

TC17 合金弯曲振动超高周疲劳试验

许 巍¹, 陈 新²

(中国航发北京航空材料研究院 航空材料检测与评价北京市重点实验室¹,
中国航空发动机集团材料检测与评价重点实验室²; 北京 100095)

摘要:针对航空发动机压气机叶片用 TC17 合金的超高周疲劳性能数据需求,自主设计超高频板材试样并在电动振动台上开展弯曲振动疲劳测试,获取了 10^9 循环数范围内的超高周疲劳 $S-N$ 曲线,并通过升降法得到了该合金 10^9 循环数对应的疲劳极限强度,在实际测试过程中有效激振频率达到 1756 Hz 左右。此外,与相同材料的常规疲劳试验结果进行了对比分析。结果表明:超高频弯曲振动疲劳试验结果与常规疲劳试验结果的变化趋势保持一致,尤其是在超高周寿命区间的测试结果的接近程度较高;超高频弯曲振动试验方法在提高测试效率的同时保证了结果的可靠性。

关键词:超高周疲劳;振动台;疲劳试验;钛合金;航空发动机

中图分类号:V250.2

文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2021.02.011

Vibration Bending Fatigue Test of TC17 Ti-alloy in the Very-High-Cycle Regime

XU Wei¹, CHEN Xin²

(Beijing Key Laboratory of Aeronautical Materials Testing and Evaluation¹, Key Laboratory of Science Technology on Aeronautical Materials Testing and Evaluation², AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials; Beijing 100095, China)

Abstract: In order to meet the very-high-cycle fatigue (VHCF) data requirement of TC17 which was a Ti-alloy used in aeroengine compressor blade, a vibration bending fatigue testing method based on a designed ultra high frequency sheet specimen and electro-shaker was proposed. The $S-N$ curve in the VHCF regime up to 10^9 cycles was obtained by the present testing method and the fatigue limit at 10^9 cycles was obtained by the up-down method. The actual testing frequency of the designed specimen can get up to about 1756 Hz. Furthermore, the comparison of the present testing results and the traditional fatigue testing results for the same materials were conducted. The results show a good consistency between the present test and the traditional fatigue testing results, especially in the VHCF regime. Thus the proposed ultra-high frequency vibration-based fatigue test shows a balance of high efficiency and similarity with the conventional testing results.

Key words: very-high-cycle fatigue; electro-shaker; fatigue test; Ti-alloy; aeroengine

0 引言

以往材料疲劳测试的最大循环数普遍不超过 10^7 周次,其主要原因之一是传统上认为材料的 $S-N$ 曲线在 10^7 周次之前就趋于水平,由此认为材料存在无限疲劳寿命^[1]。随着疲劳测试水平的不断提升,许多工程材料直到 10^{10} 周次的应力循环后仍会发生疲劳断裂,这也对航空发动机设计理念产生了重要影响^[2-4],修订后的国家军用标准《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》(GJB241A-2010)就明确规定:“航空发动机所使用的全部钛合金构件应至少具有 10^9 循环

疲劳寿命”。于是对钛合金的高周疲劳性能数据提出了更高的要求。

对超高周疲劳测试而言,由于加载的循环周次非常高,如何提高测试效率便成为能否有效开展超高周疲劳测试的关键^[5-7]。目前,欧洲和美、日等^[8-10]发达国家发展了超高频率加速疲劳试验系统,并开展了大量的测试研究工作,部分研究成果已在航空发动机结构设计中得到应用,并提高了现有的疲劳设计规范水平,加深了疲劳破坏机制的认识。超声疲劳试验就是其中一种重要的测试手段,为材料超高周疲劳研究提

收稿日期:2020-09-10 基金项目:国家自然科学基金(91860112)资助

作者简介:许巍(1983),男,博士,高级工程师,从事航空发动机材料的疲劳和断裂研究工作;E-mail:wxu621@163.com。

引用格式:许巍,陈新. TC17 合金弯曲振动超高周疲劳试验[J]. 航空发动机, 2021, 47(2): 63-67. XU Wei, CHEN Xin. Vibration bending fatigue test of TC17 Ti-alloy in the very-high-cycle regime[J]. Aeroengine, 2021, 47(2): 63-67.

供了有力支撑。在实际测试过程中,试样的加载频率可达到 20 kHz,尽管试验效率比较高,但由于加载频率极高、试样过热等不利因素对测试结果将会产生较大影响;超声疲劳与普通高频疲劳测试条件下的材料破坏机理是否相同还处于争议中^[10-11]。此外,由于航空发动机钛合金叶片的自振频率大多处于几百到上千赫兹范围内,因此采用高达 20 kHz 的加载频率下的疲劳性能测试数据作为发动机叶片设计用性能数据可能缺乏可靠性。Guennecc 等^[11]指出,20 kHz 的加载频率对结果存在明确差异,其疲劳强度差异甚至高达 50%。国内目前针对高周疲劳试验主要采用高频疲劳试验机,这类试验技术较为成熟,基本能满足 10^7 循环数以内高周疲劳测试需求,但测试频率通常只有 200 Hz,完成单根试样 10^9 循环数的疲劳试验需要近 2 个月,而完成一条完整的疲劳应力-寿命(S-N)曲线在不停机的条件下需要 1 年多时间,试验效率难以满足超高周疲劳测试的要求。因此亟需提出合理高效的超高频测试方法,以兼顾测试效率和结果可靠性。近年来,许巍等^[12-14]提出采用电磁振动台开展超高频疲劳研究的方法,并通过某型航空发动机用钛合金的对比试验进行验证^[13-14]。

本文采用该高频振动疲劳的试验方法,针对某型航空发动机用钛合金 TC17,自主设计超高频疲劳试样开展超高周疲劳试验,获取超高周范围内的疲劳曲线,并通过升降法获取了该钛合金 10^9 循环数对应的疲劳极限,并与常规标准疲劳试验结果进行了对比验证。

1 试验过程及方法

1.1 试验材料

本文试验件为 TC17 合金板材。TC17 合金是一种富 β 的 α - β 钛合金,其名义成分为 Ti-5Al-2Sn-2Zr-4Mo-4Cr,具有高强度、高韧性和良好的疲劳性能、热稳定性、热加工性和焊接性,长期使用温度接近 430 °C,广泛应用于军、民用航空发动机风扇和压气机零件。TC17 合金的主要化学成分见表 1。本文涉及的全部试样均取自某型航空发动机的整体风扇盘锻件的轮缘位置,取向均为该盘锻件的径向(R向)。

表 1 TC17 合金主要化学成分

元素	Ti	Al	Cr	Zr	Mo	Sn	O	Fe
wt/%	基材	4.50 ~ 5.50	3.50 ~ 4.50	1.50 ~ 2.50	3.50 ~ 4.50	1.50 ~ 2.50	0.08 ~ 0.13	≤0.015

1.2 试验设备和试样

本文采用主要的试验设备是自主设计的振动疲劳试验系统,该测试系统的主体设备是 ES-10D-240 电磁振动台(最大推力为 10 kN),还包括自主设计的专用夹具、信号采集、控制系统、激光位移传感器和加速度传感器等,系统组成如图 1 所示。该振动疲劳试验系统具有自动扫频、闭环控制等特点,能给出激振频率-位移响应曲线,从而为确定共振频率提供依据。

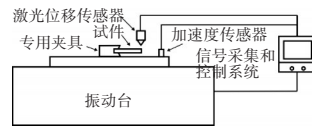


图 1 振动疲劳试验系统

目前针对材料超高周疲劳测试还没有公认的试验标准,广泛使用的超声疲劳也没有公开发布的试验标准。本文提出的超高频疲劳测试方法本质上仍属于振动疲劳范畴,因此参考现有航空标准《发动机叶片及材料振动疲劳试验方法》(HB5277-1984),同时对现有试验方法进行有针对性的改进,以满足试验需求。

本文采用的超高频试样属于非标试样,无固定形状样式可以参考,而非标疲劳试样设计通常需要在充分计算的基础上初步确定^[15-16]。在试样的设计过程中,本文采用有限元方法,尝试建立多种形状尺寸的板材试样,进行动力学模拟,得到试样危险区的应力分布特征情况和固有振动频率值。其设计目标有 2 点:保证试样的固有频率能够达到 1000 Hz 左右;保证在加载过程中试样工作段的应力值显著较高。

经过反复迭代计算(具体过程这里不再赘述),确定的试样形式为超高频疲劳试样形式,如图 2 所示。图 2 所示试样左端为固定夹持端,其中 2 个圆形通孔为夹持用螺栓预留孔,而左端设置的 3 个小圆孔目的是调节试样的固有频率。

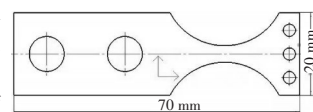


图 2 超高频试样尺寸和形状
(厚度为 3 mm)

1.3 试验过程

通过扫频的方式确定试样的共振频率,激振加速度设定为 $0.5g$ (g 为重力加速度),加载曲线为正弦曲线。利用激光位移传感器监控试样的振幅。通过改

变激励频率得到试样的激励频率-振幅响应(频-响或 $f-A$)曲线,具体频-响曲线如图3所示。频-响曲线为近似对称峰形曲线,这是典型的线性振动条件下的扫频曲线,波峰处对应的频率值为共振频率,即初始1阶固有频率,约为1756 Hz。

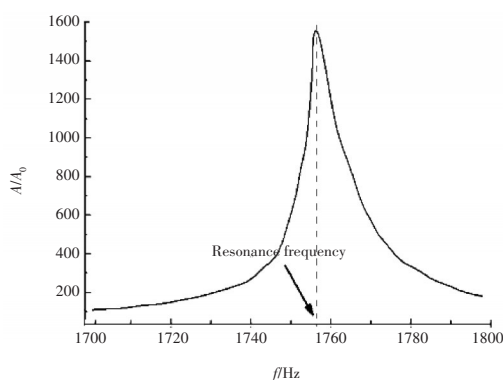


图3 通过频扫曲线确定超高频试样的固有频率

本文的弯曲振动超高周疲劳的应力值基于电阻应变计的电测方法获取,通过在试样危险区表面粘贴电阻应变计,并利用动态应变仪获取应变值。在试验前,通过多级应力标定的方法确定不同振幅条件下的应力值,通过线性拟合确定振幅-应力的标定关系。在试验中通过控制振幅来控制试验全过程中的应力水平。

振动疲劳试验通常在共振状态下进行,根据扫频曲线(图3)可知超高频试样的稳定激励频率为1756 Hz。按照航标HB 5277-1984的规定,当共振频率降低了1%时,即判别试样失效,停止试验。此外,根据TC17合金超高周疲劳性能的考核需求,终止循环数设定为 10^9 。如果达到该循环数,试样没有发生破坏,同样停止试验。

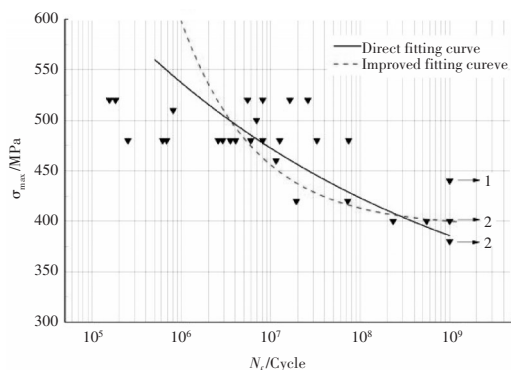


图4 TC17合金弯曲振动超高频试验结果及其 $S-N$ 曲线

针对中寿命区和长寿命区分别按照成组法和升降法预设加载应力值^[17],通常,疲劳试验需要充分考虑获得寿命结果的分散性,而保证足够的试样数量是获得可靠疲劳性能结果的前提^[18]。为了使得本文获取的 $S-N$ 曲线具有较高的可靠性,预备试样数量超过30根。

2 试验结果和讨论

2.1 试验结果

本文获得的测试原始数据点及其对应的 $S-N$ 曲线如图4所示。其中,有效数据点是32个, $S-N$ 曲线采用3参数幂函数模型进行拟合^[17]

$$\lg N_f = B_1 - B_2 \lg(S_{\max} - B_3)$$

采用最小二乘法进行回归计算,得到 B_1 、 B_2 和 B_3 的参数值分别是26.420、8.398和266.973,根据图4可发现随着循环寿命的增加,应力水平持续降低,特别是 10^7 循环后没有表现出明显的平台区,而表现出缓慢降低的趋势。此外,TC17合金在中等寿命区表现出一定的分散性,其相似的分散性在该材料的轴向高周疲劳和旋转弯曲疲劳测试中均有表现。

本文中的 10^9 循环数对应的条件疲劳强度(疲劳极限)采用升降法来确定。升降法在传统高周疲劳测试中的应用十分广泛,是目前航空材料疲劳极限测定的主流方法,由于对最少试样数量存在一定要求,普遍认为采用升降法获取疲劳极限的准确性比较高。根据升降区数据(如图5所示)可以确定本文采用的TC17合金的 10^9 循环数对应的条件疲劳强度是400 MPa。这里需要指出的是通过拟合方程确定的 10^9 循环数对应的疲劳强度值是386 MPa,造成这种差异的原因有以下2点:首先是方程是对参与计算的所有试验数据进行拟合,也就是说高应力区的试验数据点也会对曲线结果产生影响;另外,在拟合过程中并没有

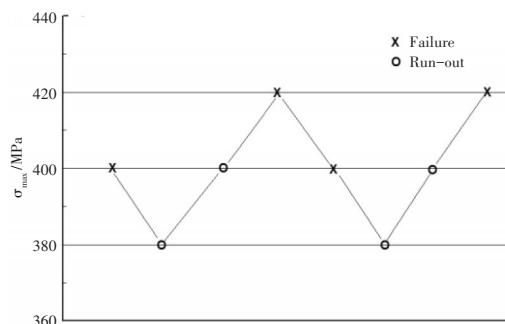


图5 采用升降法确定 10^9 循环数对应的疲劳极限

对图4中8个溢出点区别对待,也就是说同样按断点处理,造成确定的条件疲劳强度存在一定程度的偏低。对于航空设计而言,这种影响使确定的疲劳强度阈值偏保守,在某种程度上提高了航空产品的安全性。

如果将升降区的数据等效处理成1个数据点,即 $N_f=10^9$ 循环数时 $\sigma_{\max}=400$ MPa,可以重新按照上述3参数幂函数模型进行拟合,拟合参数 B_1 、 B_2 和 B_3 分别为10.426、1.918和394.471。新的拟合曲线如图4中红色虚线所示,可以发现该曲线在循环数接近 10^9 时逐渐表现出平台区的特征,即随着循环数的增加,应力变化逐渐趋于水平,其展现的变化趋势可能更符合超高周疲劳的S-N曲线特点。

2.2 分析比较

为了验证本文采用的弯曲振动超高频疲劳试验结果的准确性,将本文结果与本课题组前期已经开展的针对同种TC17合金常规高周疲劳测试结果进行比较。前期已经完成了2种类型的高周疲劳试验分别是轴向高频疲劳试验和旋转弯曲疲劳试验,测试频率分别为125、83.3 Hz。由于受常规疲劳的加载效率限制,最终加载循环数并没有达到 10^9 ,但在已完成的循环数内对不同方法的测试结果进行比较也具有一定的实际意义。

3种测试条件下的结果比较见表2。表中所有数据点并不是原始的测试数据,而是根据方程得到拟合曲线的计算值,考虑了5种典型循环数条件,分别是 1×10^6 、 5×10^6 、 1×10^7 、 3×10^7 、 1×10^8 。为了更为直观地展现其关系,给出不同加载条件下的S-N曲线,如图6所示。总体而言,这几种测试条件下的曲线变化趋势保持一致。特别是随着寿命的增加,3种加载方式对应的疲劳应力值接近程度逐渐提高,可以推断在超高周范围内,本文提出的弯曲振动超高频疲劳测试结果与常规疲劳测试结果的一致性较高。

表2 不同疲劳加载条件下典型循环数对应疲劳应力的结果比较

测试类型	MPa						
	N_f /周次						
	1×10^6	5×10^6	1×10^7	3×10^7	1×10^8	5×10^8	1×10^9
超高频振动	537	490	472	447	423	396	386
旋转弯曲	668	562	521	463	407		
轴向加载	595	544	524	493	461		

相比常规疲劳测试方法(即轴向高频疲劳测试和

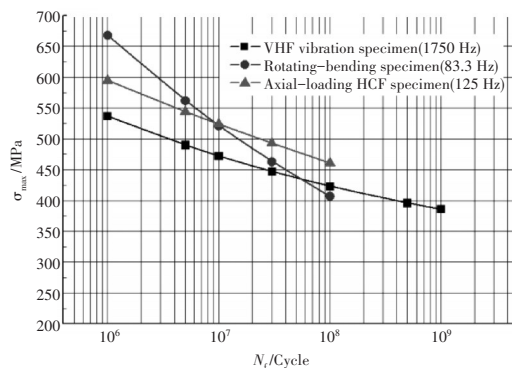


图6 超高频测试结果与常规疲劳测试结果的比较

旋转弯曲疲劳测试),振动疲劳方法得到的应力水平存在一定程度的偏小,主要原因是振动疲劳测试实质上是应力比为-1的弯曲疲劳测试,振动疲劳中的表面应力水平较大,因此表面质量对疲劳寿命的影响较为敏感,导致疲劳强度相对与轴向疲劳测试结果偏小。此外,与旋弯疲劳和轴向疲劳测试不同,振动疲劳不是以试样发生完全分离断裂为破坏判据,也就是说振动疲劳破坏试样不存在破坏分离断口,而是以共振频率降低1%为破坏判据(HB5277-1984的规定),这种破坏判据没有考虑材料的差异性,可能会造成所测得的疲劳强度偏低。因此,今后需要针对超高频测试需求,对该破坏判据进行合理修正,以提高测试结果的准确度。

3 结论

本文针对航空发动机用TC17合金,提出基于弯曲振动超高频疲劳测试方法获取超高周条件下的疲劳曲线,并通过升降法获取了该钛合金 10^9 循环数对应的疲劳极限。在实际测试过程中的有效激振频率达到1756 Hz左右。同时,通过对比发现:本文提出的弯曲振动超高频疲劳测试结果与常规疲劳测试结果的变化趋势保持一致,特别是在超高周范围内的结果接近程度较高。弯曲超高频测试方法的加载频率相对常规疲劳测试方法得到显著提升,且测得结果接近常规疲劳结果,因此本文采用的超高周疲劳测试方法具有十分良好的应用前景。

参考文献:

- [1] Morrissey R, Nicholas T. Fatigue strength of Ti-6Al-4V at very long lives [J]. International Journal of Fatigue, 2005, 27 (10-12): 1608-1612.
- [2] 宋兆泓. 航空发动机典型故障分析[M]. 北京: 北京航空航天大学出

- 版社,1993:59-69.
- SONG Zhaohong. Analysis of typical aeroengine faults [M]. Beijing: Beihang Univeristiy Press, 1993:59-69. (in Chinese)
- [3] 陶春虎. 航空装备失效典型案例[M]. 北京: 国防工业出版社, 1998:1-7.
- TAO Chunhu. Failure examples analysis of aeronautical equipments [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1998: 1-7. (in Chinese)
- [4] Yang K, He C, Huang Q, et al. Very high cycle fatigue behaviors of a turbine engine blade alloy at various stress ratios [J]. International Journal of Fatigue, 2017, 99: 35-43.
- [5] 李全通,刘青川,申景生,等. TC17钛合金超高周弯曲振动疲劳试验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 617-622.
- LI Quantong, LIU Qingchuan, SHEN Jingsheng, et al. Experiment on ultra-high cycle bending vibration fatigue of titanium alloy TC17[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 617-622. (in Chinese)
- [6] 高潮,程礼,彭桦,等. 20 kHz下TC17钛合金超高周疲劳性能研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(4): 811-816.
- GAO Chao, CHENG Li, PENG Hua, et al. Investigation of ultr-high cycle fatigue behavior of TC17 alloy at a frequency of 20 kHz [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(4): 811-816. (in Chinese)
- [7] 洪友士,赵爱国,钱桂安. 合金材料超高周疲劳行为的基本特征和影响因素[J]. 金属学报, 2009, 45(7): 769-780.
- HONG Youshi, ZHAO Aiguo, QIAN Guian. Essential characteristics and influential factors for very-high-cycle fatigue behavior of metallic materials [J]. Acta Metallurgica Sinica, 2009, 45 (7) : 769-780. (in Chinese)
- [8] Mayer H. Recent developments in ultrasonic fatigue [J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2016, 39(1): 3-29.
- [9] Sharma A, Oh M C, Ahn B. Recent advances in very high cycle fatigue behavior of metals and alloys—a review [J]. Metals, 2020, 10 (9) : 1200.
- [10] Stanzl-Tschegg S. Very high cycle fatigue measuring techniques [J]. International Journal of Fatigue, 2014, 60: 2-17.
- [11] Guennec B, Ueno A, Sakai T, et al. Effect of the loading frequency on fatigue properties of JIS S15C low carbon steel and some discussions based on micro-plasticity behavior [J]. International Journal of Fatigue, 2014, 66: 29-38.
- [12] Xu W, Yang X, Zhong B, et al. Failure criterion of titanium alloy irregular sheet specimens for vibration-based bending fatigue testing [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2018, 195: 44-56.
- [13] 许巍,赵延广,钟斌,等. 基于振动台的TA11钛合金超高周疲劳实验和验证[J]. 航空材料学报, 2019, 39(4): 86-92.
- XU Wei, ZHAO Yanguang, ZHONG Bin, et al. Ultra-high frequency fatigue testing approach and verification of TA11 Ti-alloy based on electrodynamic shaker [J]. Journal of Aeronautical Materials, 2019, 39 (4): 86-92. (in Chinese)
- [14] Xu W, Zhao Y, Chen X, et al. An ultra-high frequency vibration-based fatigue test and its comparative study of a titanium alloy in the VHCF regime [J]. Metals, 2020, 10 (11): 1415.
- [15] Matikas T E. Specimen design for fatigue testing at very high frequencies [J]. Journal of Sound and Vibration, 2001, 247(4): 673-681.
- [16] Paolino D S, Tridello A, Chiandussi G, et al. On specimen design for size effect evaluation in ultrasonic gigacycle fatigue testing[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2014, 37 (5) : 570-579.
- [17] 高镇同,熊峻江. 疲劳可靠性[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2000:289-298.
- GAO Zhentong, XIONG Junjiang. Reliability in fatigue [M]. Beijing: Beihang University Press, 2000:289-298. (in Chinese)
- [18] 杨俊,王建,祁圣英. 疲劳寿命分散系数的确定与应用研究[J]. 航空发动机, 2015, 41(1): 16-21.
- YANG Jun, WANG Jian, QI Shengying. Determination and application of fatigue scatter factors[J]. Aeroengine, 2015, 41(1): 16-21. (in Chinese)

(编辑:程海)