

损伤容限 TC4-DT 钛合金疲劳裂纹扩展行为

郭 萍^{1,2}, 赵永庆^{1,2}, 曾卫东¹, 洪 权²

(1. 西北工业大学 材料学院, 西安 710072; 2. 西北有色金属研究院, 西安 710016)

摘 要: 研究了损伤容限型 TC4-DT 钛合金疲劳裂纹扩展速率 da/dn 等损伤容限性能, 分析不同应力比条件下片状组织与双态组织的疲劳裂纹扩展特性。研究结果为高损伤容限型钛合金的微观组织设计和探讨微观组织对损伤容限性能的影响机理提供便利。

关键词: 损伤容限钛合金; 显微组织; 疲劳裂纹扩展速率; 断裂韧性

中图分类号: TG146

文献标志码: A

Fatigue crack propagation behavior of TC4-DT damage tolerance titanium alloy

GUO Ping^{1,2}, ZHAO Yong-qing^{1,2}, ZENG Wei-dong¹, HONG Quan²

(1. School of Materials and Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Northwest Institute for Nonferrous Metal Research, Xi'an 710016, China)

Abstract: The fatigue crack growth rate of TC4-DT damage tolerance titanium alloy was investigated. Fatigue crack propagation feature was studied in lamellar and bi-modal structure at different stress ratios. The research result can lay the foundary for micro-design of high damage tolerance titanium alloy and discussion on the mechanism for effect of microstructure on damage tolerance properties.

Key words: damage tolerance titanium alloy; microstructure; fatigue crack propagation rate, fracture toughness

钛及钛合金由于具有密度低、比强度高、耐高温、耐腐蚀、可焊性好等一系列优点被广泛应用于航空、航天领域^[1-6]。TC4 钛合金是使用最广泛、最成熟的钛合金,它在航空工业中的用量超过了 80%,主要是用于飞机的机身、机翼蒙皮及各种承力构件和压气机盘、叶片等承受大应力的旋转件。近年来,随着断裂力学和损伤容限理论的发展,飞机零构件的设计准则由传统的静强度设计发展为损伤容限设计。设计理念的转变引起了材料研究方向的改变,目前中强或高强损伤容限型钛合金成为钛合金研究领域的一个重点。TC4-DT 合金作为一种中强高损伤容限型钛合金,已经广泛应用于航空航天领域。材料的损伤容限性能主要通过断裂韧性(K_{IC})和裂纹扩展速率(da/dn)进行表征,高损伤容限钛合金的力学性能取决于片状组织的

原始 β 晶粒直径、 α 集束尺寸、片状 α 厚度、晶界 α 厚度等尺寸参数。本文作者研究 TC4-DT 不同显微组织的疲劳裂纹扩展速率 da/dn ,讨论了不同实验条件下的疲劳裂纹扩展特性,研究结果为高损伤容限型钛合金的微观组织设计和探讨微观组织对损伤容限性能的影响机理提供便利。

1 实验

本研究所用的材料是经过 2 次真空自耗电弧炉熔炼的 $d460$ mm 的 TC4-DT 铸锭,其化学成分列于表 1,铸锭经开坯、锻造,最终在两相区锻造成 $d80$ mm 的方棒。采用金相法测试 TC4-DT 合金的相变点为

基金项目: 国家重点基础研究发展计划资助项目(2007CB613807); 陕西省重点科技创新团队计划项目(2012KCT-23)

收稿日期: 2013-07-28; **修订日期:** 2013-10-10

通信作者: 郭 萍, 博士研究生; 电话: 029-86231078, E-mail: gp8440086@163.com

(980±5)℃, da/dn 取样方向为 T-L 向, 合金经过不同的热处理制度后获得两种组织形态, 分别为双态组织和片层组织(如图 1 所示)。热处理后去除氧化皮, 并加工成厚度为 $B=12.5\text{ mm}$ 的 CT 疲劳裂纹扩展试样, da/dn 的测试在 MTS-810 疲劳试验机上完成, 频率 $f=15\text{ Hz}$, 应力比 R 为 0.1 和 0.3, 控制最大载荷为 5 kN。采用 OLYMPUS PMG3 光学显微镜和 GMS6460 扫描电镜对试样显微组织中疲劳裂纹扩展路径和断裂特征进行了观察与分析。裂纹扩展速率实验工艺如表 2 所示。

表 1 TC4-DT 合金化学成分

Table 1 Chemical composition of TC4-DT alloy (mass fraction, %)

Al	V	O	N	C	Fe	H	Ti
6.08	4.19	0.11	0.005	0.009	0.06	0.002	Bal.

表 2 实验工艺对照表

Table 2 Contrast table of experiment craft

编号	Heat treatment	R
A1	(955℃, 1 h), AC+(550℃, 4 h), AC	0.1
A2	(1 000℃, 1 h), AC+(550℃, 4 h), AC	0.1
A3	(955℃, 1 h), AC+(550℃, 4 h), AC	0.3
A4	(1 000℃, 1 h), AC+(550℃, 4 h), AC	0.3

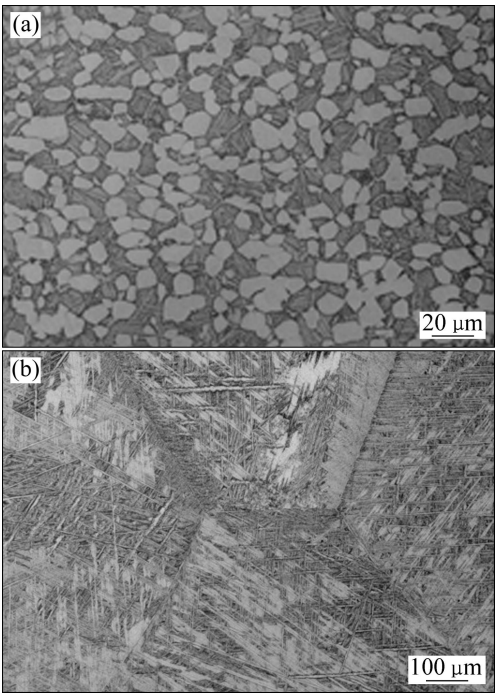


图 1 实验用合金的原始组织形态

Fig. 1 Original microstructure used in experiment: (a) Bimodal structure; (b) Lamellar structure

2 结果及讨论

2.1 显微组织对疲劳裂纹扩展速率的影响

图 2 所示为 TC4-DT 2 种不同显微组织的 ΔK — da/dn 曲线。从图 2 可以看出: 片层组织结构的疲劳裂纹扩展速率明显比双态组织的小, 另外裂纹扩展速率随着应力强度因子的增加出现波动, 尤其对片层组织比较明显。在 $\Delta K=11\text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$ 时, 片层组织的裂纹扩展速率达到 $1\times 10^{-6}\sim 2\times 10^{-6}\text{ mm/cycle}$ 级; 而双态组织的疲劳裂纹扩展速率达到 $2\times 10^{-5}\sim 3\times 10^{-5}\text{ mm/cycle}$ 级。在相同的频率及应力比条件下, 裂纹扩展速率主要由合金的组织结构特征决定。片层组织较双态组织具有更大的裂纹尖端塑性区及更曲折的裂纹扩展路径, 而较大的裂纹尖端塑性区及粗糙的裂纹断面均会提高裂纹尖端的闭合程度, 裂纹尖端的闭合能够降低实际的有效裂纹长度, 从而降低疲劳裂纹扩展速率。微观组织特征尺寸的增大会使裂纹扩展路径发生周期性偏折, 从而使裂纹扩展路径的曲折性增大。图 3 所示为裂纹在不同组织中的扩展路径。从图 3 可以看出: 裂纹在片层组织中的扩展路径曲折, 双态组织中的裂纹扩展路径较平直, 这与图 2 显示的结果一致。

2.2 应力比 R 对疲劳裂纹扩展速率的影响

TC4-DT 不同显微组织应力比 R 为 0.1 及 0.3 裂纹扩展速率比较见图 4。从图 4 可以看出, 在其他条件相同的情况下, 受到高应力比下裂纹尖端闭合程度较低的影响, 2 种显微组织在应力比 $R=0.3$ 时裂纹扩展

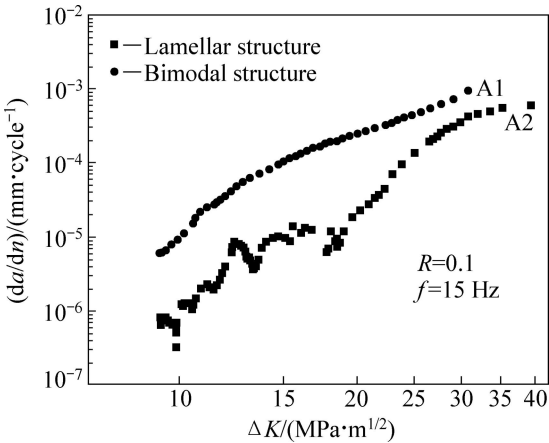


图 2 TC4-DT 不同显微组织的疲劳裂纹扩展速率

Fig. 2 Fatigue crack propagation rate of different TC4-DT microstructures

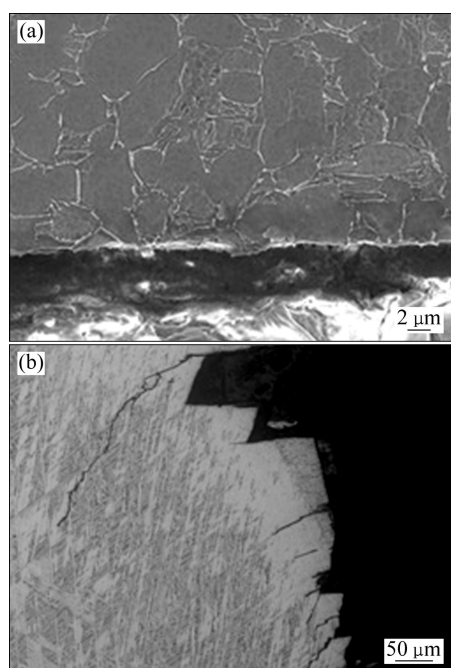


图3 TC4-DT 不同显微组织中的疲劳裂纹扩展路径

Fig. 3 Fatigue crack propagation path of different TC4-DT microstructure: (a) Bimodal structure; (b) Lamellar structure

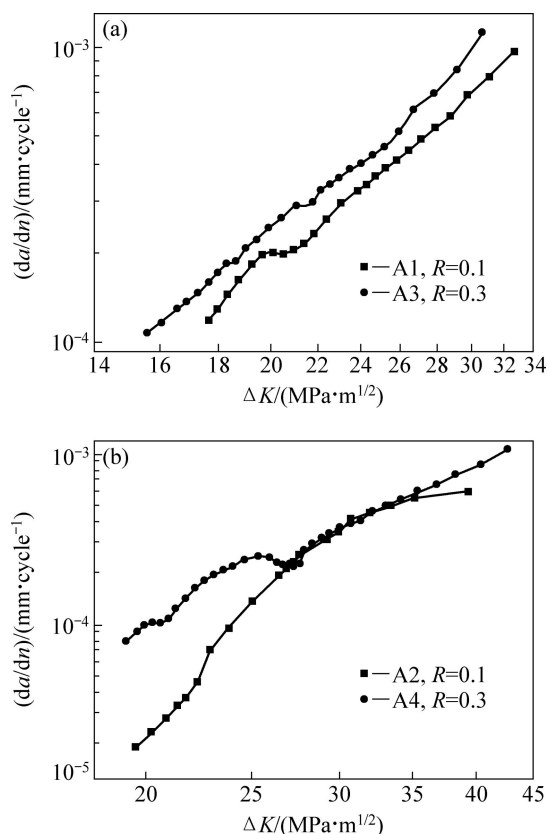


图4 TC4-DT 不同显微组织应力比 $R=0.1$ 及 0.3 裂纹扩展速率比较

Fig. 4 Fatigue crack growth rates of different TC4-DT microstructures at R of 0.1 and 0.3 : (a) Bimodal structure; (b) Lamellar structure

速率均明显高于应力比为 $R=0.1$ 的裂纹扩展速率, 对比两图还可以发现片层组织 2 种应力比下的裂纹扩展速率差异大于双态组织。应力比对材料第一阶段裂纹扩展速率的影响主要由裂纹闭合效应来解释。当裂纹闭合程度大时, 应力比的影响大; 而当裂纹闭合程度小时, 应力比的影响小[7]。ZHU 等[8]认为应力比对裂纹扩展速率的影响是在门槛值附近裂纹闭合引起的裂尖钝化以及在大应力强度因子下 $K_{\max}$ 控制裂纹扩展的缘故, 但是, 应力比主要影响裂纹扩展的第二阶段。裂纹扩展时, 名义驱动力 ΔK 和有效驱动力 ΔK_{eff} 见式(1)和(2), 其中, ΔK_{op} 是裂纹完全张开的应力强度因子, 反映裂纹闭合程度。

$$\text{应力比 } R = K_{\min}/K_{\max},$$

$$\Delta K = K_{\max} - K_{\min} \quad (1)$$

$$\Delta K_{\text{eff}} = K_{\max} - K_{\text{op}} \quad (2)$$

当 $K_{\min} \rightarrow K_{\text{op}}$, 即 $R \geq R_{\text{op}} = K_{\text{op}}/K_{\max}$ 时, 裂纹闭合消失。因此 R 增大, 裂纹闭合程度降低。相应的裂纹扩展速率增加。另外片层组织在 ΔK 约为 $28 \text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$ 时, 裂纹扩展数据点开始重合。而双态组织即使在更高的 ΔK 下不同应力比的裂纹扩展速率差别依然比较明显。在较高的 ΔK 下, 给定应力比的裂纹扩展出现了数据分散, 其原因是这时的应力接近准静屈服应力, 最大应力超过了材料的强度。若测试中包含了高于准静屈服应力的应变速率, 则数据分散的情况就会发生, 钛合金是应变速率敏感合金, 出现这种现象的情况较多[9-10]。

3 结论

1) 片层组织较双态组织具有较小的疲劳裂纹扩展速率, 与片层组织的裂纹尖端塑性区范围大及裂纹扩展路径曲折程度有关。

2) 在相同条件下, 应力比增大会引起疲劳裂纹扩展速率增大, 这是高应力比下裂纹尖端闭合程度低所致。

REFERENCES

- [1] 赵永庆, 曲恒磊, 冯亮, 杨海瑛, 李辉, 张颖楠, 郭红超, 黄定坤. 高强高韧损伤容限型钛合金 TC21 研制[J]. 钛工业进展, 2004, 21(1): 22-24.
ZHAO Yong-qing, QU Heng-lei, FENG Liang, YANG Hai-ying, LI Hui, ZHANG Ying-nan, GUO Hong-chao, HUANG Ding-kun. Research on high strength, high toughness and high

- damage-tolerant titanium alloy-TC21[J]. Titanium Industry Process, 2004, 21(1): 22–24.
- [2] 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(S): 4–11.
- CAO Chun-xiao. Change of material selection criterion and development of high damage-tolerant titanium alloy[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2002, 38(S): 4–11.
- [3] 李 辉, 曲恒磊, 赵永庆, 曾卫东, 冯 亮, 陈 军. 显微组织对 Ti-6Al-4V ELI 合金疲劳裂纹扩展速率的影响[J]. 稀有金属快报, 2006, 25(3): 26–29.
- LI Hui, QU Heng-lei, ZHAO Yong-qing, ZENG Wei-dong, FENG Liang, CHEN Jun. Effect of microstructure on fatigue crack growth rate of damage tolerance for TC4-DT alloy[J]. Rare Metals Letters, 2006, 25(3): 26–29.
- [4] GOSWA M I T. Fatigue crack growth behavior of Ti-6Al-4V alloy forging[J]. Material and Design, 2003, 24: 423–433.
- [5] DINGJ, HALLR, BYRNEJ. Effects of stress ratio and temperature on fatigue growth in a Ti-6Al-4V alloy[J]. International Journal of Fatigue, 2005, 27: 1551–1558.
- [6] SHADEMANS, SINHAV. An investigation of short fatigue crack growth in Ti-6Al-4V with colony microstructures[J]. Mechanics of Materials, 2004, 36: 161–175.
- [7] COPE M T, HILL M J. Sixth World Conference on Titanium[C]// LACOMBE P, TRICOT R, BERANGER G. Les Editions de Physique. Cannes, France, 1988: 153–158.
- [8] ZHU S J, PENG L M, MUTOH Y, et al. Mater Sci and Eng A, 2000, 290: 198–206.
- [9] TNieholas. Tensile testing of materials at high rates of strain[J]. Experimental Mechanics, 1981, 21: 177–185.
- [10] SADANANDA K, KVASUDEVAN A. Fatigue crack growth behaviour of titanium alloys[J]. International Journal of Fatigue, 2005, 27: 1255–1266.

(编辑 陈灿华)