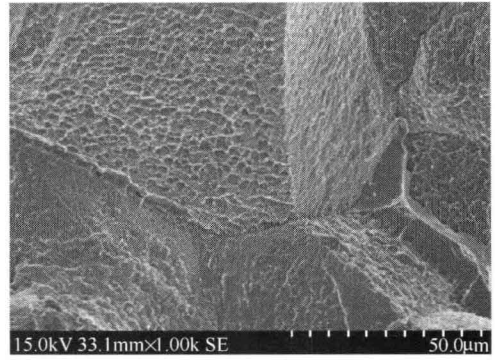
(c)



(d)



(e)



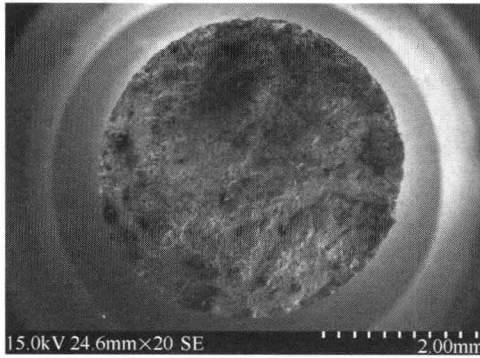
(f)

图 1.1-5 700°C 光滑持久断口微观形貌

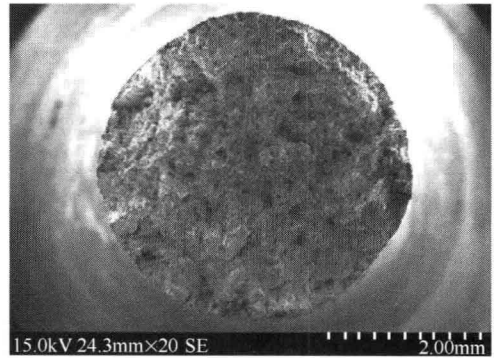
- (a) 试样 A 断口沿晶断裂; (b) 试样 A 断口晶界上的韧窝;
(c) 试样 B 断口沿晶断裂; (d) 试样 B 断口晶界上的韧窝;
(e) 试样 C 断口沿晶断裂; (f) 试样 C 断口晶界上的韧窝。

2) 760°C

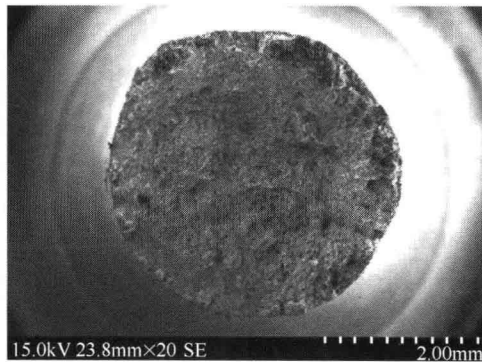
(1) 宏观特征。三个应力水平下的断口宏观特征基本相同:断口比较粗糙,高差较大,呈颗粒状,裂纹从试样边缘局部起始,在裂纹起始边缘的相对一侧边缘存在剪切唇形貌,见图 1.1-6。断口均呈深蓝色。



(a)



(b)



(c)

图 1.1-6 760°C 光滑持久断口宏观形貌

- (a) 试样 A, 760°C/510MPa, $t=55.00\text{h}$, $\delta=25.52\%$, $\psi=31.19\%$; (b) 试样 B, 760°C/470MPa, $t=128.84\text{h}$, $\delta=16.40\%$, $\psi=32.24\%$;
(c) 试样 C, 760°C/420MPa, $t=232.58\text{h}$, $\delta=27.76\%$, $\psi=36.76\%$ 。

(2) 微观特征。三个应力水平下的断口微观特征基本相同:断口均主要以沿晶断裂为主,见图 1.1-7(a)、(c)、(e),可见沿晶特征及二次裂纹。晶界断面上可见细小的韧窝形貌,见图 1.1-7(b)、(d)、(f)。

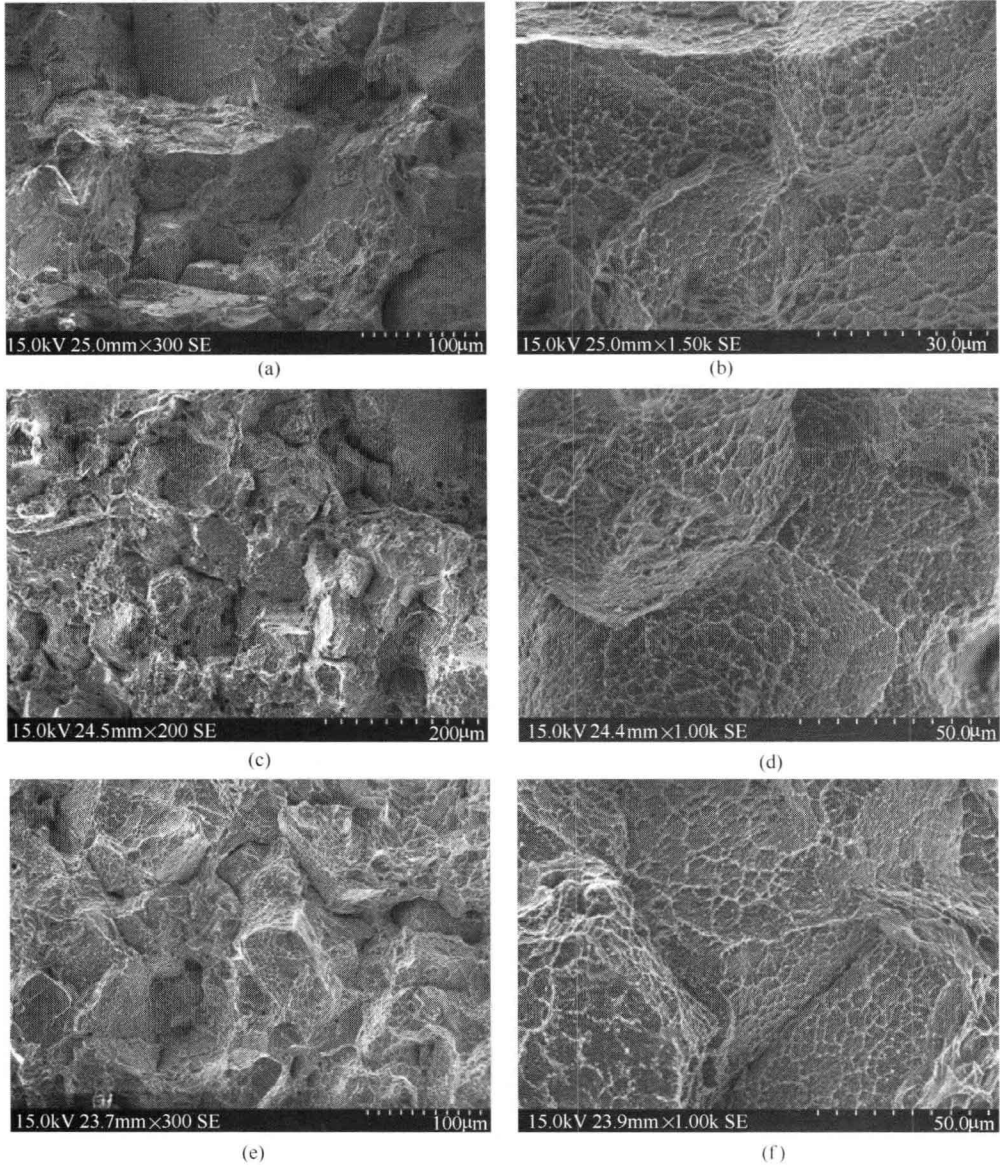


图 1.1-7 760°C持久断口微观形貌

- (a)试样 A 断口韧性沿晶断裂;(b)试样 A 断口晶界上的韧窝;
- (c)试样 B 断口韧性沿晶断裂;(d)试样 B 断口晶界上的韧窝;
- (e)试样 C 断口韧性沿晶断裂;(f)试样 C 断口晶界上的韧窝。

3) 850°C

(1) 宏观特征。断口比较粗糙,高差较大,呈颗粒状,断裂起始于四周,起始区氧化严重,瞬断区在断口中部,其中应力为 420MPa 的持久断口由于断裂时间相对较短,氧化程度较轻,见图

1.1-8。断口起始区为深灰色,瞬断区为浅灰色。

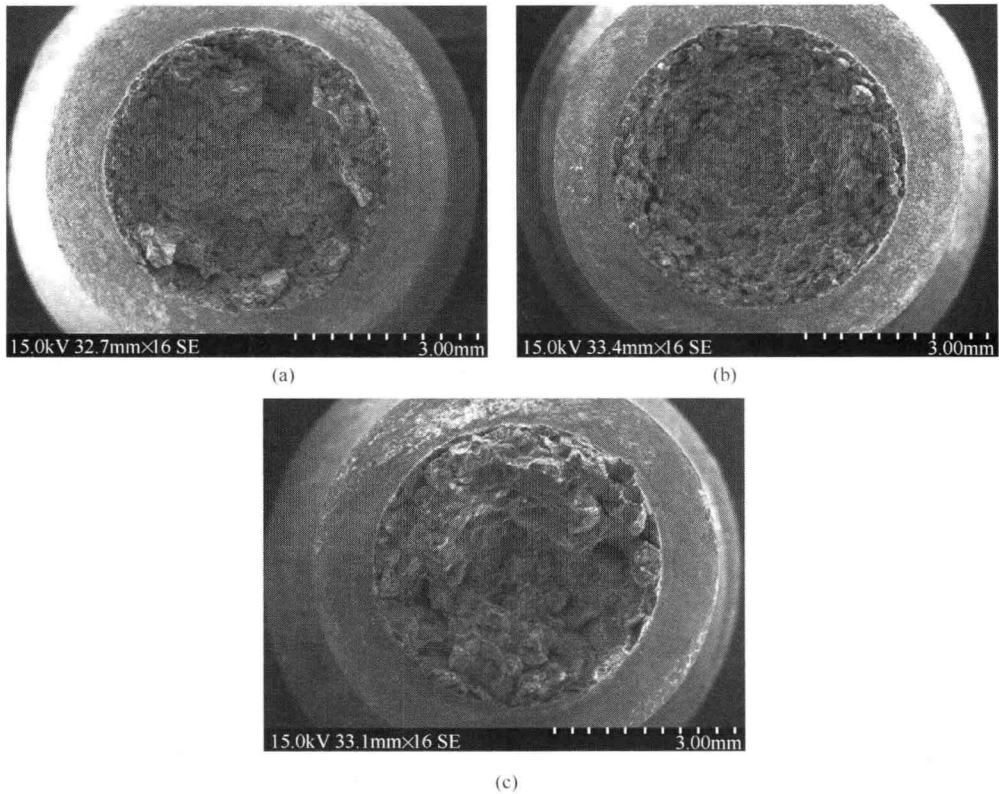


图 1.1-8 850℃光滑持久断口宏观形貌

(a)850℃/300MPa, $t=274.75\text{h}$; (b)850℃/340MPa, $t=177.67\text{h}$;

(c)850℃/420MPa, $t=83.75\text{h}$ 。

(2) 微观特征。三个应力水平下的断口微观特征基本相同:断口均主要以沿晶断裂为主,见图 1.1-9(a)、(b)。起始区氧化严重,见图 1.1-9(c)。瞬断区晶界上可见细小的韧窝形貌,见图 1.1-9(d)。

