

文章编号:1000-8055(2012)04-0811-06

20 kHz 下 TC17 钛合金超高周疲劳性能研究

高 潮¹, 程 礼¹, 彭 桦², 申景生¹, 邱辰霖¹, 刘延杰¹

(1. 空军工程大学 工程学院, 西安 710038;

2. 重庆大学 通信工程学院, 重庆 400044)

摘 要: 应用基于压电超声疲劳试验技术开发的 20 kHz 弯曲疲劳试验系统, 完成了室温下 TC17 合金超高周疲劳试验. 结果表明: 在疲劳循环大于 10^7 周次时, 试样仍会发生疲劳断裂, 疲劳强度随循环次数的增加而下降, 并不存在明显的疲劳极限. TC17 合金的应力-寿命(S-N)曲线在 $10^7 \sim 10^9$ 周次的范围内为连续下降型. 光学显微镜发现, TC17 合金的疲劳破坏主要起源于试样表面. 当存在夹杂物时, 疲劳裂纹从距离表面很近的夹杂物处萌生. 能谱分析表明夹杂物的成分主要是铝的氧化物.

关 键 词: 弯曲疲劳; 超高周疲劳; 应力-寿命(S-N)曲线; TC17 合金; 疲劳强度

中图分类号: V216.3

文献标志码: A

Investigation of ultra-high cycle fatigue behavior of TC17 alloy at a frequency of 20 kHz

GAO Chao¹, CHENG Li¹, PENG Hua², SHEN Jing-sheng¹,
QIU Chen-lin¹, LIU Yan-jie¹

(1. The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. School of Communication Engineering,

Chong Qing University, Chongqing 400044, China)

Abstract: The bending fatigue system was developed using the piezoelectric ultrasonic fatigue testing technology and experimental investigation of the ultra-high cycles fatigue life for TC17 alloy subjected to bending fatigue deformation has been conducted. The experimental results show that the specimens were tested to failure in the range of $10^7 - 10^9$ cycles and the fatigue limit decreases with the increasing number of cycles between 10^7 and 10^9 for $R = -1.0$ and there was no obvious fatigue limit. The S-N curve for TC17 is a continuous decline curve between 10^7 and 10^9 cycles. The fractographic study shows that fatigue failures are mostly initiated at the surface of the test specimens. When there are subsurface inclusions, fatigue cracks initiated from subsurface inclusions, and the composition of inclusions is mainly oxides of aluminums.

Key words: bending fatigue; ultra-high cycles fatigue;

S-N (stress-number of cycles to failure) curve; TC17 alloy;

fatigue strength

收稿日期:2011-05-22; 修订日期:2012-02-12

基金项目:国家自然科学基金(50975284); 维修预研基金(5132701)

作者简介:高潮(1986—),男,陕西咸阳人,博士生,主要从事飞机结构强度与使用寿命.

钛及钛合金是 50 年代兴起的一种重要金属结构材料,由于钛合金具有高比强度、较宽的工作温度范围和优异的腐蚀抗力,因而在航空及宇航工业得以广泛应用.目前先进发动机压气机盘、压气机叶片和风扇叶片以及机匣等均由钛合金制造,即实现压气机全钛化方案.近期利用超声试验系统研究^[1-3]表明钛合金在 $10^7 \sim 10^9$ 周次疲劳循环下疲劳强度快速下降.为了区别高周疲劳,将循环破坏次数在 10^7 次循环以上的疲劳称为超高周疲劳.

在超高周疲劳阶段疲劳强度的快速下降对发动机部件有较大的影响^[4],美国的发动机结构完整性大纲要求发动机的所有部件的最小寿命为 10^9 周次^[5].航空发动机转子叶片的主要失效形式为弯曲振动疲劳断裂失效,而目前国内外的试验研究主要集中在试样的拉压^[6]、旋转弯曲^[7]、三点弯曲^[8]和对称弯曲^[9]等超高周疲劳方面.但是这些并不能有效地模拟转子叶片的弯曲振动.国内外主要研究了 Ti-6Al-4V 合金超高周疲劳性能^[10-13],目前并没有发现关于 TC17 合金的超高周疲劳研究报告.为了更好地将 TC17 合金应用于发动机结构部件,对钛合金材料 $10^7 \sim 10^9$ 循环周次弯曲疲劳性能的研究是非常必要的.

本文基于发动机叶片的弯曲振动,应用 20 kHz 下弯曲振动超声疲劳试验系统,针对典型钛合金 TC17,完成其在应力比 $R=-1$ 条件下的超高周疲劳试验,得到超高周疲劳的 $S-N$ (应力-寿命)曲线,并分析试样的疲劳破坏机理.

1 试验系统和试样制备

1.1 试验系统

弯曲超声疲劳试验机是根据超声疲劳试验技术建立起来的.试验系统如图 1 所示,其主要组成部件及其功能如下:①超声频率发生器(激振电源),将 50 Hz 的电信号转换为 20 kHz 的超声正弦波电信号输出,通过调整电压来改变正弦波的幅值;②压电陶瓷换能器,将电源提供的电信号转变为机械振动;③位移放大器,放大来自换能器的振动位移幅值,使试样获得所需的应变幅值.

除了上述三个关键的部件以外,超声疲劳试验装置还包括计算机控制系统和冷却系统.计算机控制系统控制整个试验过程,并对振动位移、频率、循环周次等实时采集;冷却系统用冷空气冷却由于高频振动而发热的试样.

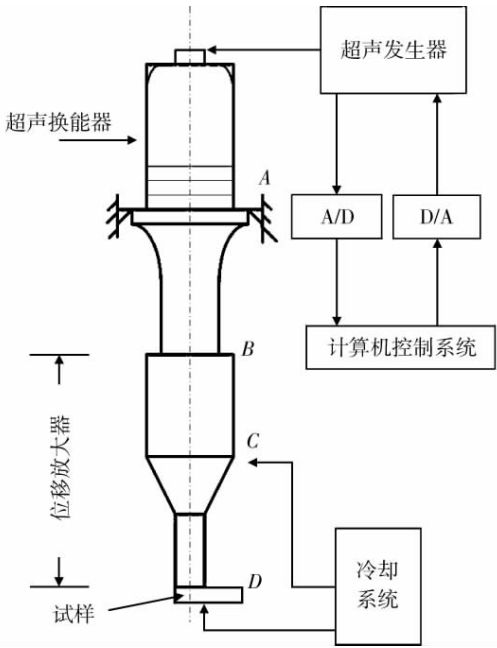


图 1 弯曲振动超声疲劳试验系统
Fig. 1 Bending vibration ultrasonic fatigue system

在超声疲劳试验装置和控制系统设计完成之后,为了保证试验结果的准确性,试验前可通过光纤传感器对振动系统进行标定.在标定过程中,分别将光纤位移传感器测得的结果与计算机输入的位移比较,然后对控制系统软件的控制参数进行修改,这样反复几次,便可得到理想的控制参数.

1.2 试样设计

试样的材料为 TC17 合金. TC17 是一种富 β 相的 $\alpha + \beta$ 型钛合金,其名义成分为 Ti-5Al-2Sn-2Zr-4Mo-4Cr. 优质的 TC17 合金俗称三高钛合金,即具有高的强度、高的韧性和高的淬透性,而且具有强度和韧性的良好配合.优质的 TC17 合金采用 β 锻造工艺可获得网篮组织,从而提高其断裂韧性和疲劳性能.主要半成品有棒材、锻件等,可用于制造发动机的压气机盘、叶片和轴套等. TC17 合金的力学性能如表 1. 图 2 为 TC17 合金的显微结构.

表 1 TC17 的力学性能
Table 1 Mechanical properties of TC17

屈服 强度/MPa	抗拉 强度/MPa	弹性 模量/GPa	密度/ (kg/m ³)
1030	1120	111.5	4640

本文所设计的弯曲振动疲劳试样如图 3 所示.利用 ANSYS 软件对其进行模态和谐响应分析,控制其谐振频率在 20 kHz 左右(误差不得超

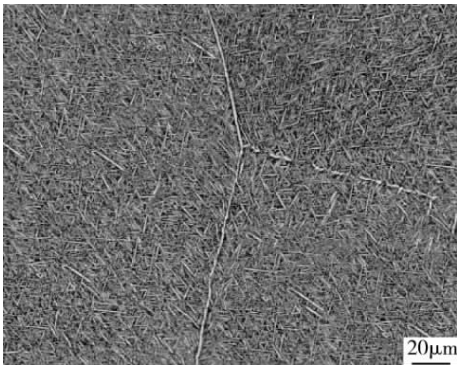


图 2 TC17 合金显微结构
Fig. 2 Microstructure of TC17 alloy

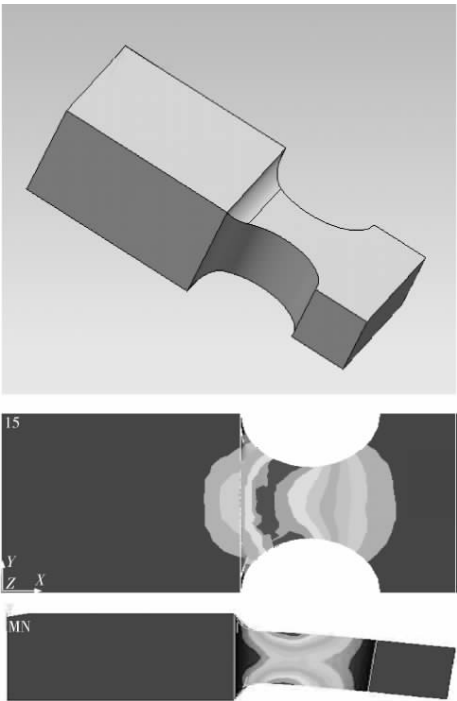


图 3 弯曲振动试样及应力分布云图
Fig. 3 Bending vibration specimen and stress analysis

过 0.5 kHz),得到其一阶弯曲振型和应力分布图.

在自由端设置半圆凹槽,将最大应力区域移向自由端.由图 3 可以看出:最大应力区域与过渡圆弧不接触,大致分布在半圆凹槽部位.最大应力部位较为理想,便于后续的试验中对该部位进行强化和腐蚀处理.为去除表面加工缺陷影响,试样采用细砂纸打磨、抛光,光洁度达到要求.

试样最大应力截面上的应力幅值 $\sigma_{\max}$ 与试样端部输入位移幅 A_0 之间满足正比例关系,即

$$\sigma_{\max} = C_s A_0$$

式中 C_s 定义为试样振动位移应力系数,单位为 MPa/ μm .在超声疲劳系统谐振频率确定后, C_s 的大小与材料的动态弹性模量和密度有关,又与试样的几何形状尺寸有关.试样材料和尺寸设计

加工定形后,可认为 C_s 为常量,通过谐响应分析确定 $C_s=44$.通过控制试样端部输入位移幅值,即可达到控制试验应力幅值的目的.

2 试验过程

疲劳试验在超声弯曲疲劳试验机上完成,试验频率为 20 kHz,应力比为 $R=-1.0$.试验过程中采用压缩空气对试样进行冷却,使试样表面温度与室温相当.试验中,系统的振动频率保持在 (20 ± 0.5) kHz,当振动试样产生裂纹后,振动频率下降,试样固有频率低于 19.5 kHz 时,系统自动停止.

3 试验结果与分析

3.1 S-N 曲线

在 $R=-1$ 条件下的疲劳试验结果如表 2 所示.图 4 给出了试验得到的 TC17 超高周疲劳 S-N 曲线,未断试样用箭头表示.

表 2 TC17 合金疲劳试验结果
Table 2 Fatigue testing results of TC17 alloy

试样号	$\sigma_{\max}$ /MPa	循环数/ 10^7	断裂
1	472.65	53.1	×
2	476.92	2.75	×
3	476.92	10.0	×
4	472.65	170	○
5	481.19	0.6	×
6	481.19	3.80	×
7	481.19	1.30	×
8	489.74	0.423	×
9	489.74	0.756	×
10	498.28	0.249	×
11	498.28	0.206	×

注:×为试样发生疲劳断裂;○为试样未断裂.

对称循环应力下,随着应力幅值的下降,疲劳强度在不断增加;由 TC17 的疲劳寿命曲线图可见,试验材料并不存在传统意义上的疲劳极限,即循环周次在 10^7 周次以上试样也会发生疲劳断裂破坏.可以看出 TC17 钛合金的疲劳寿命曲线为连续下降型,在 10^7 周次前,先是快速的下降,随后在 10^7 周次后缓慢下降.应用阶梯法^[14]计算预定循环寿命 $N_f=10^7$ 时,TC17 合金的疲劳强度为 (485.47 ± 15) MPa.

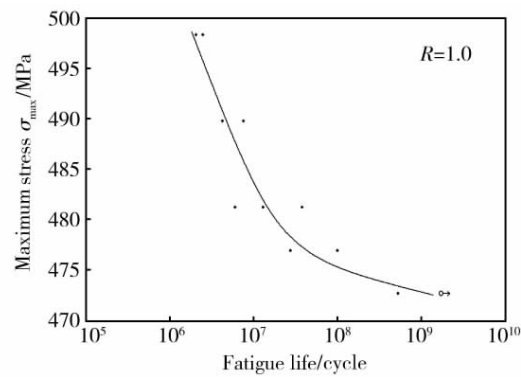


图 4 TC17 合金超高周疲劳 S-N 曲线
Fig. 4 S-N curve of TC17 alloy

试样的断裂位置与理论分析的最大应力位置基本一致,如图 5 所示.



图 5 断裂试样
Fig. 5 Fracture specimen

3.2 断口分析

对疲劳断裂后的 TC17 试样进行观察和分析. 宏观断口上可明显观察到疲劳裂纹产生区、疲劳裂纹扩散区和最后断裂区(图 6). 疲劳裂纹产生在试样上下表面,经过裂纹扩展,最后断裂区在试样中间位置,属于正常的弯曲断裂特征.

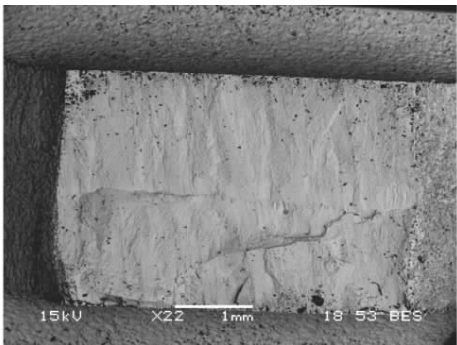


图 6 断口形貌
Fig. 6 Micrographs of the surface

疲劳断口微观特征的观察在 JSM-6360 扫描电镜上进行,观察超高周循环($\sigma_{max} = 472.65 \text{ MPa}$,

$N_f = 5.31 \times 10^8$)疲劳断裂试样时,保持断口试样疲劳源在上端,按疲劳源区、扩展区、瞬断区顺序观察. 如图 7 所示,TC17 疲劳裂纹萌生于试样表面,呈现裂纹表面萌生机制,且出现了多个疲劳源. 没有观察到裂纹内部萌生的迹象,这可能是由于 TC17 试样表面比较粗糙,弯曲振动时,试样表面的应力比内部的应力大,从而导致疲劳从表面萌生.

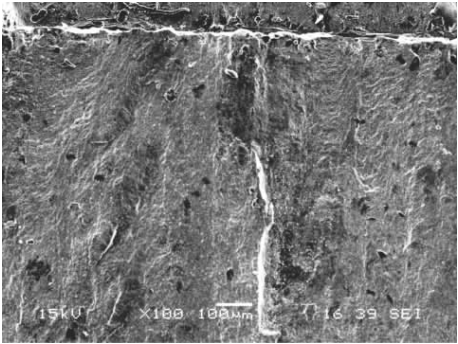


图 7 疲劳裂纹从表面萌生
Fig. 7 Surface crack initiation

图 8 为 TC17 合金断口疲劳裂纹扩展情况,呈现一定的疲劳条带,疲劳扩展断口最重要的特征就是有疲劳条带的存在. 疲劳条带与裂纹局部扩展方向相互垂直,每一条疲劳条带代表一次载荷循环,试验应力幅值决定了疲劳条带的宽度.

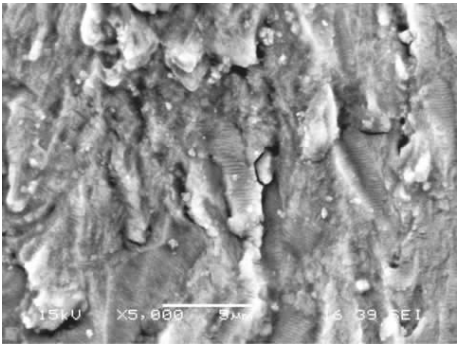


图 8 典型疲劳裂纹扩展
Fig. 8 Expansion of fatigue crack

图 9 为裂纹扩展区和瞬断区的交界,疲劳裂纹在此处快速扩展,试样瞬间脆断. 瞬断区是疲劳裂纹扩展到临界尺寸后失稳扩展所形成的区域.

图 10 表明试样在高周循环下发生疲劳破坏时,疲劳断面显示出许多二次裂纹.

扫描电镜观察,只有一个试样的疲劳破坏是从夹杂物处萌生,其循环数不在超高周疲劳范围内,如图 11 所示. 为了确定夹杂物的组成,对夹杂物进行了能谱分析,基本上是铝的氧化物(Al_2O_3).

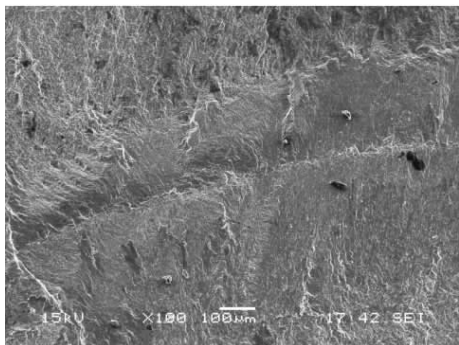


图9 扩展区与瞬断区交界处

Fig. 9 Area of expansion and fracture

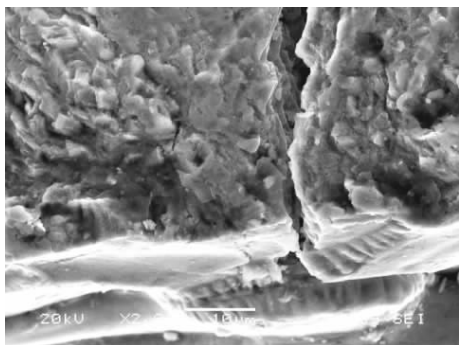
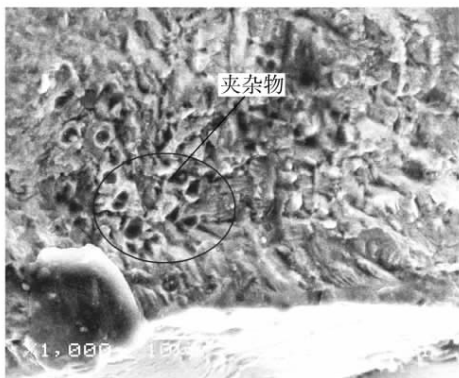


图10 二次裂纹

Fig. 10 Secondary crack



Full scale counts:1231 6_pt1

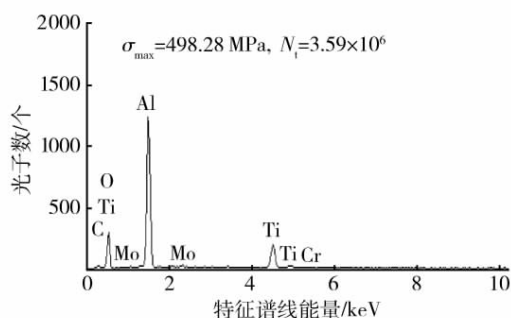


图11 内部夹杂形貌和夹杂物的能谱分析

Fig. 11 Inclusion morphology and its EDXS
(energy dispersive X-ray spectroscopy)

4 结 论

本文应用弯曲超声疲劳试验系统完成对 TC17 合金亿周疲劳性能的研究. 通过对疲劳试样断口组织分析, 得到 TC17 合金的疲劳特性:

1) 在应力比 $R = -1.0$ 条件下, TC17 合金的 $S-N$ 曲线呈现连续下降型. 试样在超过 10^7 周, 甚至到 10^9 周仍会发生疲劳破坏, 不存在疲劳极限. 因此, 不能以 10^7 周以内的数据作为疲劳设计的依据.

2) TC17 合金扫描电镜分析表明疲劳裂纹萌生于试样表面, 而且存在二次裂纹. 当存在内含物时, 裂纹萌生于次表面夹杂.

参考文献:

- [1] Marines I, Dominguez G, Baudry G, et al. Fatigue and fracture crack growth of aluminum alloys at very high numbers of cycles[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25(10): 37-46.
- [2] Papakyriacou M, Mayer H, Pypen C, et al. Fatigue behaviour of duplex phase alloys in the very high cycle regime[J]. Mater. Sci. Eng. A, 2001, 308(1): 43-52.
- [3] Stanzl-Tschegg S E, Mayer H. How and why the fatigue $S-N$ curve does not approach a horizontal asymptote[J]. International Journal of Fatigue, 2001, 23(Supplement): 231-237.
- [4] McEvily A J, Nakamura T, Oguma H, et al. On the mechanism of very high cycle fatigue in Ti-6Al-4V[J]. Scripta Materialia, 2008, 59: 1207-1209.
- [5] US Department of Defense. MIL-HDBK, 1783BW/CHANGE2, engine structural integrity programs(ENSIP)[S]. Washington: US Department of Defense, 2004.
- [6] Morrissey R, Nicholas T. Staircase testing of a titanium alloy in the gagacycle regime[J]. International Journal of Fatigue, 2006, 28: 1577-1582.
- [7] 周承恩, 洪友士. GCr15 钢超高周疲劳行为的实验研究[J]. 机械强度, 2004, 26(Supplement): 157-160. ZHOU Chengen, HONG Youshi. Experimental investigation on very-high-cycle fatigue of GCr15 steel[J]. Journal of Mechanical Strength, 2004, 26(Supplement): 157-160. (in Chinese)
- [8] XUE Hongqian, TAO Hong, WANG Qingyuan, et al. Development of a three-point bending fatigue testing methodology at 20 kHz frequency[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29: 2085-2093.
- [9] 唐维维, 王弘. 超声弯曲疲劳实验方法及其应用[J]. 力学与实践, 2008, 30(6): 43-46. TANG Weiwei, WANG Hong. Method of ultrasonic bending fatigue and application[J]. Mechanics in Engineering, 2008, 30(6): 43-46. (in Chinese)
- [10] Ritchie R O, Boyce B L, Campbell J P, et al. Thresholds for

- high-cycle fatigue in a turbine engine Ti-6Al-4V alloy[J]. International Journal of Fatigue, 1999, 21: 653-662.
- [11] McEvily A J, Nakamura T, Oguma H, et al. On the mechanism of very high cycle fatigue in Ti-6Al-4V[J]. Scripta Materialia, 2008, 59: 1207-1209.
- [12] Zuo J H, Wang Z G, Han E H. Effect of microstructure on ultra-high cycle fatigue behavior of Ti-6Al-4V[J]. Materials Science and Engineering A, 2008, 473: 147-152.
- [13] Lanning D B, Nicholas T, Haritos G K. Effect of plastic prestrain on high cycle fatigue of Ti-6Al-4V[J]. Mechanics of Materials, 2002, 34: 127-134.
- [14] Pollak R D. Analysis of methods for determining high cycle fatigue strength of a material with investigation of Ti-6Al-4V gigacycle fatigue behavior[D]. Wright-Patterson AFB OH: Air Force Institute of Technology, 2005: 50-55.