

4 种典型航空钛合金材料高温裂纹扩展性能对比试验

吕志阳¹, 熊峻江¹, 马少俊², 赵延广^{2,3}

- (1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191;
2. 中国航空发动机集团有限公司 北京航空材料研究院, 北京 100095;
3. 大连理工大学 工业装备结构分析国家重点实验室, 辽宁 大连 116024)

摘 要: 试验测定了 4 种典型航空钛合金材料(即 TC18、TC21、TC4-DT、Ti-6Al-4V/ELI)在两种温度(25℃和 250℃)下裂纹扩展性能,在试验数据的基础上,进行裂纹扩展性能对比分析,并对试样断口进行扫描电镜(SEM)分析,研究了高温和载荷联合作用对裂纹扩展的影响机理,结果表明:不同温度下,不同钛合金材料裂纹扩展速率之间存在很大的差异性;与室温断口相比,高温断口表面呈现浅黄色,并伴有大量二次裂纹;钛合金的裂纹扩展性能是受温度和载荷的联合作用影响,裂纹闭合和氧化作用共同决定了其扩展历程。

关 键 词: 钛合金; 裂纹扩展; 疲劳; 高温; 扫描电镜 (SEM) 分析

中图分类号: V252.2; TG113.1; TG115.5 **文献标志码:** A

Comparative experiment of high-temperature crack propagation behaviors for four kinds of typical titanium alloys

LÜ Zhiyang¹, XIONG Junjiang¹, MA Shaojun², ZHAO Yanguang^{2,3}

- (1. School of Transportation Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Beijing Institute of Aeronautical Materials,
Aero Engine (Group) Corporation of China, Beijing 100095, China;
3. State Key Laboratory of Structural Analysis for Industrial Equipment,
Dalian University of Technology, Dalian Liaoning 116024, China)

Abstract: Fatigue experiments were carried out on four kinds of titanium alloys of TC18, TC21, TC4-DT and Ti-6Al-4V/ELI subjecting to constant amplitude loading at two temperatures of 25℃ and 250℃, so as to determine the fatigue crack propagation behaviors. Fatigue crack propagation behaviors at different temperatures were analyzed and compared with each other, and the interaction mechanisms between high-temperature and fatigue load were deduced from fractographical studies by using scanning electron microscope (SEM) analysis. Results showed that there were great differences between crack propagation rate behaviors of different titanium alloys at different temperatures. Fatigue surfaces at high temperature had more secondary cracks and showed more significant light yellow than those at

收稿日期:2016-05-04

基金项目:国家自然科学基金(51375033)

作者简介:吕志阳(1989—),男,博士生,主要从事航空金属材料与结构的高温疲劳断裂研究。

引用格式:吕志阳,熊峻江,马少俊,等. 4 种典型航空钛合金材料高温裂纹扩展性能对比试验[J]. 航空动力学报,2017,32(11): 2713-2720. LÜ Zhiyang, XIONG Junjiang, MA Shaojun, et al. Comparative experiment of high-temperature crack propagation behaviors for four kinds of typical titanium alloys[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(11): 2713-2720.

room temperature. Fatigue crack propagation of titanium alloy was governed by the interaction effect between high-temperature and fatigue load due to the crack closure and oxidation effects.

Key words: titanium alloy; crack propagation; fatigue; high temperature; scanning election microscope (SEM) analysis

钛合金因具有密度低、比强度高、耐蚀性好、导热系数小、无毒无磁性等特性,广泛应用于飞机和飞机发动机结构,但是,飞机运行环境非常复杂,其结构需要经受较严酷的高温环境和疲劳载荷,容易造成疲劳失效进而引发灾难性后果,其高温疲劳裂纹扩展性能受到极大关注^[1],为此,国内外开展了大量的航空金属材料的高温裂纹扩展性能方面的研究。吴欢等^[2]通过试验研究了高温对 Ti40 裂纹扩展性能的影响,结果表明,随着温度的升高,材料的裂纹扩展速率增加。Ding 等^[3]试验研究了高温对 Ti-6Al-4V 疲劳门槛值的影响,结果表明,高温加速了裂纹扩展的过程,但对裂纹扩展门槛值并无明显影响。ZHANG Ali 等^[4]、彭小娜等^[5]、Pilchak 等^[6]分别对 Ti60A、TC4-DT、Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo-0.1Si 进行了疲劳断口分析,研究了高温环境对裂纹扩展过程的影响及其微观机制,结果表明,裂纹萌生于晶界、微孔等位置,随着温度的升高,裂纹扩展断面表面粗糙度增加,甚至会引起断裂模式从韧性微孔特征向晶界脆性特征变化。然而,黄新跃等^[7]、Prasad 等^[8]、Mercer 等^[9]分别对 TC11、Timetal834、钛铝合金进行的高温裂纹扩展研究表明,裂纹扩展速率不一定随着温度的升高而增加,甚至出现交叉与反转现象,可见温度对金属材料疲劳裂纹扩展性能的影响相当复杂。此外,金属材料的疲劳裂纹扩展性能还受到频率^[10-11]、应力比^[12-13]、组织形态^[14-15]、热处理状态^[16]、腐蚀环境^[17-18]等多种因素的影响。由此可见,高温与载荷联合作用对裂纹扩展性能及损伤机理的影响尚待进一步认识。

为此,本文以 4 种典型钛合金材料 TC18、TC21、TC4-DT 和 Ti-6Al-4V/ELI 作为研究对象,进行了室温(25℃)和高温(250℃)下的恒幅裂纹扩展试验,通过试验数据对比和断口 SEM 分析,研究了高温对航空钛合金材料疲劳裂纹扩展性能的影响机制,为工程应用提供参考。

1 裂纹扩展试验

为了测定航空钛合金材料的裂纹扩展性能,制备了 4 种钛合金材料(TC18、TC21、TC4-DT、Ti-6Al-4V/ELI)的标准 M(T)试样,试样取向与

加载方向一致,材料的性能如表 1 所示(式中 E 为弹性模量, σ_b 为强度极限, σ_s 为屈服极限, δ 为延伸率),其几何形状和设计尺寸如图 1 所示,其中长为 300 mm,宽为 75 mm,厚为 5 mm,两端各有 4 个直径为 15 mm 的加载孔和 1 个直径为 14 mm 的定位孔,中心处有 1 个直径为 2 mm 的孔,孔的两侧通过线切割加工出长度为 8 mm 的初始切口,并做表面抛光处理。

表 1 钛合金材料的力学性能

Table 1 Mechanical properties of titanium alloys

材料	E/GPa	σ_b/MPa	σ_s/MPa	$\delta/\%$
TC18	108	1 115	1 086	13. 1
TC21	110	1 147	1 033	15. 1
TC4-DT	111	902	830	12. 2
Ti-6Al-4V/ELI	109	915	835	13. 0

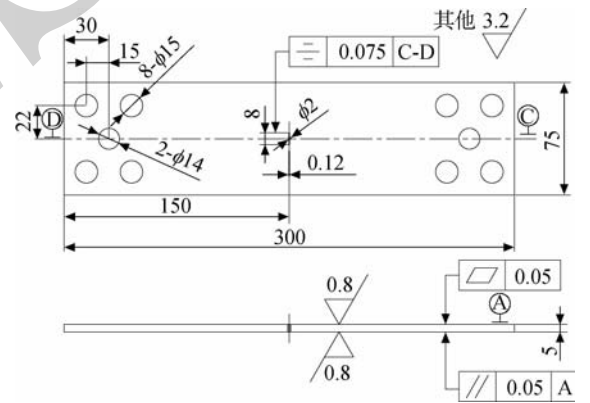


图 1 标准 M(T)试样(单位:mm)
Fig. 1 Standard M(T) specimen (unit:mm)

按照美国材料与实验协会(ASTM)标准试验方法^[19],裂纹扩展试验在 MTS-880-100 kN 疲劳试验机上进行(如图 2 所示),试验采用恒幅加载方法,应力比 $R=-1$,加载波形为正弦波,加载频率为 $f=10\text{ Hz}$ 。试验温度分别为室温 25℃和高温 250℃,高温由 SDGDYD-180/+350 高低温环境试验箱(温度波动不超过 2℃)控制。试验过程中,采用 WZHD0850 裂纹测量系统(测量精度为 0.01 mm)观测裂纹长度。

在试样夹持好后,对环境箱升温,达到试验指

定温度。在保温 30 min 之后,开始进行裂纹扩展试验,使用较大载荷,预制裂纹长度为 1~2 mm,然后,逐级降载直至裂纹扩展速率达到 10^{-5} mm/cycle 左右,记录试验载荷,然后,保持该载荷继续进行试验,裂纹长度每增加 0.3~0.5 mm,停机测量裂纹扩展长度 a 及其相应循环次数 N ,直至试样最终断裂。试验结果如图 3 所示,图中 a_{av} 表示 a 的平均值,从图 3 中可以看出,随着循环次数 N 的增加,试样的裂纹扩展长度不断增加,同时,裂



(a) 裂纹扩展试验系统



(b) 试样夹持状态

图 2 裂纹扩展测试
Fig.2 Crack propagation test

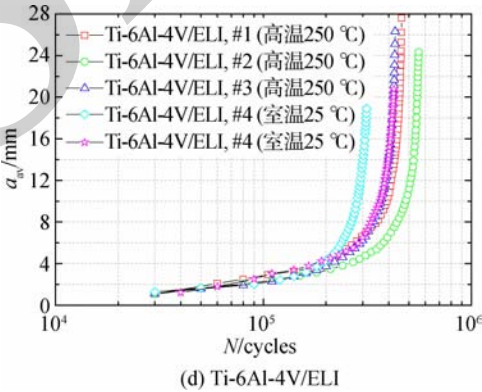
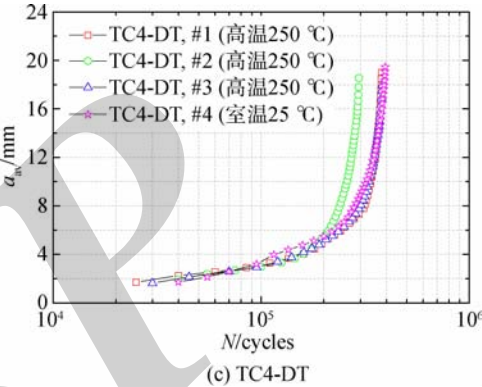
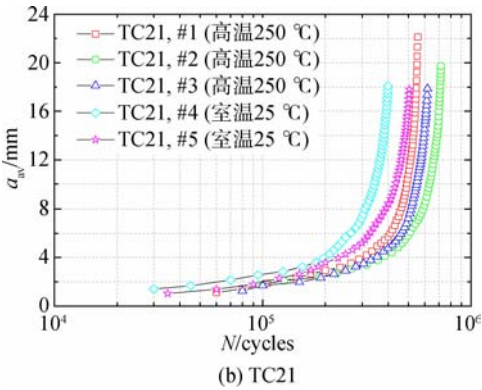
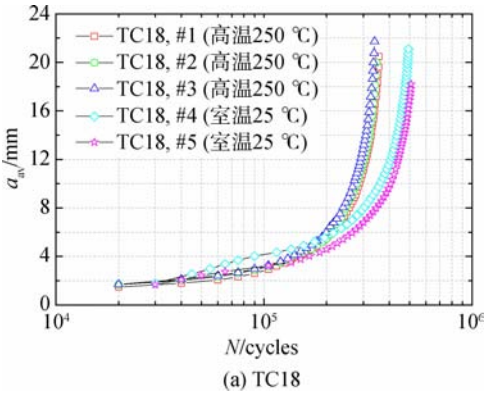


图 3 钛合金裂纹扩展的数据

Fig.3 Crack propagation data for titanium alloys

纹扩展曲线的斜率越来越大,说明裂纹扩展速率越来越快。

2 断口 SEM 分析

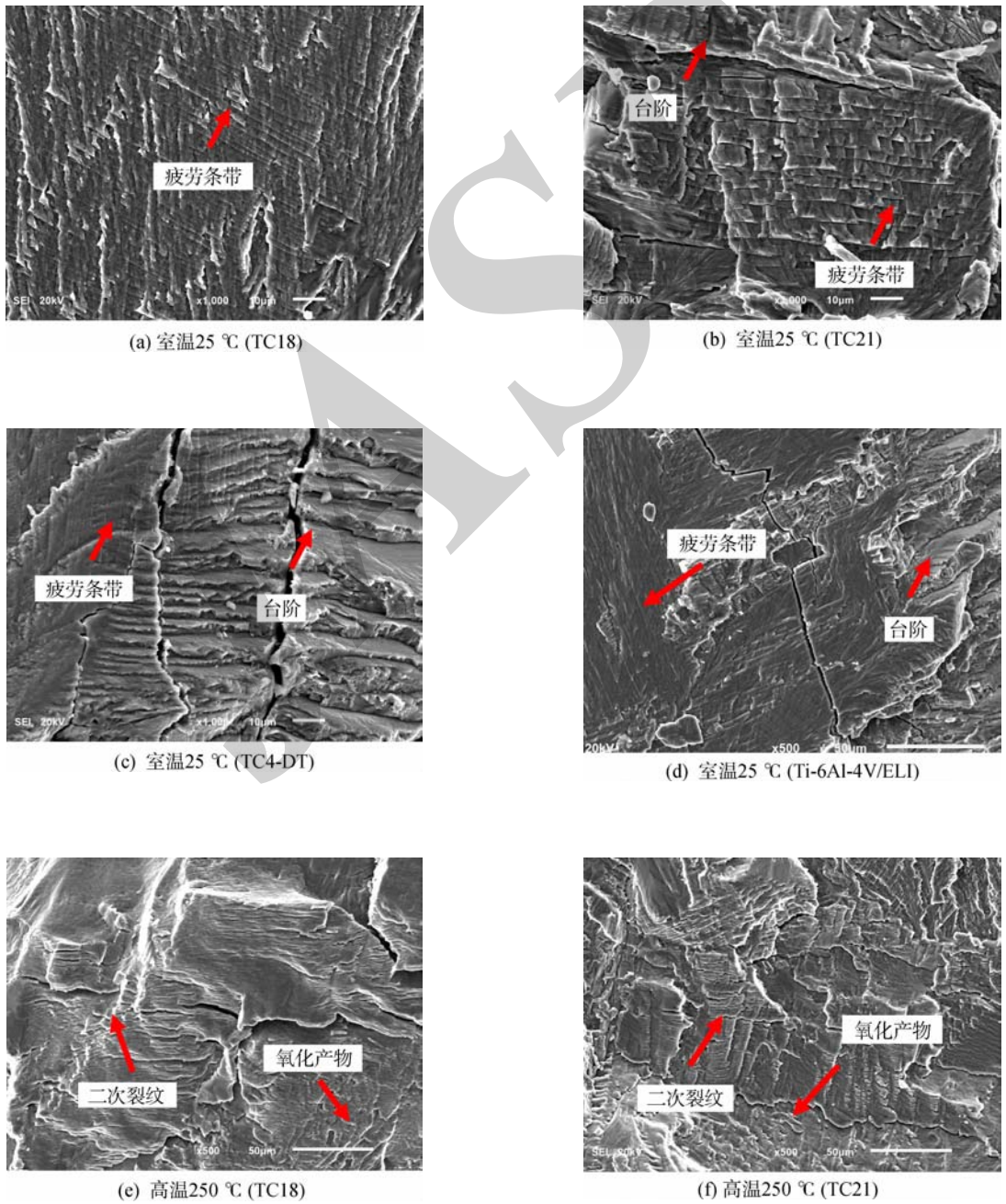
为了探究温度和载荷对航空钛合金材料裂纹扩展过程微观机制的影响,在裂纹扩展试验完成后,从裂纹扩展试样上切得断口纵切片(如图 4 所示),并利用 JSM-6010LA 型扫描电镜对断口形貌进行观测并记录,揭示其失效模式和损伤机理(如图 5 所示)。

从图 4 中可以看出,温度的改变对钛合金材料的表面颜色的变化有很大影响,250 °C 下 4 种钛合金裂纹扩展断口均呈现浅黄色。钛合金在温



图 4 钛合金裂纹扩展宏观断口

Fig. 4 Crack propagation macro fractographic of titanium specimens



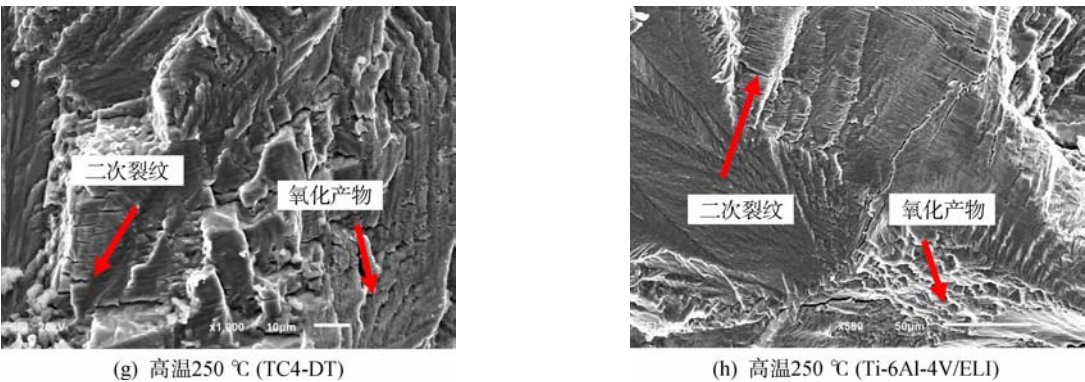


图 5 钛合金材料的断口分析

Fig. 5 Fractographic analysis of titanium alloys

度小于 500℃时,合金表面的钛与空气中的氧容易发生化学反应,生成一层稳定的氧化物附着在裂纹表面,可以阻止氧向基体内部的扩散,从而,阻止钛的进一步氧化。根据钛合金表面氧化色,可以判断其氧化程度,氧化色逐渐变淡揭示了裂纹扩展的大致路径^[20]。

从图 5 中可以看出,相同环境下,4 种钛合金材料裂纹稳定扩展阶段的断口形貌并没有本质差异:①室温环境下 4 种钛合金的疲劳条带均呈现明显的晶体学特征,这是由于室温下材料的脆性比较明显,晶界处位错阻力较大,裂纹沿着尖端附近不同的晶面扩展,平直的疲劳条带被台阶切割,生成大量的具有破碎小刻面的晶体学特征(见图 5(a)、图 5(b)、图 5(c)和图 5(d));②随着温度的升高,4 种钛合金材料的韧性均得到增强,同时裂纹表面被空气氧化,生成的氧化产物附着在断口表面,使得疲劳条带的脉络扁平模糊(见图 5(e)、图 5(f)、图 5(g)和图 5(h));③高温环境下,晶界处的高温氧化作用使得晶界脆化,减弱了结合力,加速了裂纹形核,促进滑移的发生,加快裂纹扩展的进程^[21],而随着温度的升高,材料的晶粒取向越发不规则,由于裂纹尖端较强的应力集中作用,高温下大量二次裂纹出现且疲劳条带短促不连续(见图 5(e)、图 5(f)、图 5(g)和图 5(h)),这使得断面表面粗糙度增加,二次裂纹的分支作用释放了裂纹尖端的能量,有助于提高韧性,强化了裂纹闭合效应,进而有利于减缓裂纹扩展速率,这与文献^[22]的研究结果相吻合。

3 数据分析与讨论

根据 ASTM 试验方法^[19],采用割线法,计算如图 3 所示的 $a-N$ 曲线上相邻两个数据点的直线斜率 $(da/dN)_i$ 及相应的应力强度因子幅值

ΔK_i ,即

$$(da/dN)_i = (a_{i+1} - a_i)/(N_{i+1} - N_i) \quad (1)$$

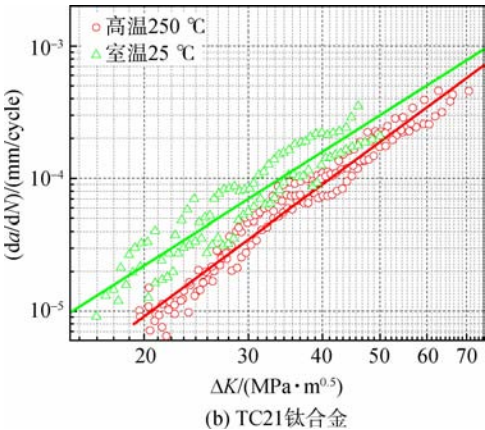
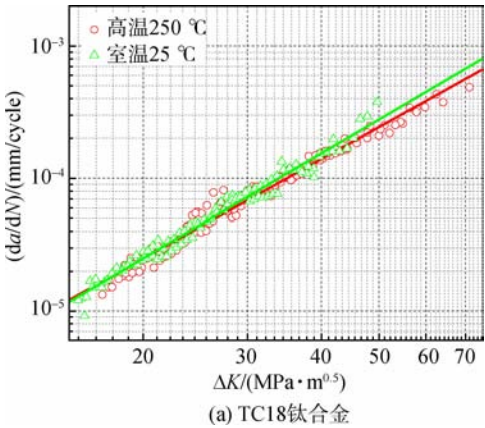
$$\Delta K_i = \frac{\Delta P_i}{B} \sqrt{\frac{\pi a_i}{2W} \sec \frac{\pi a_i}{2}} \quad (2)$$

式中 ΔP_i 为载荷幅值; B 为试验件厚度; W 为试样宽度; α 为考虑有限板宽的修正系数 $\alpha=2a/W$ 。

利用式(1)和式(2),计算得到的 $[\Delta K_i, (da/dN)_i]$ 数据如图 6 所示。采用 Paris 公式,对 $[\Delta K_i, (da/dN)_i]$ 数据进行拟合,即

$$da/dN = C(\Delta K)^m \quad (3)$$

式中 C 和 m 均为材料常数; ΔK 为应力强度因子



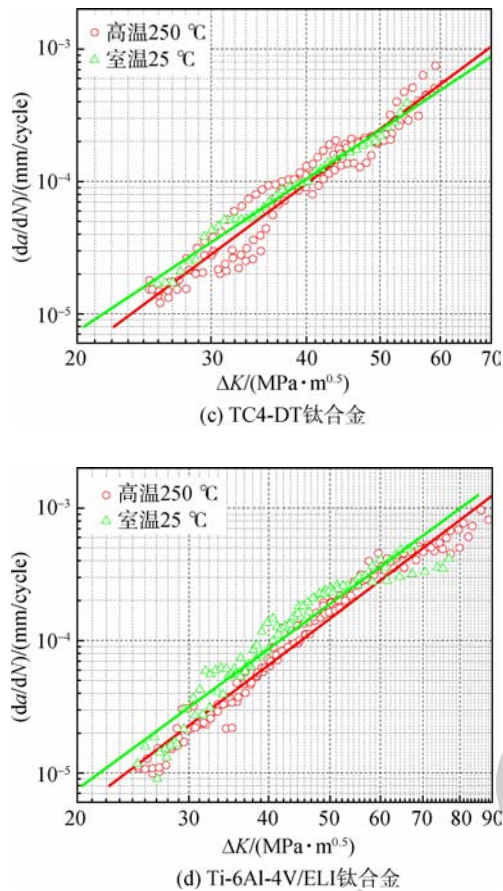


图 6 裂纹扩展 da/dN - ΔK 曲线
Fig. 6 Crack Propagation da/dN - ΔK curves

变程。利用式(3),计算得到拟合直线的系数 C 和 m 的值及标准差 σ 如表 2 所示,拟合曲线如图 6 所示,从表 2 和图 6 可以看出,Paris 公式拟合精度良好,反映裂纹扩展数据遵循 Paris 模型。

根据表 2 中拟合得到的 C 和 m 值,可以获得高温相对于室温的 C 和 m 变化率,即

$$\gamma_C = \frac{\lg C_t - \lg C_{rt}}{\lg C_{rt}} \tag{4}$$

$$\gamma_m = \frac{m_t - m_{rt}}{m_{rt}} \tag{5}$$

式中 C_t 和 m_t 分别为高温 250℃ 下的 C 和 m 值; C_{rt} 和 m_{rt} 分别为室温 25℃ 下的 C 和 m 值。利用式(4)和式(5),计算得到材料参数的变化率 γ_C 和 γ_m 如表 3 所示。

从图 6 和表 2、表 3 的处理结果可以看出:
①在裂纹稳定扩展区($1 \times 10^{-5} \sim 1 \times 10^{-3}$ mm/cycle)范围内,裂纹扩展速率 da/dN 均随着应力强度因子幅值 ΔK 的增加而加快,数据点 $[\Delta K_i, (da/dN)_i]$ 在双对数坐标下与拟合曲线的相关系数数值均在 0.9 以上(见表 2),呈现出良好的线性拟合关系,这说明钛合金材料在高温下 da/dN 与

ΔK 之间仍然服从 Paris 公式规律,利用该公式可以较好的表征钛合金材料的高温裂纹扩展性能;
②相同应力强度因子幅值 ΔK 下,不同温度下不同材料裂纹扩展速率之间存在很大的差异性,说明高温对材料的疲劳裂纹扩展性能的影响很复杂,其中,TC18 钛合金 250℃ 下的裂纹扩展速率略快于室温下(见图 6(a)),两种温度下的 C 和 m 相差不大,温度的变化对该材料的裂纹扩展性能影响不大;TC21 钛合金 250℃ 下的裂纹扩展速率明显慢于室温下(见图 6(b)),室温下的 C 值基本是高温下的 10 倍,两者相差一个数量级, m 值随着温度的升高而变大;TC4-DT 钛合金在低 ΔK 下,250℃ 下的裂纹扩展速率慢于室温条件下,而在高 ΔK 下,情况恰恰相反,即存在一个转换的应力强度因子幅值,该值约为 $50 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{0.5}$ (见图 6(c)),室温下的 C 值基本是高温下的数倍,两者相差约半个数量级, m 值随着温度的升高而稍变大,经计算可得相交的 $\Delta K = 50.47 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{0.5}$,与观察结果相符;Ti-6Al-4V/ELI 钛合金 250℃ 下的裂纹扩展速率要慢于室温下(见图 6(d)),室温下的 C 值基本是高温下的约 2 倍, m 值随着温度的升高而稍变大;
③裂纹扩展阻力系数 C 在 1.41×10^{-8} 和 9.65×10^{-12} 之间变化(见表 2),与室温相比,高温系数 C 的对数值中 TC18 降低 2.2%,另外 3 种材料增大 3.2%~11.2%,而裂纹扩展指数 m 值在 2.49~4.27 之间变化,与室温相比,TC18 的系数 m 减小 5.3%,其他材料增加 3.4%~16.5%(见表 3),这充分说明温度对不同钛合金材料的疲劳裂纹扩展性能的影响效果不尽相同,甚至出现交叉现象。

表 2 裂纹扩展 da/dN - ΔK 曲线的系数
Table 2 Coefficients of crack propagation da/dN - ΔK curves

材料	温度/ ℃	试验 件数	C / 10^{-11}	m	相关 系数	标准 差 σ
TC18	25	2	94.2	2.63	0.988	0.055
	250	3	141	2.49	0.989	0.054
TC21	25	2	43.7	2.84	0.930	0.140
	250	3	45.4	3.31	0.978	0.103
TC4-DT	25	1	8.00	3.82	0.991	0.049
	250	3	1.37	4.27	0.969	0.115
Ti-6Al- 4V/ELI	25	2	19.6	3.52	0.959	0.131
	250	3	9.65	3.64	0.985	0.101

表 3 Paris 公式中系数 C 和 m 的变化率

Table 3 Variation rates of coefficients C and m in Paris formula

材料	变化率/%	
	γ_C	γ_m
TC18	-2.2	-5.3
TC21	11.8	16.5
TC4-DT	7.6	11.8
Ti-6Al-4V/ELI	3.2	3.4

为了便于比较不同钛合金材料之间的裂纹扩展性能,将同种温度下的 4 种材料的 $da/dN-\Delta K$ 曲线绘制于同一坐标系下,如图 7 所示。室温 25℃下,TC18 和 TC21 的 $da/dN-\Delta K$ 曲线比较接近,TC4-DT 和 Ti-6Al-4V/ELI 的 $da/dN-\Delta K$ 曲线基本重合,TC18 和 TC21 在低 ΔK 下的裂纹扩展速率明显快于 TC4-DT 和 Ti-6Al-4V/ELI,随着 ΔK 的增大,差异性逐渐减小(见图 7(a))。高温 250℃下,3 种钛合金材料 TC21、TC4-DT 和

Ti-6Al-4V/ELI 的 $da/dN-\Delta K$ 曲线比较接近,在低 ΔK 下的裂纹扩展速率明显慢于 TC18,随着 ΔK 的增大,差异性逐渐减小(见图 7(b)),这恰恰和表 3 中 4 种材料的 C 和 m 值的变化规律相一致。

4 结 论

本文试验测定了 TC18、TC21、TC4-DT 和 Ti-6Al-4V/ELI 等 4 种钛合金材料在 25℃和 250℃下的疲劳裂纹扩展性能,并进行了性能对比和 SEM 分析,得出了如下结论:

- 1) 在裂纹稳定扩展阶段,高温下钛合金材料的 da/dN 与 ΔK 之间的关系仍然服从 Paris 公式,不同温度下的系数值 C 和 m 可以很好地反映出 $da/dN-\Delta K$ 曲线的变化。
- 2) 温度变化对 TC18 裂纹扩展性能影响不大,随着温度的升高,和室温下的裂纹扩展速率相比,在相同的 ΔK 下,TC21 和 Ti-6Al-4V/ELI 的裂纹扩展速率变慢,而 TC4-DT 伴随着 ΔK 的增大,其速率经历了先变快后变慢的过程,这说明温度和载荷对钛合金裂纹扩展过程存在着交互作用。
- 3) 无论室温还是高温,在 4 种航空钛合金中,TC18 的裂纹扩展速率均是最快,室温下 TC21 相比 TC18 略慢,但快于 TC4-DT 和 Ti-6Al-4V/ELI,而在高温 250℃下,TC21 和 TC4-DT、Ti-6Al-4V/ELI 的裂纹扩展速率较为接近,性能相当。

4) SEM 分析表明,温度升高导致钛合金疲劳断口的表面粗糙度增加,高温下疲劳裂纹短促不连续并出现大量二次裂纹,同时氧化作用改变了高温断口的颜色,使之呈现出浅黄色;氧化作用加速裂纹成核,促进滑移的产生,加快裂纹扩展的进程,而断面表面粗糙度强化了裂纹闭合效应,有利于减缓裂纹扩展速率,钛合金裂纹扩展的进程受到闭合与氧化共同作用的影响,不同温度下钛合金材料裂纹扩展速率的变化取决于裂纹闭合和氧化作用之间的耦合效果。

参考文献:

[1] 朱知寿. 新型航空高性能钛合金材料技术研究与发展[M]. 北京:航空工业出版社,2013.

[2] 吴欢,赵永庆,曾卫东,等. 不同温度下 Ti40 合金的疲劳裂纹扩展行为[J]. 稀有金属材料与工程,2008,37(8):1403-1406.

WU Huan, ZHAO Yongqing, ZENG Weidong, et al.

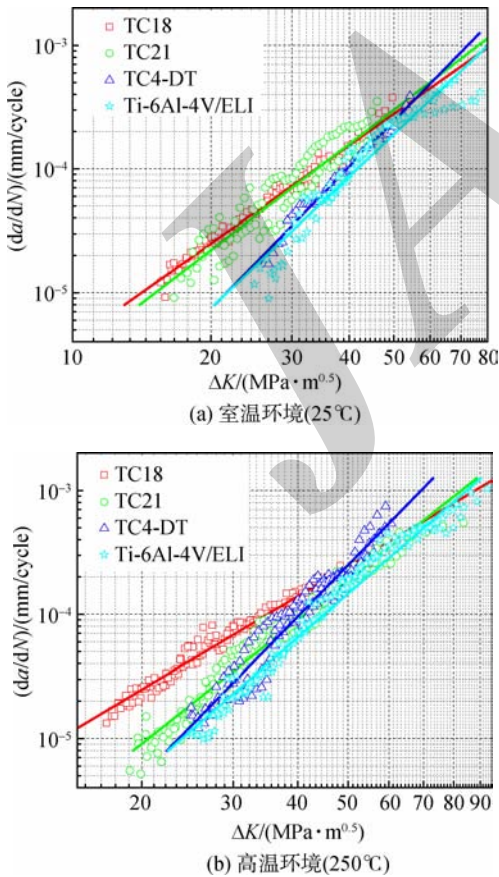


图 7 钛合金材料裂纹扩展性能对比

Fig. 7 Comparison of crack propagation behaviors of different titanium alloys

- Fatigue crack propagation behavior of Ti40 alloy at different temperatures[J]. *Rare Metal Materials and Engineering*, 2008, 37(8): 1403-1406. (in Chinese)
- [3] DING J, HALL R, BYRNE J. Effects of stress ratio and temperature on fatigue crack growth in a Ti-6Al-4V alloy[J]. *International Journal of Fatigue*, 2005, 27(10/11/12): 1551-1558.
- [4] ZHANG Ali, LIU Dong, TANG Haibo, et al. Microstructure evolution of laser deposited Ti60A titanium alloy during cyclic thermal exposure[J]. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*, 2013, 23(11): 3249-3256.
- [5] 彭小娜, 郭鸿镇, 石志锋, 等. 等温压缩对钛合金 TC4-DT 组织及断裂韧性的影响[J]. *材料热处理技术*, 2011, 40(20): 64-67.
- PENG Xiaona, GUO Hongzhen, SHI Zhifeng, et al. Effects of isothermal compression on microstructure and fracture toughness of TC4-DT titanium alloy[J]. *Material and Heat Treatment*, 2011, 40(20): 64-67. (in Chinese)
- [6] PILCHAK A L, JOHN R. Room temperature fracture processes of a near- α titanium alloy following elevated temperature exposure[J]. *Journal of Materials Science*, 2012, 47(20): 7235-7253.
- [7] 黄新跃, 张仕朝, 鲁原, 等. TC11 和 TC4 钛合金室温/400℃疲劳裂纹扩展特性研究[J]. *航空材料学报*, 2011, 31(5): 82-85.
- HUANG Xinyue, ZHANG Shichao, LU Yuan, et al. Investigation on fatigue crack propagation behavior of TC11 and TC4 Ti alloys at room temperature and 400℃[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2011, 31(5): 82-85. (in Chinese)
- [8] PRASAD K, ABHAYA S, AMARENDRA G. Fatigue crack growth behaviour of a near alpha titanium alloy Timetal 834 at 450℃ and 600℃[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2013, 120: 194-206.
- [9] MERCER C, LOU J, ALLAMEH S M. Effects of temperature on the fatigue crack growth behavior of cast gamma-based titanium aluminides[J]. *Metallurgical and Materials Transactions: A Physical Metallurgy and Materials Science*, 2001, 32(11): 2781-2794.
- [10] 何玉怀, 郭伟彬, 蔚夺魁, 等. 加载频率对直接时效 GH4169 高温合金疲劳裂纹扩展性能的影响[J]. *失效分析与预防*, 2008, 3(1): 10-14.
- HE Yuhuai, GUO Weibin, YU Duokui, et al. Effect of loading frequency on fatigue crack growth of direct aging GH4169 superalloy[J]. *Failure Analysis and Prevention*, 2008, 3(1): 10-14. (in Chinese)
- [11] GHONEM H. Microstructure and fatigue crack growth mechanisms in high temperature titanium alloys[J]. *International Journal of Fatigue*, 2010, 32(9): 1448-1460.
- [12] 许飞, 周善林, 石科学. 应力比对 TC4-DT 钛合金疲劳裂纹扩展速率的影响[J]. *材料热处理技术*, 2010, 39(20): 33-35.
- XU Fei, ZHOU Shanlin, SHI Kexue. Effects of stress ratio on fatigue crack growth rate of TC4-DT alloy[J]. *Material and Heat Treatment*, 2010, 39(20): 33-35. (in Chinese)
- [13] ADAIR B S, JOHNSON W S, ANTOLOVICH S D, et al. Crystallographic orientation and temperature effects on the fatigue crack growth rate and resulting fracture surface morphology in PWA1484 single crystal superalloy[J]. *Engineering Materials and Structures*, 2015; 38(1): 56-68.
- [14] GUO Ping, ZHAO Yongqing, ZENG Weidong. Fatigue crack growth behavior in TC4-DT titanium alloy with different lamellar microstructures[J]. *Rare Metal Materials and Engineering*, 2015, 44(2): 277-281.
- [15] VERDHAN N, BHENDE D D, KAPOOR R. Effect of microstructure on the fatigue crack growth behaviour of a near-alpha Ti alloy[J]. *International Journal of Fatigue*, 2015, 74: 46-54.
- [16] 刘睿, 惠松尧, 叶文君, 等. 退火温度对 TC4 钛合金动态断裂韧性的影响[J]. *稀有金属材料与工程*, 2011, 40(10): 1799-1803.
- LIU Rui, HUI Songxiao, YE Wenjun, et al. Effects of annealing temperature on dynamic fracture toughness for TC4 titanium alloy[J]. *Rare Metal Materials and Engineering*, 2011, 40(10): 1799-1803. (in Chinese)
- [17] TUCKER A M, HENDERSON M B, WILKINSON A J, et al. High temperature fatigue crack growth in powder processed nickel based superalloy U720Li[J]. *Materials Science and Technology*, 2002, 18(3): 349-353.
- [18] OGUMA H, NAKAMURA T. Fatigue crack propagation properties of Ti-6Al-4V in vacuum environments[J]. *International Journal of Fatigue*, 2013, 50(1): 89-93.
- [19] ASTM International. ASTM E647-11 Standard test method for measurement of fatigue crack propagation rates[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2011: 2-6.
- [20] 张栋, 钟培道, 陶春虎, 等. 失效分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.
- [21] 熊纓, 陈冰冰, 郑三龙, 等. 16MnR 钢在不同条件下的疲劳裂纹扩展规律[J]. *金属学报*, 2009, 45(7): 849-855.
- XIONG Ying, CHEN Bingbing, ZHENG Sanlong, et al. Study on fatigue crack growth behavior of 16MnR steel under different conditions[J]. *Acta Metallurgica Sinica*, 2009, 45(7): 849-855. (in Chinese)
- [22] NIINOMI M T, KOBAYASHI T. Fracture characteristics analysis related to the microstructures in titanium alloys[J]. *Materials Science and Engineering*, 1996, 213(1): 16-24.

(编辑:王碧珺)