

DOI: 10.3901/JME.2015.06.045

# 应力比和残余应力对 Ti-6Al-4V 高周疲劳 断裂模式的影响\*

李煜佳 轩福贞 涂善东

(华东理工大学承压系统与安全教育部重点实验室 上海 200237)

**摘要:** 对钛合金 Ti-6Al-4V 进行室温空气环境下的高周疲劳试验, 研究消应力和未消应力试样在多个应力比下的疲劳强度, 分析和检测表面残余应力在不同应力比和载荷水平下随循环次数而松弛情况, 探讨表面残余应力随循环次数而松弛的规律以及残余应力和应力比对 Ti-6Al-4V 疲劳强度影响的机理。结果表明, 随着应力比的提高, 残余压应力对 Ti-6Al-4V 疲劳强度的提升影响逐步减小并消失; 与消除残余应力后疲劳破坏源于表面相比, 表面残余压应力使得低应力比下疲劳源于内部; 当应力比  $R=-1.0$  时, 疲劳循环导致表面残余压应力松弛且保持稳定, 其产生的表面裂纹闭合是疲劳强度提高的主要机制; 当  $R=-0.6\sim 0.1$  时, 未见疲劳循环导致表面残余应力松弛, 由于表面层的平均应力减小使得疲劳破坏主要为内部缺陷和局部应力集中控制。

**关键词:** Ti-6Al-4V; 高周疲劳; 应力比; 残余应力

**中图分类号:** TB301

## Influence of Stress Ratios and Residual Stress on the Fracture Pattern of Ti-6Al-4V Alloy in High Cycle Regime

LI Yujia XUAN Fuzhen TU Shantung

(Key Laboratory of Pressure Systems and Safety, Ministry of Education,  
East China University of Science and Technology, Shanghai 200237)

**Abstract:** Experiments are conducted on the high cycle fatigue behavior of Ti-6Al-4V in air at room temperature. Fatigue strengths are determined at various stress ratios for specimens prepared by hard turning plus polishing and residual stress relieved in vacuum after polishing. For various stress ratios and stress amplitudes investigated, the relaxation of residual stresses is measured during the interrupted fatigue test. The relationship of residual stresses relaxation with the cycles and the effects of residual stress as long as stress ratios on fatigue strength are analyzed. Results indicate that the improvement of residual compressive stress on fatigue strength decreases and vanishes finally with the increase of stress ratio. Compared to fatigue crack originating from surface for annealed specimens, the fatigue crack initiation sites are located in the interior of the specimen due to the effect of residual stress at lower stress ratios. At  $R=-1.0$ , the residual stresses are relaxed after several cycles and then maintained stable. The improvement of fatigue strength is attributed to surface crack closure induced by compressive residual stress. For  $R=-0.6\sim 0.1$ , in contrast, the relaxation of residual stress is insignificant and fatigue failure is dominated mainly by the internal defect and local stress concentration.

**Key words:** Ti-6Al-4V; high cycle fatigue; stress ratio; residual stress

## 0 前言

钛合金具有耐蚀性好、比强度高以及较好的韧性和焊接性等优点, 广泛用于制造航空航天、石油化工、电力等领域的重要部件<sup>[1-4]</sup>。然而, 钛合金构

件的高周疲劳问题一直是设计与使用中的难题之一<sup>[5]</sup>。国内外学者对 Ti-6Al-4V 的高周疲劳强度和破坏机理研究已较为深入, 重点考虑了微观组织结构<sup>[6-9]</sup>、表面处理<sup>[10-11]</sup>、加载频率<sup>[12]</sup>、温度<sup>[13]</sup>以及环境介质<sup>[14-15]</sup>等因素的影响。研究表明, 与低周疲劳失效不同, 钛合金高周疲劳裂纹有萌生于内部的倾向, 断口呈鱼眼状特征。CHAN 等<sup>[6-7]</sup>认为, 高周以及超高周疲劳失效主要受裂纹形核过程控制, 并

\* 国家自然科学基金资助项目(51325504)。20140405 收到初稿, 20150123 收到修改稿

采用有限元法分析了 Ti-6Al-4V 的双相微观组织中软的初生 $\alpha$ 相和硬的 $\beta$ 相之间由于约束产生的微观变形,并认为高周疲劳时较软的初生 $\alpha$ 相易于形成疲劳源。BANTOUNAS 等<sup>[8]</sup>开展了三种不同类型的钛合金材料的高周疲劳试验,研究表明内部疲劳断口表面有大面积的相邻小平面,绝大多数这种小平面对是近基面端面;有利于萌生裂纹的晶粒微观取向是与加载方向  $15^\circ\sim 40^\circ$ ,其他方向承担着裂纹扩展的作用。对于内部起裂,除多发生在高周疲劳或超高周疲劳阶段以外,还具有试样表面质量佳以及含有残余压应力场等共同特征<sup>[10-11, 13, 15]</sup>。钛合金由于车削、喷丸、激光喷丸、深滚手段导致残余应力及微观组织结构演变已经得到了业内人士普遍关注和热点研究。其表面强化机制主要在于残余压力应力的引入、加工硬化、组织细化以及表面粗糙度的降低等。尽管残余压应力对疲劳强度提升作用已被广泛认同,但研究多集中在应力比  $R=-1.0$  的情况下。表面残余压应力层在不同疲劳载荷比下的松弛情况及再分布规律,以及对不同应力比下的疲劳强度影响如何,这些问题还有待深入细致研究。

本文以钛合金的典型材料 Ti-6Al-4V 为研究对象,进行了车削加工和经消应力热处理的两种试样 5 个应力比下( $R=-1.0$ 、 $-0.6$ 、 $-0.3$ 、 $0.1$  和  $0.6$ )的疲劳试验,研究应力比对残余应力释放、高周疲劳强度以及断裂模式的影响。

## 1 材料与试样

试验选用的钛合金 Ti-6Al-4V 棒材,化学成分见表 1。图 1 是钛合金 Ti-6Al-4V 的金相组织图, $\alpha$  相的体积分数占 88%, $\alpha$  片层的宽度为  $3\sim 4\ \mu\text{m}$ 。室温下材料的屈服强度和抗拉强度分别是 881 MPa 和 932 MPa。

表 1 Ti-6Al-4V 的化学成分(质量分数) %

主要成分										其他成分	
Ti	Al	V	Fe	C	Si	N	H	O		单个	总和
其余	6.18	4.03	0.057	0.015	<0.04	0.08	0.003	0.15		<0.1	<0.4

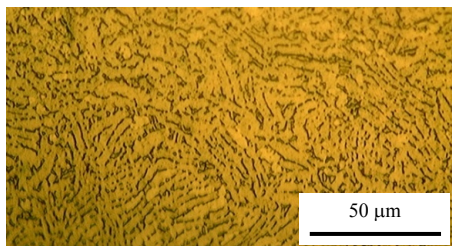


图 1 Ti-6Al-4V 的显微组织

根据标准 ASTM E 466-07, 制备光滑轴向疲劳

试样,形状和尺寸如图 2 所示。试样采取两种加工方法:车削加工和轴向抛光方法;车削加工和轴向抛光+消应力热处理。热处理工艺如下:将试样悬挂于真空炉(真空度为  $2.8\times 10^{-3}\text{ Pa}$ )中缓慢加热至  $600^\circ\text{C}$ ,保温 3 h,然后缓慢随炉冷却。

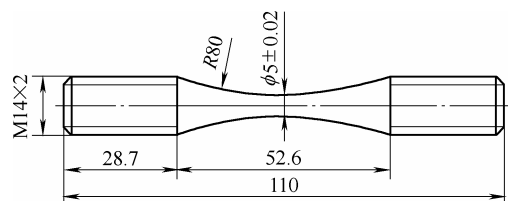


图 2 疲劳试样尺寸图

## 2 试验和测量方法

对 Ti-6Al-4V 含车削残余应力试样(Residual stress, RS)和消应力处理后试样(Free residual stress, FRS)分别进行室温空气环境下的疲劳试验。选用升降法测试在应力比分别为  $-1.0$ 、 $-0.6$ 、 $-0.3$ 、 $0.1$  和  $0.6$  下的寿命  $10^7$  的疲劳强度。试验采用 PLG-100C 微机控制高频轴向拉压疲劳试验机,加载频率为 120 Hz。通过数理统计方法处理疲劳试验数据结果,计算存活率为 50%的条件疲劳极限。

采用 X 射线衍射技术测量未消应力试样的残余应力,使用的测量仪型号是 Proto-iXRD。采用 Cu-K $\alpha$  靶,射线发生器管准直管直径为 1 mm,电压为 24 kV,管电流为 4 mA,采用侧倾固定  $\psi$  方法,衍射晶面  $\{114\}$ ,  $\psi$  角分别取  $0^\circ$ 、 $24^\circ$ 、 $35^\circ$  和  $45^\circ$ ,选定  $2\theta$  ( $\theta$  为衍射角)为  $153^\circ\sim 161^\circ$ ,步距为  $0.1^\circ/\text{s}$ ,以慢速扫描方式测量不同  $\psi$  角下的单峰衍射谱,用交相关法拟合定峰位。再根据  $2\theta$  与  $\sin^2 \psi$  的线性拟合,计算出残余应力值。由于 X 射线的穿透深度较小,只能测量材料表面的残余应力。故利用电抛光腐蚀技术进行试样表面抛光,逐层剥离,进而测量不同深度的残余应力值。对应应力比  $R$  为  $-1.0$ 、 $-0.6$ 、 $0.1$ ,分别施加接近  $10^7$  次疲劳极限时的载荷,测量不同循环次数下的表面残余应力,研究残余应力随循环载荷的分布变化及其对疲劳强度的影响。

## 3 试验结果分析

### 3.1 疲劳强度

升降法进行疲劳试验时,第一根试样的试验水平高于预计疲劳强度;根据上一根试样的试验结果,即在预定的循环基数  $10^7$  周次破断或是通过,决定下一根试样的试验应力水平。试验的应力比和应力增量保持不变,直至完成全部试验,得到围绕疲劳

强度波动的一组通过或是失效的试验数据。试验数据按照升降法进行配对处理, 绘制升降图(图 3), 试样为未消应力试样,  $R=-0.6$ , 空气环境, 室温, 数据采用有效屈服强度进行了归一化处理, 按照式(1)计算中值疲劳强度, 即存活率为 50% 的疲劳强度

$$\sigma_{50} = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^m v_i \sigma_i \quad (1)$$

式中,  $\sigma_{50}$  是存活率为 50% 的疲劳强度;  $M$  是有效试样总数;  $m$  是应力等级数;  $v_i$  是第  $i$  级应力水平试验的次数;  $\sigma_i$  是第  $i$  级应力水平。

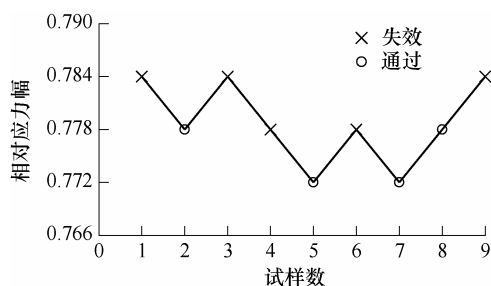


图3 Ti-6Al-4V 疲劳升降图( $R=-0.6$ )

根据疲劳试验结果, 将消应力试样和未消应力试样在各应力比下的疲劳强度值绘制成 Goodman 等寿命曲线图, 如图 4 所示。从图 4 中可以看出, 随着平均应力的提高, 即应力比的增加, 钛合金的疲劳强度逐渐降低。未经消应力处理的试样, 疲劳强度值明显高于处理后试样。但是, 对于不同应力比, 残余应力对钛合金疲劳强度提升程度不同: 在  $R=-1.0$  时, 含残余应力试样的疲劳强度较消应力试样提升了 17.4%, 在  $R=0.1$  时, 只提升了 3.4%, 而在  $R=0.6$  时, 两类试样的疲劳强度值相同。

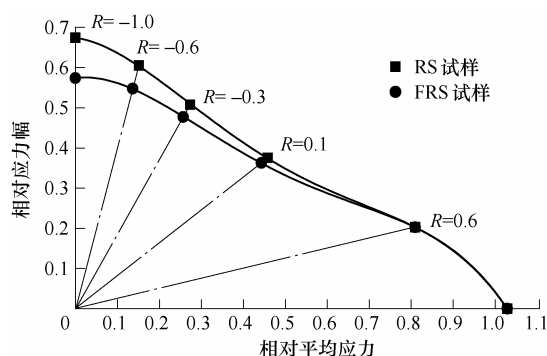
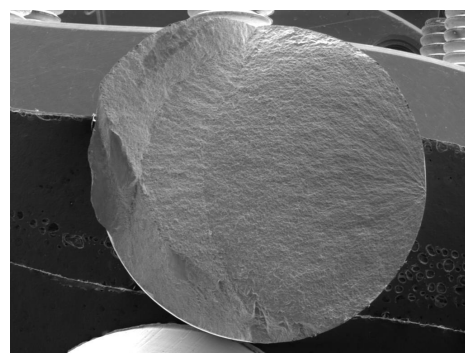


图4 Ti-6Al-4V 含残余应力和消应力试样 Goodman 曲线( $10^7$  周次)

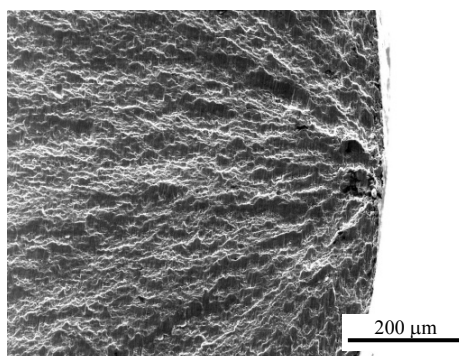
### 3.2 疲劳断口观察

对疲劳断裂的试样进行扫描电镜观察。消应力试样对应于应力比  $R$  分别为  $-1.0$ 、 $-0.6$ 、 $-0.3$ 、 $0.1$  和  $0.6$  的疲劳断口, 疲劳裂纹都从试样的表面起裂, 如图 5 所示。从图 5 中可以发现, 疲劳裂纹都从裂纹的表面起裂, 起裂源为一白色亮点, 裂纹由表面

起裂后向内部扩展, 最后试样断裂。



(a)



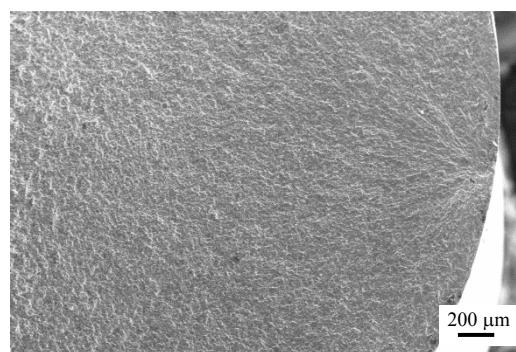
(b)

图5 消应力试样疲劳断口形貌变化( $R=0.1$ , 应力幅  $\sigma_a=342$  MPa, 循环周次  $N_f=546\ 277$ )

观察未消应力试样的疲劳断口发现, 对于不同应力比, 疲劳起裂源位置不同, 统计结果见表 2。在应力比  $R$  为  $-1.0$  和  $0.6$  时, 疲劳裂纹多萌生于表面, 裂纹扩展方向由表面向内部, 如图 6 所示; 而当应力比  $R$  为  $-0.6$ 、 $-0.3$  和  $0.1$  时, 多数试样的疲劳裂纹萌生于试样内部, 即亚表面起裂, 见图 7。内部起裂的起裂源为一白色亮区, 即“鱼眼”区, 疲劳裂纹呈放射状由源区向四周扩展。

表2 不同疲劳起裂位置未消应力试样数量统计

起裂位置	应力比				
	-1.0	-0.6	-0.3	0.1	0.6
表面	4	2	2	1	8
内部	0	6	4	11	0



(a)  $R=-1.0$ ,  $\sigma_a=615$  MPa,  $N_f=2\ 581\ 250$

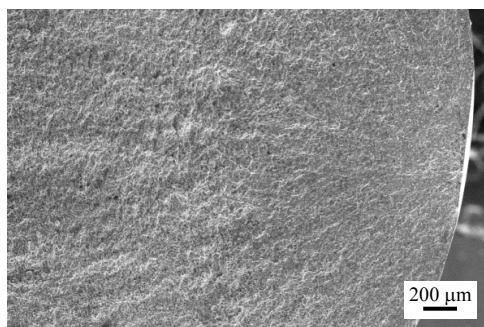
(b)  $R=0.6$ ,  $\sigma_a=184$  MPa,  $N_f=9\ 447\ 144$ 

图6 含残余应力试样表面萌生裂纹疲劳断口

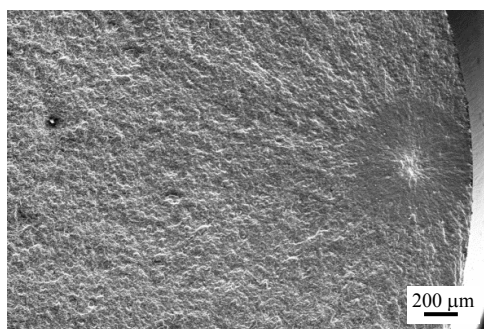
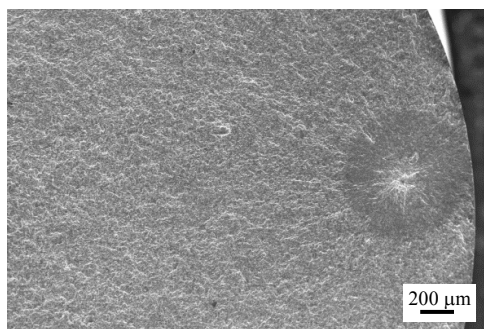
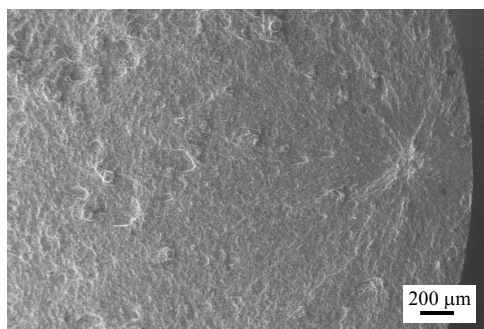
(a)  $R=-0.6$ ,  $\sigma_a=552$  MPa,  $N_f=4\ 230\ 323$ (b)  $R=-0.3$ ,  $\sigma_a=458$  MPa,  $N_f=9\ 780\ 627$ (c)  $R=0.1$ ,  $\sigma_a=342$  MPa,  $N_f=9\ 565\ 303$ 

图7 含残余应力试样内部萌生裂纹疲劳断口

图8所示为内部起裂源部位的放大图,强烈反光的部位(箭头所指)为起裂小平面,呈解理断裂特征。对起裂位置的小平面进行能谱成分分析,各元素组成如表3所示。可以看出该区域的Al质量分数偏高,V质量分数偏低。而Ti-6Al-4V中Al是最重要的 $\alpha$ 相稳定元素。从成分分析可以推断,该区域

主要是 $\alpha$ 相。Ti-6Al-4V中 $\alpha$ 相与 $\beta$ 相比属于软相,且屈服强度较低,具有大晶界的 $\alpha$ 晶粒成为了内部裂纹萌生的“弱”点。基面是 $\alpha$ 相密排六方结构晶粒的主要滑移面,在较高的拉应力作用下, $\alpha$ 相的破裂及分离导致裂纹萌生。因此,Ti-6Al-4V中内部裂纹的形核的主要机理可以认为是 $\alpha$ 晶粒的基面解理断裂。

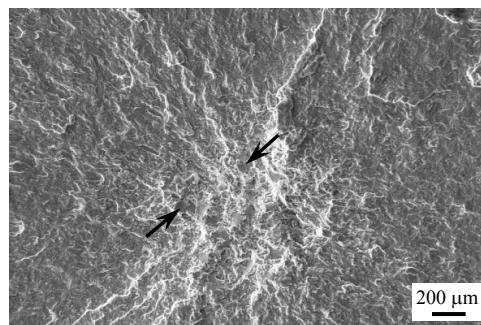
图8 内部起裂点放大图( $R=0.1$ )

表3 起裂小平面成分组成 %

元素	质量分数	原子分数	相对误差
钛	90.75	86.36	3.7
铝	6.76	11.41	0.4
钒	2.50	2.23	1.8
总计	100	100	—

### 3.3 应力比对残余应力松弛的影响

本试验中,所有试样加工,采取相同切削速度、进给速度以及切削深度及冷却条件等工艺,确保试样表面压残余应力保持稳定。经对多根试样测量,表面残余压应力可达 $-500\sim-400$  MPa。图9为试样机械加工后的随表面深度的残余应力分图,可以看出试样表面的残余应力值最大,随着深度的增加,逐渐降低,残余压应力场深度在 $60\ \mu\text{m}$ 左右。在没有外力的情况下,残余应力在结构中是自平衡分布的内应力场,在空间上应包括压应力和拉应力整个范围。故此,车削加工的试样可以看成是一个复合结构:具有较大残余压应力的外层和有一定残余拉应力的芯部。

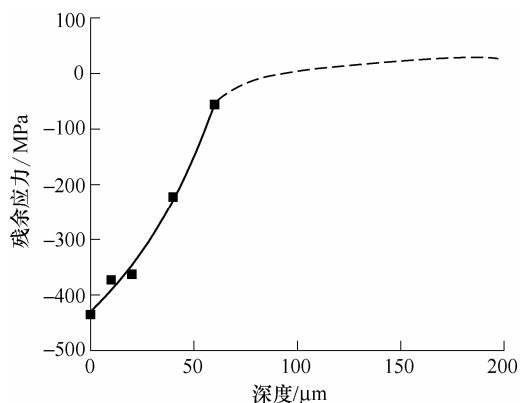


图9 残余应力分布曲线

残余压应力在材料或是结构的整个服役期间并不是稳定不变的, 残余应力会随着服役过程发生松弛和再分布。对应力比  $R$  为  $-1.0$ 、 $-0.6$ 、 $0.1$ , 分别施加接近  $10^7$  次疲劳极限时的载荷, 测量不同循环次数下的表面残余应力。图 10 所示即为不同应力比  $R$  疲劳极限载荷作用下表面残余应力随循环次数的变化图。对应力为  $-1.0$  的疲劳试验, 残余应力在第一次循环后发生明显降低; 随循环次数增加, 残余应力逐渐降低; 当循环次数达到  $10$  次后, 残余应力趋于稳定, 保持在  $-200$  MPa 左右。而对于应力比  $R$  为  $-0.6$ 、 $0.1$  的疲劳试验, 残余应力的松弛非常不明显, 在  $10^7$  的循环周次中, 表面残余应力值仍然保持较高水平。可以看出, Ti-6Al-4V 机械加工残余应力的松弛程度取决于试样局部叠加应力(初始残余应力与外加载荷的矢量叠加)与材料屈服强度间的关系。当施加应力比为  $-1.0$  的疲劳载荷, 试样表面残余压应力与最小应力叠加, 复合应力超过材料的压缩屈服强度时, 局部发生塑性变形, 应力状态重新分布, 残余应力发生松弛。而当承受的平均应力是拉应力的疲劳载荷时, 若试样局部叠加载荷不超过屈服强度时, 残余应力不发生松弛。

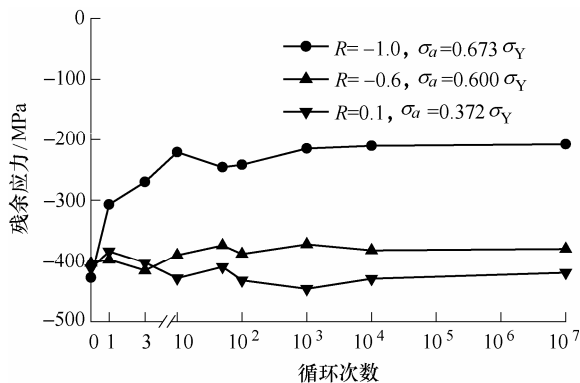


图 10 不同应力比  $R$  疲劳极限载荷作用下表面残余应力随循环次数松弛情况( $\sigma_Y$  为归一化因子)

### 3.4 应力比、残余应力对疲劳起裂的影响

本试验中, 所施加的疲劳载荷属于中等应力水平, 循环次数为  $10^6 \sim 10^7$ , 消应力处理后试样的疲劳裂纹全部萌生于表面; 而未热处理试样, 表面含有较高的残余压应力, 其疲劳起裂源多在试样内部。在应力比为  $-1.0$  时, 经过几个循环, 外表面的残余应力已经明显下降, 保持在  $-200$  MPa 左右。受到自由表面的影响, 疲劳裂纹的萌生位于自由表面, 裂纹一旦出现, 由于压应力的存在, 引起裂纹的闭合, 在裂纹形核到稳定扩展之前, 消耗了更多疲劳循环, 使得疲劳寿命明显提高。当应力比为  $-0.6$ 、 $-0.3$  和  $0.1$  时, 由于表面仍然有较高的剩余残余应力存在,

表面层的平均应力减小, 疲劳裂纹不易在此处萌生。裂纹起裂位置发生内移, 内部的残余应力随着应力比的增加可能由压应力逐步转变成拉应力。外表面的高残余压应力只能对内部的裂纹扩展产生很小的作用, 因而疲劳寿命提高的程度逐渐降低。当应力比达  $0.6$  时, 试样的残余应力松弛得很快, 经过几个周次, 残余应力基本消失, 和没有残余应力的试样一样, 裂纹起裂于外表面, 且疲劳寿命基本相同。

## 4 结论

(1) 机械加工导致的表面残余压应力可有效提高 Ti-6Al-4V 试样的疲劳强度, 且与应力比密切相关。当应力比  $R = -1.0$  时, 切削表面残余压应力可使得疲劳强度提升约  $17.4\%$ ; 随着应力比提高, 切削表面残余压应力的影响逐渐减小, 在应力比为  $0.6$  时, 残余压应力作用消失。

(2) 消应力试样的疲劳断裂均起源于表面; 在应力比为  $-0.6$ 、 $-0.3$  和  $0.1$  时, 未消应力试样的疲劳裂纹萌生于内部  $\alpha$  相晶粒处, 而当应力比为  $-1.0$  和  $0.6$  时, 疲劳起裂于表面。

(3) 表面残余压应力对 Ti-6Al-4V 疲劳强度的增益效应及起裂位置与应力比相关。当  $R = -1.0$  时, 剩余残余应力对疲劳强度的影响主要源于表面裂纹的闭合效应; 当  $R = -0.6 \sim 0.1$  时, 表面残余压应力导致试样表层的平均应力降低, 从而使得疲劳裂纹萌生于内部, 钛合金的疲劳强度主要为内部缺陷和局部应力集中控制。

## 参 考 文 献

- [1] LEYENS C, PETERS M. Titanium and titanium alloys[M]. Weinheim: Wiley-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA, 2003.
- [2] BOYER R R. An overview on the use of titanium in the aerospace industry[J]. Materials Science and Engineering A, 1996, 213: 103-114.
- [3] TOKAJI K. High cycle fatigue behavior of Ti-6Al-4V alloy at elevated temperatures[J]. Scripta Materialia, 2006, 54: 2143-2148.
- [4] ZACHARY J, KOCHIS P, NARULA R. Steam turbine design considerations for supercritical cycles[EB/OL]. [2007-11-01]. <http://www.bechtel.com/assets/files/TechPapers/steam-turbine.doc>.
- [5] OGUMA H, NAKAMURA T. The effect of stress on very high cycle fatigue properties of Ti-6Al-4V[J]. Key

- Engineering Materials, 2004, 261-263: 1227-1232.
- [6] CHAN K S. Roles of microstructure in fatigue crack initiation[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32: 1428-1447.
- [7] CHAN K S, LEE Y D. Effects of deformation-induced constraint on high-cycle fatigue in Ti alloys with a duplex microstructure[J]. Metall. Trans. A, 2008, 39A: 1665-1675.
- [8] BANTOUNAS I, DYE D, LINDLEY T. The effect of grain orientation on fracture morphology during high-cycle fatigue of Ti-6Al-4V[J]. Acta Materialia, 2009, 57: 3584-3595.
- [9] BENEDETTI M, FONTANARI V. The effect of bi-modal and lamellar microstructure of Ti-6Al-4V on the behavior of fatigue cracks emanating from edge-notches[J]. Fatigue & Fracture of Eng. Materials & Structures, 2004, 27(3): 1073-1089.
- [10] WAGNER L, LUTJERING G. Influence of surface treatments on fatigue strength of Ti-6Al-4V[J]. Gefüge und Bruch, 1988, 233-245.
- [11] SONG J H, HONG K J, HA T K, et al. The effect of hot rolling condition on the anisotropy of mechanical properties in Ti-6Al-4V alloy[J]. Mater. Sci. Eng. A-Struct., 2007, 449: 144-156.
- [12] MORRISSEY R J, MCDOWELL D L, NICHOLAS T. Frequency and stress ratio effects in high cycle fatigue of Ti-6Al-4V[J]. International Journal of Fatigue, 1999, 21: 679-685.
- [13] UMEZAWA O, NAGAI K, ISHIKAWA K. Internal crack initiation in high cycle fatigue of Ti-6Al-4V alloys at cryogenic temperatures[C]//FATIGUE 90, Fourth International Conference on Fatigue and Fatigue Threshold, Honolulu, Hawaii, USA, 15-20 July, 1990: 267-272.
- [14] RUPPEN J A, HOFFMANN C L, RADHAKRISHNAN V M, et al. The effect of environment and temperature on the fatigue behavior of titanium alloys[J]. Fatigue Env. and Temperature Effects, 1980: 265-300.
- [15] NALLA R K, ALTENBERGER I, NOSTER U, et al. On the influence of mechanical surface treatments-deep rolling and laser shock peening-on the fatigue behavior of Ti-6Al-4V at ambient and elevated temperatures[J]. Materials Science and Engineering A, 2003, 355: 216-230.
- 
- 作者简介: 李煜佳, 女, 1981 年出生, 博士。主要研究方向为材料结构的疲劳失效机理。
- E-mail: yujiali@ecust.edu.cn
- 轩福贞(通信作者), 男, 1970 年出生, 博士, 教授, 博士研究生导师。主要研究方向为结构完整性原理、化学-力学问题, 结构损伤早期检测技术等。
- E-mail: fzxuan@ecust.edu.cn