文章编号: 1004-0609(2013)S1-s0262-05

# TC4-DT 钛合金疲劳裂纹扩展行为 及 Paris 区转折点

祝力伟,王新南,朱知寿,商国强,李 军,费 跃,李 静

(北京航空材料研究院,北京 100095)

**摘 要**:研究 TC4-DT 钛合金在近门槛区的疲劳裂纹扩展速率和 Paris 区的转折点现象,并通过扫描电镜分析断 口形貌和扩展路径,讨论等轴初生 α 相含量对 TC4-DT 钛合金疲劳裂纹扩展行为的影响规律。结果表明:随着等 轴初生 α 相含量的减少,TC4-DT 钛合金在近门槛区的疲劳裂纹扩展速率显著降低,并在 da/dN—ΔK 曲线的 Paris 区逐渐呈现转折点现象,转折点位置所对应的ΔK<sub>t</sub> 值逐渐增大;片层组织在近门槛区的裂纹扩展路径曲折,疲劳 裂纹扩展速率显著降低。

关键词:损伤容限;TC4-DT 钛合金;近门槛区;疲劳裂纹扩展;转折点 中图分类号:TG146 文献标志码:A

# Fatigue crack propagation behavior and turning point in Paris region of TC4-DT titanium alloys

ZHU Li-wei, WANG Xin-nan, ZHU Zhi-shou, SHANG Guo-qiang, LI Jun, FEI Yue, LI Jing

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

Abstract: The fatigue crack growth rate and the turning point in Paris region of the curves of the TC4-DT titanium alloy was compared. The effect of the content of primary  $\alpha$  phase on fatigue crack propagation behavior of lamellar microstructure of TC4-DT titanium alloy was discussed by scanning electron microscopy (SEM) analyses of fracture morphology and crack propagation paths. The results show that there occurs lower fatigue crack growth rate with decrease in the content of primary  $\alpha$  phase, with appearance of the turning point in Paris region and increase in the  $\Delta K_t$  of turning point. The lamellar microstructure exhibits tortuous crack paths and fatigue crack propagation resistance, which indicates that the lamellar structure has better damage tolerance compared with bimodal structure.

Key words: damage tolerance; TC4-DT titanium alloys; near-threshold zone; fatigue crack propagation; turning point

随着飞机设计思想的不断发展,损伤容限设计已 成为新一代飞机长寿命、高可靠、低成本等设计和应 用的关键,国内外十分重视具有高断裂韧性、低裂纹 扩展速率的损伤容限型钛合金的研究<sup>[1]</sup>,该类钛合金 主要包括 Ti-6Al-4V ELI、Ti-62222S、TC21 和 TC4-DT 等<sup>[2-5]</sup>,并通过采用相应的β热工艺提高材料的断裂韧 性和降低疲劳裂纹扩展速率,旨在提高结构的损伤容 限性能<sup>[6]</sup>。 TC4-DT 钛合金是针对我国航空工程的应用背景 及损伤容限型高性能材料设计发展的需求而研制的中 强高韧损伤容限型钛合金,主要作为框、梁、接头等 关键主承力疲劳构件。TC4-DT 钛合金的主导工艺采 用"常规两相区锻造+准β热处理",最终得到片层组 织,提高材料的损伤容限性能。随着 TC4-DT 钛合金 锻件逐渐向设计整体化、锻件大型化趋势发展,大厚 度整体化的锻件在经过准β热处理后,有时会在心部

基金项目: 总装预先研究资助项目(51312010307)

收稿日期: 2013-07-28; 修订日期: 2013-10-10

通信作者: 祝力伟, 工程师, 博士; 电话: 010-62496635; E-mail: zhuliwei621@163.com

残留少量的等轴初生 α 相(含量小于 5%,体积分数, 下同)。目前,针对损伤容限型钛合金的组织与性能已 开展了大量的研究工作<sup>[7–9]</sup>,但对于含少量等轴初生 α 相片层组织钛合金疲劳裂纹扩展行为的研究较少。因 此,开展少量等轴初生 α 相对片层组织 TC4-DT 钛合 金疲劳裂纹扩展行为的影响研究,具有重要的理论意 义和工程价值。

本文作者以损伤容限型 TC4-DT 钛合金为研究对 象,通过调节准 β 热处理工艺参数,获得等轴初生 α 相分别为 5%和 3%的片层组织以及完全的片层组织, 研究不同组织条件下的疲劳裂纹扩展行为,尤其是疲 劳裂纹扩展速率曲线在 Paris 区的转折点现象,为 TC4-DT 钛合金的热处理工艺制定、显微组织优化设 计、材料的性能表征与评价提供数据支持。

### 1 实验

实验原材料为 d210 mm TC4-DT 钛合金棒材,采 用淬火金相法测得其相变点温度为 985 ℃,通过线切 割下料得到 120 mm×120 mm×120 mm 的试块进行 相应的热处理试验。试验通过控制准 β 热处理工艺参 数,获得双态组织、等轴初生 α 相含量分别为 5%、 3%的片层组织以及全片层组织(HT2-HT4),并与双态 组织进行对比分析(HT1)。

通过对比研究不同热处理工艺参数下 TC4-DT 钛 合金的疲劳裂纹扩展速率,考察等轴初生 a 相含量对 Paris 区转折点位置的影响规律。利用金相显微镜、图 像分析仪进行显微组织观察。疲劳裂纹扩展速率试样 为紧凑拉伸 C(T)试样,厚度 B=12.5 mm,取样方向为 T-L 方向,并在 MTS-810 疲劳试验机上进行测试, 试验频率 f=15 Hz,应力比 R=0.1,实验环境为室温、 空气。

# 2 结果与讨论

#### 2.1 显微组织

图 1 所示为采用表 1 中所列的热处理工艺获得的 双态组织(图 1(a))、等轴初生 α 相为 5%(图 1(b))、3%(图 1(c))的片层组织以及完全片层组织(图 1(d))。相对于双 态组织,等轴初生 α 相含量分别为 5%和 3%的片层组 织中的等轴初生 α 相显著减少,显微组织特征基本接 近片层组织。研究含少量等轴初生 α 相片层组织的疲 劳裂纹扩展行为,可以进一步揭示 TC4-DT 钛合金由 双态组织向完全片层组织转变过程中疲劳裂纹扩展行



图1 等轴初生α相含量为5%和3%的片层组织、双态组织以及全片层组织

Fig. 1 Metallographic images of bimodal (a), lamellar with 5% (b) and 3% (c) primary  $\alpha$  phase and full lamellar (d) microstructures

s264

#### 表1 试验采用的热处理工艺参数

 Table 1
 Parameters of heat treatment process

Process	Heat treatment
HT1	(970 °C, 35min, AC) + (550 °C, 2 h, AC)
HT2	(990 °C, 15 min, AC) + (550 °C, 2 h, AC)
HT3	(995 °C, 20 min, AC) + (550 °C, 2 h, AC)
HT4	(1 000 °C, 35 min, AC) + (550 °C, 2 h, AC)

为的规律。

从工艺 HT1-HT4 可以看出,随着加热温度的升高,提供了充足的热力学条件,等轴初生α相逐渐溶 解并消失,使得片层组织的原始β晶粒逐渐长大,即 工艺 HT4 最终得到完全的片层组织。

#### 2.2 疲劳裂纹扩展速率

常见的疲劳裂纹扩展速率曲线((da/dN)—ΔK)在 Paris 区基本呈直线,但己有的研究结果发现,片层组 织钛合金的疲劳裂纹扩展速率曲线在 Paris 区存在着 转折点现象<sup>[10-11]</sup>,即转折点把 Paris 区分成两部分, 在转折点之前的近门槛区,裂纹扩展速率较低,曲线 波动性较大,对显微组织的影响比较敏感,而转折点 之后的曲线斜率降低,裂纹进入稳态扩展阶段,裂纹 扩展受显微组织的影响减弱,此时的疲劳裂纹扩展速 率曲线趋于平行,基本呈直线。

图 2 所示为等轴初生 α 相含量分别为 5%和 3%的 片层组织以及全片层组织的(da/dN)—ΔK 曲线。与等 轴初生 α 相含量为 15%的双态组织进行对比,可以看



**图 2** 双态组织、片层组织 TC4-DT 钛合金的(da/dN)—ΔK 曲线

**Fig. 2** (da/dN)— $\Delta K$  curves of TC4-DT alloys with bimodal and different lamellar microstructures

出,(da/dN)—ΔK 曲线在 Paris 区均出现转折点,但相 对于双态组织,片层组织在转折点之前的近门槛区, 随着等轴初生 α 相含量的降低,(da/dN)—ΔK 曲线逐 渐向右、下偏移,裂纹扩展速率显著降低。经过转折 点后,含少量等轴初生 α 相片层组织的(da/dN)—ΔK 曲线与双态组织基本重合,疲劳裂纹扩展速率曲线基 本一致,而采用工艺 HT3 得到的完全片层组织具有最 低的疲劳裂纹扩展速率。

不同组织条件下的(da/dN)— $\Delta K$  曲线在 Paris 区的 转折点位置所对应的 $\Delta K_t$  值如表 2 所列。对于双态组 织,其(da/dN)— $\Delta K$  曲线在 Paris 区的转折点对应最小 的 $\Delta K_t$  值,曲线在转折点前后均呈直线,且转折点之 前近门槛区的疲劳裂纹扩展速率明显高于片层组织 的。当显微组织由双态组织向片层组织转变时,转折 点位置向高的 $\Delta K$ 区移动,在转折点之前的近门槛区, 曲线逐渐向右、下偏折,裂纹扩展速率逐渐降低。对 于全片层组织,具有最低的裂纹扩展速率,Paris 区转 折点位置对应最大的 $\Delta K_t$ 值。

表2 4种热处理条件下转折点处的ΔK<sub>t</sub>值

**Table 2** $\Delta K_t$  at turning point with different heat treatments

Process	$\Delta K_t/(\mathrm{MPa}\cdot\mathrm{m}^{1/2})$
HT1	13.6
HT2	16.2
HT3	18.5
HT4	22.3

由表 2 可以看出,含少量初生α相的片层组织在 近门槛区的疲劳裂纹扩展速率曲线具有以下特征:随 着初生α相含量的降低,曲线的转折点位置逐渐向高 ΔK 区移动;近门槛区的扩展速率显著低于双态组织, 逐渐接近全片层组织的曲线特征,但转折点后的裂纹 扩展速率仍然与双态组织的相同。

#### 2.3 近门槛区疲劳裂纹扩展行为

由图 2 和表 2 可知,从工艺 HT1 到工艺 HT3 是 等轴初生  $\alpha$  相含量逐渐降低并伴随原始  $\beta$  晶粒不断长 大的过程,疲劳裂纹扩展速率曲线在 Paris 区的转折点 位置所对应的 $\Delta K_t$ 值向高 $\Delta K$ 值偏移,即转折点 $\Delta K_t$ 值 随着晶粒的长大而逐渐增大。对于转折点前的近门槛 区,疲劳裂纹扩展速率显著降低,而经过转折点后, 基本具有相同的扩展速率,这主要是由于疲劳裂纹扩 展方式的差异所导致的<sup>[11]</sup>,即转折点前、后两个阶段 裂纹扩展的微观方式和断裂方式均发生变化。 图 3 和 4 所示分别为含 3%等轴初生 α 相片层组 织和完全片层组织在低应力近门槛区的疲劳裂纹扩展 路径及断口微观形貌特征。对于等轴初生 α 相含量为 3%的片层组织(图 1(c)),随着基体 β 转变的 α/β 片层 增加,合金在近门槛区的扩展路径由平直逐渐变得曲 折,主裂纹以"锯齿"状向前扩展,并伴有二次裂纹



**图 3** 含 3%等轴初生 a 相片层组织裂纹扩展路径及断口微 观特征

**Fig. 3** Fatigue crack propagation paths and fracture morphology of lamellar structure with 3% primary  $\alpha$  phase at  $\Delta K$ =(14.3±0.5) MPa·m<sup>1/2</sup>



图 4 完全片层组织在低应力近门槛区疲劳裂纹断口形貌 Fig. 4 Fracture morphology of full lamellar structure in near threshold at  $\Delta K$ =(15.4±0.5) MPa·m<sup>1/2</sup>

出现(图 3(a)),断口表面粗糙度增加,可见较多的裂纹 穿过 α/β 片层后的微区台阶(图 3(b)),导致裂纹在不同 的断裂面扩展,裂纹尖端前沿受到不同的阻力而发生 偏折,使得扩展路径曲折度增加,从而可以吸收更多 的能量,有利于延缓裂纹扩展速率。因此,在相同ΔK 条件下,近门槛区的疲劳裂纹扩展速率明显低于双态 组织的。

图 4 所示为完全片层组织(图 1(d))在转折点之前 Δ*K*=(15.4±0.5) MPa·m<sup>1/2</sup>时的断口微观特征。通过分析 片层组织在低应力条件下的疲劳断口微观特征可知, 在转折点之前的近门槛区,高倍下可以看到沿晶团界 面或穿晶团断裂特征,微观特征为剪切小平面,宏观 断口表面粗糙度增加,由于裂纹扩展路径更加曲折, 且穿晶断裂可吸收更多的能量,从而很大程度上降低 了疲劳裂纹扩展速率。因此,完全片层组织在近门槛 区的疲劳裂纹扩展速率最低。

### 3 结论

1)随着等轴初生 α 相含量的减少,近门槛区疲劳 裂纹扩展速率曲线呈现向右、向下偏移的趋势,疲劳 裂纹扩展速率逐渐降低,并在 Paris 区出现明显的转折 点,转折点对应的ΔK<sub>t</sub>值逐渐增大。

2) 双态组织具有较高的疲劳裂纹扩展速率; 含少量等轴初生 α 相片层组织的疲劳裂纹扩展速率明显低于双态组织的,而接近全片层组织(da/dN)—ΔK 曲线的特征; 片层组织的疲劳扩展速率曲线在 Paris 区的转折点对应最大的ΔK<sub>t</sub> 值,在转折点之前的近门槛区具有最低的裂纹扩展速率。

3) 片层组织在近门槛区以纯剪切方式扩展,微观特征为穿晶断裂小平面,扩展路径曲折,断口粗糙度增加,疲劳裂纹扩展速率显著降低,但曲线波动性增加,片层组织在近门槛区的疲劳裂纹扩展对显微组织的影响更加敏感。

#### REFERENCES

 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.

CAO Chun-xiao. Change of material selection criterion and development of high damage-tolerance titanium alloy [J]. Acta Metallurgica Sinica, 2002, 38(s1): 4–11.

- [2] JARFALL L. Verification of the damage tolerance of a fighter air craft [J]. Fatigue, 1994, 16: 67–74.
- [3] WOOD J R, RUSSO P A, WELTER M F. Thermomechanical

processing and heat treatment of Ti-6Al-2Sn-2Zr-2Cr-2Mo-Si for structural applications [J]. Materials Science and Engineering A, 1998, 243: 8–11.

- [4] DURET N. Titanium for damage tolerance application on A380
   [C]// The 10th Conference on Titanium. Hamburg: TMS, 2003: 2667–2671.
- [5] 黄 旭,朱知寿,王红红. 先进航空钛合金材料与应用[M]. 北京:国防工业出版社,2012:141-178.
   HUANG Xu, ZHU Zhi-shou, WANG Hong-hong. Advanced aeronautical titanium alloys and application [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012:141-178.
- [6] 朱知寿,王新南,童路,曹春晓.中国航空结构用新型钛合 金研究[J]. 钛工业进展,2007,24(6):28-32.
  ZHU Zhi-shou, WANG Xin-nan, TONG Lu, CAO Chun-xiao.
  Studies of new-type titanium alloys for aviation industry application in China [J]. Titanium Industry Progress, 2007, 24(6): 28-32.
- [7] 李世凯,惠松骁,叶文君,于 洋,熊柏青. 微观组织对TA15
   ELI 钛合金损伤容限型能的影响[J]. 中国有色金属学报,2007, 17(7): 1119-1123.

LI Shi-kai, HUI Song-xiao, YE Wen-jun, YU Yang, XIONG Bai-qing. Effects of microstructure on damage tolerance properties of TA15 ELI titanium alloy [J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2007, 17(7): 1119–1123.

[8] 李 辉,赵永庆,曲恒磊,曾卫东.损伤容限型 TC4-DT 合金 疲劳裂纹扩展行为研究[J].稀有金属材料与工程,2007,36(6): 963-967.

LI Hui, ZHAO Yong-qing, QU Heng-lei, ZENG Wei-dong. Fatigue crack growth behavior of TC4-DT alloy in damage tolerance type [J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2007, 36(6): 963–967.

- [9] SCHROEDER G, ALBRECHT J, LUETJERING G. Fatigue crack propagation in titanium alloy with lamellar and Bi-lamellar microstructure [J]. Materials Science and Engineering A, 2001, 319/321: 602–606.
- [10] 陶春虎. 航空用钛合金的失效及其预防[M]. 北京: 国防工业 出版社, 2003: 205.
   TAO Chun-hu. Failure and prevention of aeronautical titanium

alloy [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2003: 205.

[11] YODER G R, COOLEY L A, CROOKER T W. Observation on microstructally sensitive fatigue crack growth in a Widmanstatten Ti-6Al-4V alloy [J]. Metallurgical Transactions A, 1977, 8A: 1737–1940.

(编辑 李向群)