

# Ti6Al2ZrMoV 精密铸件疲劳性能研究

吴鹤<sup>1</sup> 彭楚峰<sup>2</sup> 毕世权<sup>3</sup> 刘昌奎<sup>1</sup>

(1 北京航空材料研究院,北京 100095)

(2 成都飞机工业(集团)有限责任公司军事代表室,成都 610092)

(3 沈阳飞机设计研究所,沈阳 110035)

**文摘** 对 Ti6Al2ZrMoV 精密铸件进行了 400、460 和 520 MPa 三种不同应力水平下的疲劳性能试验。试验载荷采用三角波和轴向循环加载,加载系数  $K=0.4$ ,应力比  $R=0.1$ ,且在等幅应力下进行。结果表明,400 和 460 MPa 应力水平下,铸造 Ti6Al2ZrMoV 合金具备良好的疲劳性能。随着应力水平的提高,疲劳寿命显著下降,520 MPa 应力水平下的疲劳寿命均值仅为  $36.8 \times 10^4$  周次。断口观察和分析表明,精密铸件内部冶金缺陷和表面质量等因素,是影响合金疲劳性能的主要原因。

**关键词** Ti6Al2ZrMoV, 精密铸件, 疲劳性能

## Fatigue Property of Ti6Al2ZrMoV Cast Alloy

Wu He<sup>1</sup> Peng Chufeng<sup>2</sup> Bi Shiquan<sup>3</sup> Liu Changkui<sup>1</sup>

(1 Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095)

(2 Military Representative Office of CAC, Chengdu 610092)

(3 Shenyang Aircraft Design Research Institute, Shenyang 110035)

**Abstract** The fatigue property of Ti6Al2ZrMoV precision cast alloy in different stress levels of 400, 460 and 520 MPa was studied. Triangular wave and axial circulating load were applied in constant-amplitude test with the loading coefficient  $K=0.4$  and stress ratio  $R=0.1$ . The results show that the fatigue property of Ti6Al2ZrMoV cast has good performance when the stress level is 400 and 460 MPa, the fatigue life dramatically falls down with the increasing of stress level, the average fatigue life was  $3.68 \times 10^5$  cycles. The electron microscopy and metallographic analysis indicates that the surface quality and internal metallurgic defect are the prime reasons affecting fatigue property of the specimen.

**Key words** Ti6Al2ZrMoV, Investment castings, Fatigue property

### 0 引言

近年来,随着我国未来先进战斗机轻质、长寿命、短周期和低成本等设计要求的提出,钛合金精密铸件在飞机机体设计中得到越来越多的重视。由于飞机机身结构的特殊受力要求,以往的设计通常选用锻造钛合金厚板,经加工后焊接或铆接而成。然而,这种传统工艺制造周期长、成本高、工序繁杂。采用先进的钛合金精密铸造和热等静压的有机结合,可以缩短制造周期、降低生产成本以及减少零部件数量。但是,由于铸造钛合金组织均匀性差、存在冶金缺陷(如疏松、微小气孔、夹杂),往往导致其疲劳性能比变形钛合金差。美国采用熔模铸造试棒的疲劳性能

比较高,光滑拉压疲劳强度仅仅稍低于变形钛合金,而缺口疲劳强度却超过了变形钛合金<sup>[1]</sup>。随着热等静压技术的发展,热等静压后铸造 Ti6Al4V 合金的疲劳强度可提高 25%<sup>[2]</sup>。

本文以 Ti6Al2ZrMoV 合金为对象,进行光滑疲劳性能试验研究。

### 1 实验材料及方法

采用零级海绵钛、海绵锆和中间合金(铝钎、铝钼),利用自耗电极真空电弧炉经过二次熔炼制成 Ti6Al2ZrMoV 母合金锭电极,通过真空自耗凝壳炉熔化、浇铸成飞机机身结构精密铸件。铸件经热等静压处理、X射线检验、缺陷排除与补焊,使内部冶金质量

收稿日期:2007-06-22;修回日期:2007-08-15

作者简介:吴鹤,1970年出生,高级工程师,主要从事钛合金精密铸造工艺研究

达到 HB5448 - 90B 级要求后,将铸件解剖成 45 mm  $\times$  220 mm 的试块 (厚度大于 8 mm),然后按图 1 加工成疲劳试样。

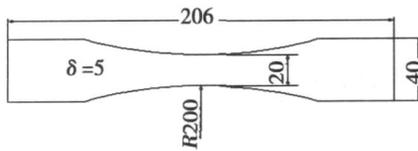


图 1 疲劳试样结构与尺寸

Fig 1 Structure and dimension of fatigue testing specimen

疲劳试验设备为 AMSLER1478 型试验机。根据静力试验结果,确定在 400、460 和 520 MPa 三种应力水平下进行。试验载荷采用三角波和等幅应力,加载系数  $K=0.4$ 。采用轴向循环加载,应力比  $R=0.1$ 。在 JSM - 5600HV /LV 型扫描电镜上,分析三种应力水平下疲劳寿命较短试样的断口形貌和疲劳特征。

## 2 结果与分析

### 2.1 不同应力水平下的疲劳性能

表 1 为 Ti6Al2ZrMoV 试样在不同应力水平下疲劳试验的结果。

表 1 Ti6Al2ZrMoV 合金精铸解剖件疲劳试验结果

Tab 1 Fatigue-testing results of Ti6Al2ZrMoV alloy precision castings

试样	应力水平 / MPa	循环次数 / $10^5$	对数中值	$N_{50} / 10^5$
1 <sup>#</sup>	400	10	5.65	4.42
2 <sup>#</sup>		1.95		
3 <sup>#</sup>		1.28		
4 <sup>#</sup>		10		
5 <sup>#</sup>	460	10	5.85	7.08
6 <sup>#</sup>		10		
7 <sup>#</sup>		10		
8 <sup>#</sup>		10		
9 <sup>#</sup>	520	20.1	5.57	3.68
10 <sup>#</sup>		22.0		
11 <sup>#</sup>		14.3		
12 <sup>#</sup>		3.96		
13 <sup>#</sup>		10		
14 <sup>#</sup>		10		

从表 1 可以看出,应力水平较低时 (400 和 460 MPa) 数据分散性大。这是因为钛合金的组织类型和表面完整性对钛合金疲劳性能,尤其是高周疲劳性能的影响非常大,从而导致疲劳试验数据分散性大<sup>[3]</sup>。460 MPa 应力水平下的六个试样中有五个疲劳寿命均达到  $10^6$  周次,因此可以认为在该应力水平下, Ti6Al2ZrMoV 精铸件的疲劳寿命是可靠的。该应力水平的 3<sup>#</sup> 疲劳试样和更低应力水平 (400 MPa) 的 2<sup>#</sup> 疲劳试样出现过早断裂,很可能是由于试样内部存

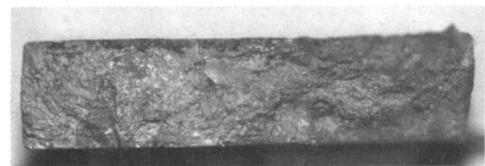
在缺陷所致。当应力水平较高时 (520 MPa),仍然有两个试样的疲劳寿命达到  $10^6$  周次,其余四个试样分散性不大,疲劳寿命最长为  $3.96 \times 10^5$  周次,最短为  $1.43 \times 10^5$  周次,疲劳寿命均值  $N_{50}$  为  $3.68 \times 10^5$  周次。

### 2.2 疲劳断口分析

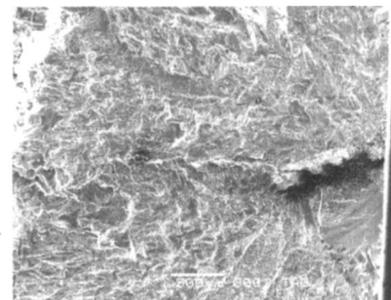
金属疲劳断裂是由交变应力引起的一种缓慢断裂过程,一般可分为三个阶段:裂纹萌生、裂纹扩展和最后断裂。了解疲劳裂纹的萌生、扩展的机理及断裂的形貌特征,对于分析疲劳断裂失效的原因有着极其重要的意义<sup>[4-5]</sup>。

#### 2.2.1 400 MPa 应力水平

2<sup>#</sup> 试样相对钛合金自身的抗疲劳特性为低应力水平,然而该试样的疲劳寿命很短,发生了过早断裂。观察发现,疲劳裂纹起源于试样表面,断口长 21.5 mm,疲劳扩展区面积约占断口面积 60% 左右,呈扇形分布,疲劳扩展区平坦,断口宏观形貌见图 2(a)。疲劳扩展区微观形貌见图 2(b),疲劳扩展区棱线呈羽毛状。疲劳裂纹起源于试样表面长条形夹杂缺陷如图 2(c),能谱检测表明缺陷为钎金属夹杂。疲劳扩展近源区存在较多的光滑刻面,初期疲劳的疲劳条带呈脆性条带特征,疲劳扩展后期的疲劳条带呈韧性条带特征。瞬断区更加粗糙,高倍形貌为韧窝断裂特征,如图 2(d) 所示。



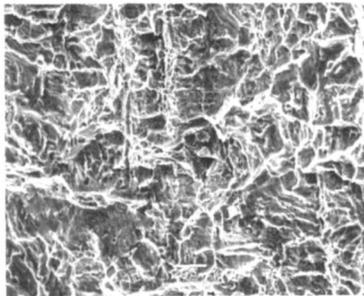
(a) 宏观断口



(b) 疲劳裂纹扩展区



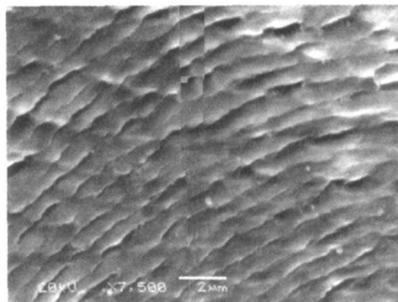
(c) 源区夹杂缺陷



(d) 瞬断区韧窝形貌

图 2 2<sup>#</sup>试样的疲劳断口形貌

Fig 2 Fatigue fracture pattern of 2<sup>#</sup> specimen



(d) 扩展后期条带特征

图 3 3<sup>#</sup>试样的疲劳断口形貌

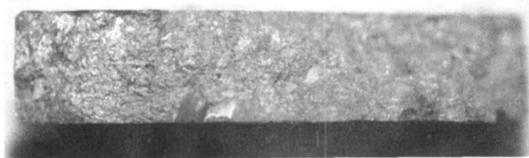
Fig 3 Fatigue fracture pattern of 3<sup>#</sup> specimen

### 2.2.2 460 MPa 应力水平

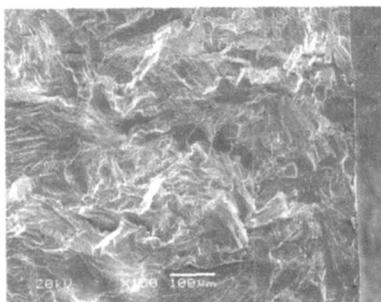
3<sup>#</sup>试样的裂纹起源于试样表面,断口长 24 mm,疲劳扩展区面积约占断口面积 40%左右,呈扇形分布,疲劳扩展区平坦,断口宏观形貌见图 3(a)。疲劳扩展区棱线呈羽毛状,与 2<sup>#</sup>试样相似。疲劳裂纹也起源于试样表面,源区附近存在较多的类解理光滑刻面图 [3(b)]。疲劳扩展初期的疲劳条带呈脆性条带特征 [图 3(c)],疲劳扩展后期的疲劳条带呈韧性条带特征 [图 3(d)]。瞬断区更加粗糙,高倍形貌呈现韧窝断裂特征。

### 2.2.3 520 MPa 应力水平

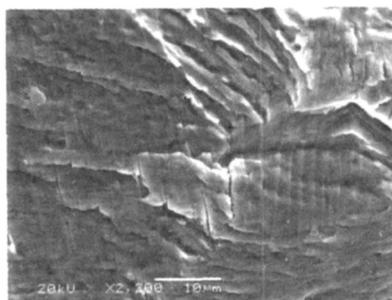
11<sup>#</sup>试样的裂纹起源于试样表面,疲劳扩展区面积约占断口面积 40%左右,呈扇形分布,疲劳扩展区平坦,断口宏观形貌见图 4(a)。疲劳裂纹起源于试样表面,源区附近存在较多的类解理光滑刻面 [图 4(b)]。疲劳扩展初期的疲劳条带呈脆性条带特征,疲劳扩展后期的疲劳条带呈韧性条带特征 [图 4(c)]。瞬断区较粗糙,高差较大,高倍形貌为韧窝断裂特征 [图 4(d)]。



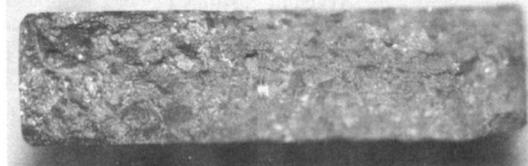
(a) 宏观断口



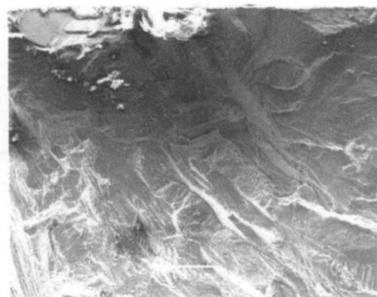
(b) 疲劳扩展区



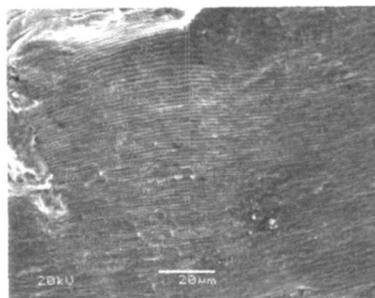
(c) 扩展初期条带特征



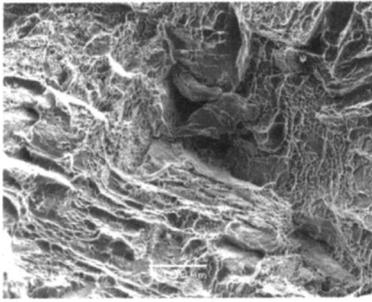
(a) 宏观断口



(b) 源区类解理刻面



(c) 扩展后期条带特征



(d) 瞬断区韧窝形貌

图 4 11<sup>#</sup>试样的疲劳断口形貌

Fig 4 Fatigue fracture pattern of 11<sup>#</sup> specimen

### 3 结论

(1) Ti6Al2ZrMoV 精铸件发生疲劳断裂时,疲劳裂纹均起源于铸件表面,疲劳断口特征基本相同。疲劳源区或近源区均存在类解理光滑刻面。疲劳扩展区的扩展棱线呈羽毛状,裂纹扩展初期的光滑刻面上可见脆性疲劳条带特征,裂纹扩展中后期,脆性疲劳条带转变为韧性条带特征。瞬断区为典型的韧窝断裂特征。

(2) 在 400 和 460 MPa 较低应力水平下, Ti6Al2ZrMoV 精铸件的疲劳寿命数据分散性较大,而

当应力水平较高时 (520 MPa),疲劳寿命数据分散性较小。Ti6Al2ZrMoV 铸件的疲劳寿命不仅与材料本身特性密切相关外,还与内部冶金缺陷、试样表面加工质量等因素有关。

(3) 应力水平为 460 MPa 时, Ti6Al2ZrMoV 精铸件有着理想的疲劳寿命,能够满足飞机结构件使用要求。

### 参考文献

- 1 王金友,葛志明,周彦邦. 航空用钛合金. 上海:上海科学技术出版社,1985: 316 ~ 317
- 2 周彦邦. 钛合金铸造概论. 北京:航空工业出版社,2000: 72
- 3 陶春虎,刘庆琼,曹春晓. 航空用钛合金的失效及其预防. 北京:国防工业出版社,2002: 23
- 4 张栋,钟培道,陶春虎. 机械失效的实用分析. 北京:国防工业出版社,1997: 103 ~ 104
- 5 苏锡九,陈英. 金属材料断口分析及图谱. 北京:科学出版社,1991: 189 ~ 204

(编辑 任涛)