

# TA15 钛合金两类组织对疲劳性能和断裂韧度的影响

Effect of Structure on Fatigue Properties and Fracture Toughness for TA15 Titanium Alloy

张庆玲, 李兴无

(北京航空材料研究院, 北京 100095)

ZHANG Qing-ling, LI Xing-wu

(Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

**摘要:** 研究了TA15钛合金片状和双态两种典型组织对疲劳性能和断裂韧度的影响, 结果表明: 在S-N曲线的高应力区, 双态组织的疲劳强度高于片状组织; 在低应力区, 情况则相反, 且片状组织的疲劳极限(656MPa)高于双态组织(565MPa)。片状组织的疲劳裂纹扩展速率低于双态组织, 且断裂韧度 $K_{IC}$ 高于双态组织, 即片状组织的损伤容限性能优于双态组织。

**关键词:** 钛合金; 片状组织; 双态组织; 疲劳性能; 断裂韧度

中图分类号: TG113.25      文献标识码: A      文章编号: 1001-4381(2007)07-0003-03

**Abstract:** Effect of lamellar and bi-modal structure on fatigue properties and fracture toughness have been investigated for TA15 titanium alloy. The results show that fatigue strength of bi-modal structure is higher than lamellar structure in the low cycle region. however the fatigue limit of lamellar structure is higher than bi-modal structure in the high cycle. The damage tolerance properties of lamellar are better than bi-modal structure, i. e. fracture toughness is higher and crack growth rate is lower of lamellar structure.

**Key words:** titanium alloy; lamellar structure; bi-modal structure; fatigue properties; fracture toughness

钛合金在航空工业中的应用优势日趋明显。但随着钛合金原材料价格的上涨, 以及钛合金需求的趋旺, 国际上近期钛合金的发展重点有三个方面的转变: 一是由性能驱动转变为成本驱动, 即寻求低成本途径; 二是由成分创新驱动转变为工艺创新驱动, 即由合金化途径满足使用要求转变为热工艺途径满足使用要求; 三是钛合金选材判据发生变化, 20世纪70年代以后, 国际航空界在设计思想上也发生了变化, 由传统的静强度设计和安全寿命设计转变为损伤容限设计。设计思想的变化, 导致相应的选材判据发生变化, 对组织的要求也随之发生改变, 但这种变化并不是摒弃传统选材判据, 而是在此基础上, 增加并强调两个新的因素<sup>[1]</sup>, 即已损伤材料的强度(断裂韧度)和已损伤材料的疲劳性能(疲劳裂纹扩展速率)。

钛合金片状组织的损伤容限指标如断裂韧度、裂纹扩展速率以及蠕变、持久性能比等轴组织和双态组织要好<sup>[2-5]</sup>。如过去认为双态组织可以获得优良的综

合性能, 但按照新的设计方法和选材判据, 未必如此。鉴于不同组织类型的拉伸性能基本规律已比较清楚, 本工作主要研究钛合金片状和双态两类典型组织, 对高周疲劳、疲劳裂纹扩展速率、断裂韧度的影响规律, 为损伤容限设计提供依据。

## 1 实验材料与方法

研究材料选取在航空上有广泛应用的TA15钛合金, 该合金具有中等的室温强度和高温强度, 良好的热稳定性和焊接性能, 主要用于500℃以下长时间工作的飞机及发动机焊接承力零部件。研究用的TA15钛合金材料的化学成分见表1。

两种组织通过不同的热工艺获得, 断裂韧度的测试用紧凑拉伸试样。疲劳裂纹扩展速率采用SEM原位疲劳获得, 加载方式为: 正弦载荷谱 $R=0.1$ 、频率100Hz, 载荷大小根据宏观力学性能实验选在疲劳极

表 1 TA15 钛合金的化学成分(质量分数/%)

Table 1 Composition of TA15 titanium alloy  
(mass fraction/%)

Al	Mo	V	Zr	Ti	O	H
6.56	1.62	2.10	2.15	Bal	0.08	0.004

限以上。这种方法可以在 SEM 下实行疲劳数据采集及组织演变过程动态观察。载荷、位移、频率、应力比及循环周次,均可通过计算机控制并记录。

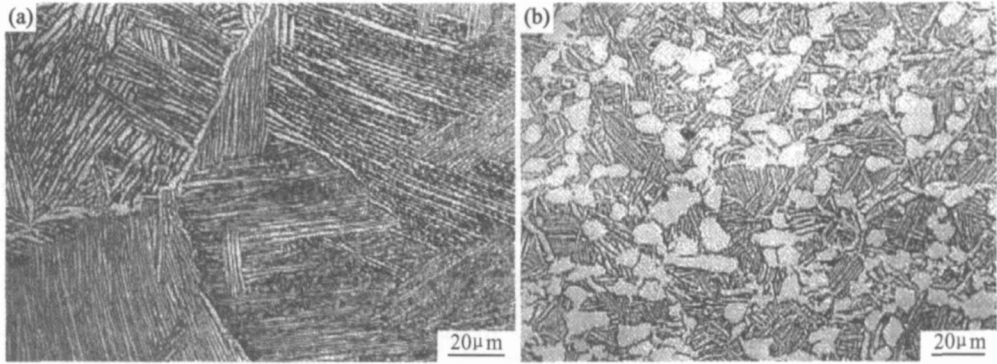


图 1 TA15 钛合金两类显微组织(a)片状组织;(b)双态组织  
Fig. 1 Two typical microstructures of TA15 titanium alloy  
(a) lamellar structure;(b) bi-modal structure

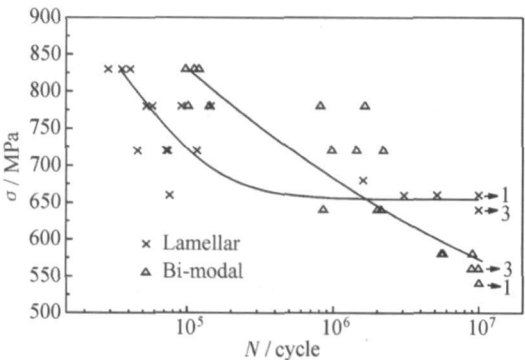


图 2 TA15 钛合金两种组织的 S-N 曲线  
Fig. 2 S-N curves of two typical microstructures  
for TA15 titanium alloy  
( $K_t=1, R=0.1, f=130\text{Hz}$ )

片状组织和双态组织对合金疲劳性能影响的差异,是由片状组织和双态组织抗裂纹萌生及扩展不同所引起的<sup>[6]</sup>。裂纹萌生由两个因素决定:抵抗位错运动的晶格强度和位错滑移程。在低循环区域,由于应力较高,位错容易滑移,片状组织的位错滑移程远大于双态组织,裂纹易在片状组织中萌生。在高循环区域,由于应力较低,抵抗位错运动的晶格强度在裂纹萌生中起着更重要的作用,晶格强度越高,裂纹萌生越困难。可以用材料的屈服强度来推断晶格强度,退火状

2 结果与分析

2.1 片状组织、双态组织的高周疲劳性能

TA15 钛合金两类显微组织示于图 1,对应的高周疲劳性能 S-N 曲线如图 2 所示。由图 2 可以看出,这两条曲线在  $1 \times 10^6 \sim 2 \times 10^6$  寿命处相交。在高应力区域,双态组织的疲劳强度优于片状组织,但在低应力区域,片状组织的疲劳极限 (656MPa) 高于双态组织 (565MPa)。

态材料的屈服强度越高,疲劳强度越高。表 2 为两类组织的室温拉伸性能数据,片状组织的屈服强度比双态组织低 50MPa。因此,在高应力区域,双态组织的疲劳强度高于片状组织;但在低应力区域,片状组织的疲劳极限 (656MPa) 高于双态组织 (565MPa)。这一结果表明,高应力区的寿命主要由裂纹萌生寿命决定,此时材料的塑性起关键作用;低应力区的寿命主要由裂纹扩展寿命决定。由此可以推断,双态组织抗疲劳裂纹萌生的能力强,片状组织抗裂纹扩展的能力强。这一推断将在下面的疲劳裂纹扩展测试结果得到验证。

表 2 TA15 钛合金两类组织的室温拉伸性能

Table 2 Tensile properties of two typical microstructures  
for TA15 titanium alloy at RT

Structures type	$\sigma_b$ /MPa	$\sigma_{0.2}$ /MPa	$\sigma_s$ /%	$\phi$ /%
Lamellar	935	875	11.1	26.1
Bi-modal	991	925	15.4	47.3

2.2 组织对疲劳裂纹扩展速率的影响

表 3 是两类组织在 SEM 加载直至断裂的循环周次,由于试样预制了缺口,故循环周次主要是疲劳裂纹扩展寿命。

表 3 TA15 钛合金两种组织在 SEM 中循环周次  
Table 3 Cyclic numbers under SEM for the two typical microstructures of TA 15 titanium alloy

Type	Bi-modal	Lamellar
Cyclic numbers/ cycle	737	765

从表 3 可知,片状组织循环周次高于双态组织,这一结果与组织对疲劳裂纹扩展速率的影响规律相对应,为测量和计算方便起见,图中用  $da/dN \cdot N$  表示疲劳裂纹扩展速率(见图 3)。即在同一循环周次下,片状组织的疲劳裂纹扩展速率低于双态组织;随着循环周次的增加,片状组织的疲劳裂纹扩展速率比双态组织增加得缓慢,这表明,片状组织抵抗裂纹扩展的能力优于双态组织。

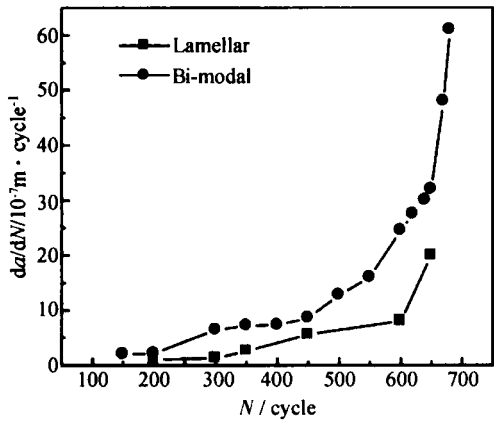


图 3 TA 15 钛合金两类组织 SEM 原位疲劳裂纹扩展速率  
Fig. 3 Fatigue crack growth rate under SEM in the two structures of TA 15 titanium alloy

2.3 片状组织、双态组织对断裂韧度的影响

TA 15 钛合金两种组织的断裂韧度测试结果如表 4 所示,由于所研究材料的间隙元素氧含量较低(质量分数仅为 0.08%),因此两种组织的断裂韧度均比较高。虽然如此,但通过热工艺获得片状组织,可进一步提高断裂韧度。

表 4 TA15 钛合金片状组织与双态组织的断裂韧度

Table 4 Fracture toughness of two typical microstructure for TA15 titanium alloy

Type	$K_{IC}/\text{MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$
Lamellar	92.3
Bi-modal	82.0

这一结果表明,控制杂质元素(如氧等)含量的高纯化设计是提高损伤容限性能的主要技术途径,因为

随着氧含量的增加,强度增加,但断裂韧性下降。而热工艺也是提高损伤容限性能的另一技术途径,因为,不同位向的片状组织(网篮组织)增加了裂纹扩展路径的曲折性,裂纹扩展过程中吸收的能量增加,从而断裂韧性增加,降低裂纹扩展速率。因此,损伤容限设计要求钛合金具有以片状组织为主多位向编织的网篮组织。

3 结论

(1) TA 15 钛合金片状组织和双态组织的高周疲劳 S-N 曲线在  $1 \times 10^6 \sim 2 \times 10^6$  寿命处相交。在高应力区,双态组织的疲劳强度优于片状组织,而在低应力区,片状组织的疲劳极限 (656MPa) 高于双态组织 (565MPa)。

(2) 片状组织的疲劳裂纹扩展速率低于双态组织;随着循环周次的增加,片状组织的疲劳裂纹扩展速率比双态组织增加缓慢。片状组织抵抗裂纹扩展的能力优于双态组织。

(3) TA 15 钛合金片状组织的断裂韧度高于双态组织。

参考文献

[1] 曹春晓. 选材判据的变化与高损伤容限钛合金的发展[J]. 金属学报, 2002, 38(S1): 4- 11.

[2] FILIP R, KUBIAK K, ZIAJIA W et al. The effect of microstructure on the mechanical properties of two-phase titanium alloys [J]. Journal of Materials Processing Technology, 2003, 133: 84 - 89.

[3] LUTJERING G. Influence of processing on microstructure and mechanical properties of  $\alpha + \beta$  titanium alloys [J]. Mat Sci Eng A, 1998, A243: 32- 45.

[4] WANHILL R J H. Ambient temperature crack growth in titanium alloys and its significance for aircraft structures [J]. Aeronautical Journal, 1977, 81: 68- 82.

[5] CRICHLLOW W J. High cycle fatigue properties of titanium in aircraft application[A]. JAFEE R I, BURTE H M (Edited). Titanium Science and Technology[C]. New York-London: Plenum Press, 1973. 1257- 1270.

[6] HINES J A, TJERING G. Propagation of microcracks at stress amplitudes below the conventional fatigue limit in Ti-6Al-4V[J]. Fatigue Fract Engng Mater Structure, 1999, 22: 657- 665.

收稿日期: 2007-04-12; 修订日期: 2007-05-20  
作者简介: 张庆玲(1967—), 女, 硕士, 高级工程师, 从事钛合金的研究与应用, 联系地址: 北京 81 信箱 7 分箱(100095)