

文章编号: 1001-4888(2018)02-0239-06

基于振动的钛合金膜盘材料疲劳性能试验研究^{*}

许巍, 杨宪峰, 郭广平

(北京航空材料研究院, 材料检测与评价航空科技重点实验室, 航空材料检测与评价北京市重点实验室, 先进高温结构材料国防科技重点实验室, 北京 100095)

摘要: 介绍了一种钛合金膜盘材料疲劳性能的试验研究, 建立了闭环控制下的振动疲劳试验系统, 完成了对该膜盘 10° 角切片试样在振动条件下的疲劳试验, 给出了该试样的疲劳应力—寿命曲线以及疲劳极限值, 最后分析了切片试样振动疲劳的主要失效模式。结果表明: 本试验方法高效可靠, 时间和材料成本低, 所得振动疲劳性能参数与旋转弯曲疲劳性能参数接近, 而断口表现出典型的单侧起源的疲劳扩展特征。

关键词: 膜盘; 线性振动; 振动疲劳测试; 失效模式

中图分类号: O346.4

文献标识码: A

DOI: 10.7520/1001-4888-16-282

0 引言

圆环形薄盘是机械、航空和船舶等工程领域普遍使用的一种结构形式, 其中, 航空发动机联轴器膜盘就是一种圆环形薄盘结构, 膜盘联轴器是一种通过金属膜盘来传递扭矩的机械装置, 其中膜盘具有以下特点: 柔韧性较好, 在传递扭矩的同时能够承受较大的变形, 可有效地补偿输入轴和输出轴之间的各种位移偏差^[1,2]。在实际运转过程中, 联轴器膜盘受到循环应力影响, 在长时间工作后, 会发生疲劳破坏, 因此, 该膜盘的疲劳性能日益受到研究人员的重视^[3], 对该膜盘进行疲劳试验研究具有非常重要的意义。然而联轴器膜盘在实际服役条件下的受载情况十分复杂, 模拟实际工况开展疲劳试验目前还存在一定困难^[4], 且针对盘件还没有形成正式的疲劳试验标准。目前尽管已经存在针对整体盘件疲劳试验的研究报道, 但由于被测盘件数量限制, 其给出的测试数据十分有限^[5]。

众所周知, 材料级力学性能数据对于结构件强度设计具有至关重要的作用, 一般而言, 将材料级力学性能数据导入结构件的计算模型, 结构件整体强度数据便可以计算导出。相比于整体膜盘的疲劳性能数据, 膜盘的材料级疲劳性能试验数据更易获取, 相应的试验手段也更为合理可行。尽管目前各种材料手册不难查到膜盘母材的疲劳性能参数, 但由于材料微观组成和热处理工艺存在一定差异, 所以在实际工程中不能完全依靠现有手册数据。而对于膜盘的故障分析和优化设计, 必须获取膜盘材料疲劳性能参数的实测数据。

通常情况下, 结构件的材料级力学性能数据来自于结构件中直接截取的标准试样的测试结果^[6], 截取的标准疲劳板材试样形状为哑铃形或者沙漏形, 且通常要求厚度均匀。而联轴器膜盘较薄, 平均厚度约为 1mm, 且厚度沿半径并不均匀, 即具有变截面特征, 从而造成截取标准试样非常困难; 其次, 疲劳试验通常对试样数量要求较高, 获取完整可靠的疲劳应力—寿命(即 S—N)曲线需要 30 个以上的试样数^[7], 即便从膜盘中截取标准试样, 所需原始膜盘数量也较多, 材料成本较高; 再次, 如果取样来自多个膜盘也会降低试验结果的可靠性。基于以上考虑, 本文发展了一种针对膜盘的近材料级疲劳测试方法,

^{*} 收稿日期: 2016-12-23; 修回日期: 2017-11-06

通讯作者: 许巍(1983—), 男, 博士, 高级工程师。主要从事材料和结构的疲劳断裂研究。Email: wxu621@163.com

能够有效地给出膜盘材料的疲劳参数,其试验方法和结果对于联轴器膜盘的强度设计和故障分析具有参考作用。



图 1 本试验所采用的 10° 扇形切片试样

Fig. 1 Fan-shaped specimen used in the present test
振设备采用 ESS-050 小型振动台,其额定激振力为 0.5kN,激振频率范围为 5~3000Hz,完全满足试验要求。设计加工专用夹具将试样的外环边缘固持夹紧,内环边缘为自由端,振动加载方向与试样面垂直(如图 2 所示),激振波形为正弦波,加载应力比为 -1。

1 试验总体方案

本试验采用的 TC4 钛合金联轴器膜盘,其外形为非均匀厚度的圆环薄片,外径尺寸为 $\phi 121\text{mm}$,内径尺寸为 $\phi 43\text{mm}$,平均盘厚约 1mm。根据材料手册^[8],可查得其钛合金母材的基本材料参数,具体数值见表 1。

本试验采用从同一个膜盘中直接取样,避免由多个膜盘取样造成的结果分散性。沿半径方向进行线切割,取 10° 角的等尺寸扇区为被测试样,单个试样质量约为 1.47g,见图 1。疲劳试验采用振动加载方式,激振设备采用 ESS-050 小型振动台,其额定激振力为 0.5kN,激振频率范围为 5~3000Hz,完全满足试验要求。设计加工专用夹具将试样的外环边缘固持夹紧,内环边缘为自由端,振动加载方向与试样面垂直(如图 2 所示),激振波形为正弦波,加载应力比为 -1。

表 1 TC4 钛合金材料参数^[7]

Tab. 1 Material parameters of TC4 titanium alloy^[7]

材料参数	杨氏模量 E/GPa	泊松比 ν	屈服强度 σ_y/MPa	抗拉强度 σ_b/MPa	延伸率	断面收缩率
数值	111	0.334	860	910	0.15	0.44

本试验参照现行国家航空工业试验标准《发动机叶片及材料振动疲劳试验方法》(HB5277-84),这里需要指出的是该标准主要针对叶片及其模拟件(即平板试样),并没有针对本试验中的特殊试样给出明确规定,而本试验同为悬臂梁试样,与平板试样类似,所以可参照该标准执行。

试验系统示意图见图 3,在试样夹持完毕后,启动振动台进行激振,用激光位移传感器同步监控试样自由端的位移值,用加速度传感器来同步监控台体振子的加速度,该疲劳振动测试系统采用的控制方式为闭环控制,以试样自由端部振幅为目标反馈,在输入预设振幅值后,系统通过自动调整控制仪驱动电压大小来改变激振加速度,从而获得稳定的试样振幅。本试验装置可以自动监控共振频率



图 2 膜盘切片的振动试验装置

Fig. 2 Vibration-based fatigue experimental equipment of the segments from a single disc

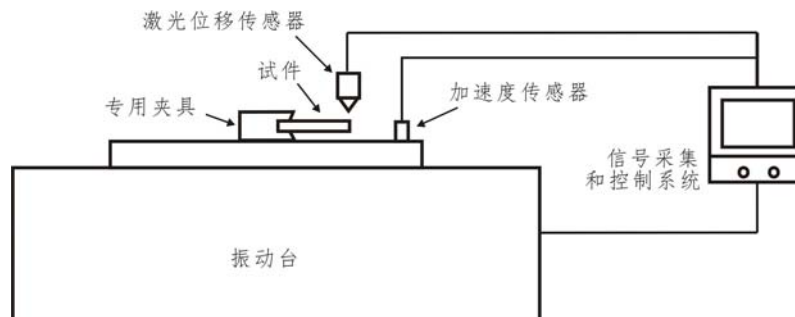


图 3 切片试样的振动疲劳试验系统示意图

Fig. 3 Schematic diagram of vibration-based fatigue experimental system

的变化,判定被测试样是否出现裂纹。当达到目标循环数,如被测试样的共振频率无变化,振动台也停机。本试验装置能够实现自动化运行,并有效提高控制精度和测量精度,保证试验数据的精确性。

在进行振动疲劳试验前,需通过扫频给出试样的激励频率—振幅响应关系曲线,从而获取其振动特性和一阶固有频率。随后完成试样疲劳应力—振幅关系的标定,并根据振动特性和应力标定结果进行振动疲劳试验参数设定。随后通过振动疲劳测试给出疲劳应力—寿命关系,进而给出疲劳寿命极限值,并通过断口形貌观测判断失效模式。本试验的具体流程如图4所示。

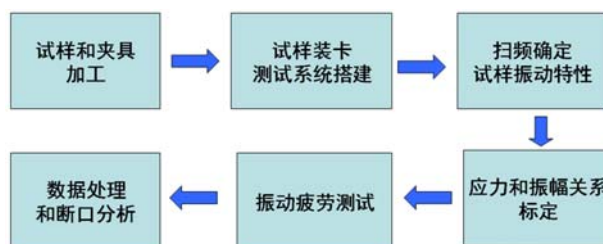


图4 试验流程图

Fig. 4 Flow chart of the experiment

2 振动特性

众所周知,在相同的激振力条件下,被测试样在共振条件下的振幅最大。为了减少振动台功耗,提高试验效率,通常振动疲劳试验需在共振条件下进行,因此判定被测试样的共振频率是必要步骤。

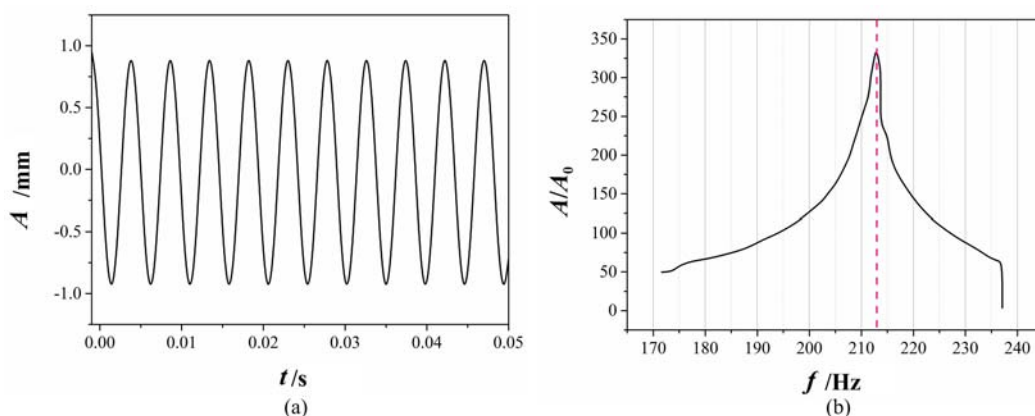


图5 切片试样在扫频过程中(a)振动位移—时间曲线(局部)和(b)激励频率—位移响应曲线

Fig. 5 Sweep-frequency of segment specimen: (a) vibration displacement-time curve (a period) and (b) frequency-response curves

本研究采用的设备具有自动扫频、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。这里,激振加速度设定为 $0.5g$ (g 为重力加速度)。通过激光位移传感器可以监控试样的振幅,图5(a)给出了典型的试样自由端位移—时间曲线,可以看到其符合正弦曲线特征。通过提高激励频率,可以得到试样的激励频率—振幅响应(频—响或 $f-A$) 曲线,具体频—响曲线见图5(b)。频—响曲线表现出一个近似对称峰形曲线,这是典型的线性振动条件下的扫频曲线^[9],波峰处对应的频率值为共振频率,即初始一阶固有频率,约为 213Hz 。

3 振动疲劳试验

振动疲劳试验可认为是一种高频高周疲劳试验,而高周疲劳试验通常是采用应力控制的方式来实现,首先需要通过在试样的危险截面处进行应力标定,确定该处应力与自由端振幅的对应关系。本研究中,在试样的夹持根部沿扇形试样径向粘贴应变片,用动态应变仪同步采集振动过程中的应变值。由于该试样近似为悬臂梁,所以横向应变值可以忽略。通过动态应变仪采集得到的应变值可以通过虎克定律转化成应力值。另外,用激光位移传感器记录试样自由端的位移值(即振幅 A),从而可以得到应力值与振幅值的对应关系。在进行振动疲劳试验设定时,通过设定特定振幅即可实现对应力水平的控制。

与常规疲劳试验类似,振动疲劳试验最重要的目的是获取完整的 $S-N$ 曲线,并在此基础上得到试

样的疲劳极限值。根据表 1 中 TC4 钛合金的屈服强度值 860MPa, 选择若干组低于屈服强度值的应力水平, 其中最高值定为 600MPa。根据应力标定结果分别确定振幅值 A , 采用逐级加载方式, 使得试样自由端振幅达到各确定振幅 A , 并保持在固有频率上进行激振, 同步进行循环计数, 试验过程中, 振动疲劳试验终止寿命控制设为 10^7 次, 即达到该值时试样仍不发生破坏, 也停止试验。在试验过程中同步监控固有频率变化, 试样疲劳损伤会导致固有频率的下降, 根据现行航空工业试验标准《发动机叶片及材料振动疲劳试验方法》(HB5277-84), 当固有频率开始下降了初始固有频率的 1% 时, 即停止试验, 认为试样发生疲劳破坏。由于本振动试验频率高, 所以试验运行效率较高, 比传统疲劳试验方法快速省时。

4 结果与讨论

切片试样的振动疲劳 $S-N$ 曲线见图 6, 可以看到随着应力水平的降低, 膜盘切片的疲劳寿命逐级增加。根据图 6 所示结果, 可以采用三参数幂函数拟合^[7]的方式给出试样的 $S-N$ 曲线表达式:

$$\lg N_f = B_1 - B_2 \lg(S^{\max} - B_3) \quad (1)$$

式中, B_1 、 B_2 和 B_3 为拟合参数, 其数值分别为 19.1608、5.7678 和 273.5534, 拟合曲线见图 6 中实线, 可以看到, 在所考虑的疲劳应力范围内, 随着应力水平的降低, 疲劳寿命逐渐提高, 这是典型的材料疲劳 $S-N$ 关系。根据图 6 的数据, 可以进一步得到试样的疲劳极限值, 目前疲劳试验标准中普遍推荐“配对升降法”得到疲劳极限值^[7], 本研究在低应力区的疲劳应力设置上即考虑了该方法。通过对试验数据的进一步处理分析, 可以确定该膜盘的疲劳极限值为 413MPa。

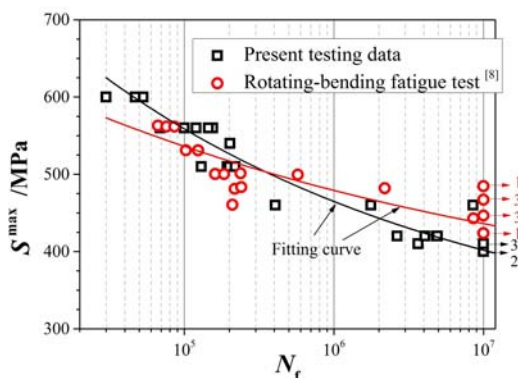


图 6 本试验与已有旋弯疲劳测试得到的 $S-N$ 曲线的比较

Fig. 6 Comparison of the $S-N$ relations between the present testing result and the previous rotating-bending fatigue testing result

这里需要指出的是, 与本文所述振动疲劳测试最接近的是旋转弯曲疲劳(简称旋弯疲劳)测试(Rotating-bending fatigue test), 因为这两种测试手段中的疲劳载荷都是应力比为 -1 的交变弯曲应力, 试样表面的应力水平要高于内部, 所以旋转弯曲疲劳性能和振动疲劳性能结果具有一定的相似性和可比性。通过查阅材料数据手册^[8], 可以得到膜盘母材 TC4 钛合金材料标准光滑试样的疲劳性能数据。图 6 同时给出了手册^[8]中 TC4 钛合金旋转弯曲疲劳的 $S-N$ 数据和曲线(图中虚线), 可以看出旋弯疲劳试验结果与本试验结果具有一定的吻合性。进一步比较两种测试手段给出的疲劳极限值, 手册^[8]中给出的 TC4 钛合金室温旋弯疲劳极限值为 436MPa, 略高于本研究中振动疲劳试验所得到的中值疲劳极限值 413MPa, 两者相差约为 5%, 结果较为接近。所以可认为在本研究中, 振动测试得到膜盘材料的疲劳性能参数具有合理性。

为了进一步探讨本试验中切片试样的振动疲劳失效模式, 对加载后切片表面及断口形貌进行了观测。图 7 给出了振动疲劳破坏后的夹持端附近试样表面形貌照片, 可以清楚地看到在试样的一个表面出现可见裂纹, 表面裂纹的扩展与试样径向垂直, 而另外一个表面并无明显可见裂纹。这主要是因为试样上下表面几何形态并不是完全相同, 从而造成表面应力集中程度存在差异, 尽管振动过程中上下振幅相同, 但裂纹从较大应力集中区产生萌生和扩展。众所周知, 对于实际零件而言, 疲劳破坏大都起源于工作应力高的零件表面, 此外零件表面在加工和实际服役过程中, 表面易于遭受外来因素影响导致损伤, 从而形成疲劳源。而具体到钛合金材料, 根据有关研究^[10], 疲劳裂纹大多是由表面滑移带的挤入挤出造成的, 在周期性外力作用下, 表面形成密集滑移带, 这些滑移带与相界相互作用, 进一步形成不连续的挤入挤出损伤带, 随着损伤的积累, 形成微观小裂纹, 微观小裂纹逐渐汇聚连接, 便形成宏观裂纹。在

本研究中,试样的弯曲应力是裂纹萌生和扩展的主要驱动力,试样表面应力水平相对较高,而夹持根部附近的径向应力最大,所以表面裂纹沿夹持根部扩展。

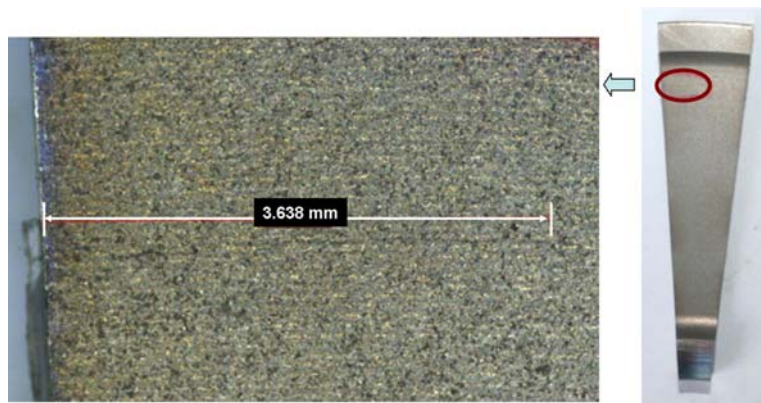


图7 切片试样表面存在可见裂纹

Fig. 7 Visible crack on the surface of the segment specimen

对试样的截面断口进行扫描电镜观察,断口形貌如图8所示。可以发现断口较为平坦,疲劳源为单侧源,位于应力集中程度较高的表面侧,即图7中出现可见裂纹的表面侧,其疲劳裂纹起始后以源区为中心呈放射状向内扩展,如图8所示。从高放大倍数的断口照片可以观察到少量的二次裂纹以及疲劳条带,疲劳裂纹的扩展大致沿试样的厚度方向。

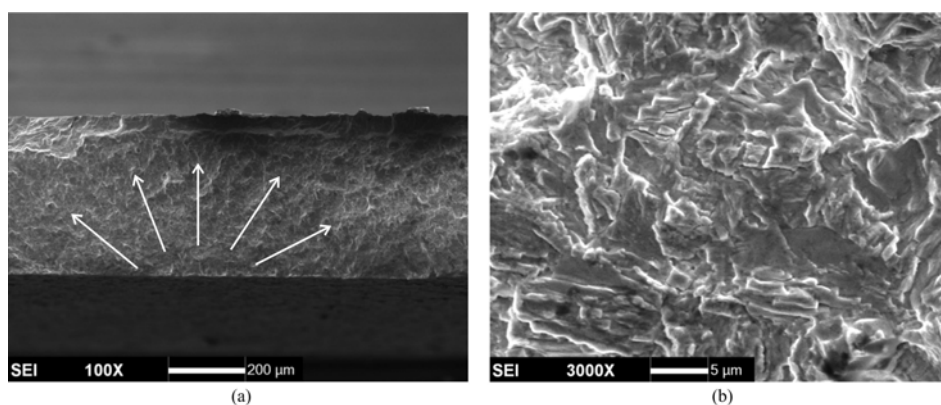


图8 切片试样的振动疲劳断口形貌:(a)疲劳源及扩展方向;(b)裂纹扩展区

Fig. 8 Failure surface of the segment specimen: (a) fatigue source and the propagation directions; (b) crack propagation zone

5 结论

本文发展了一种基于振动的膜盘材料疲劳性能试验方法,通过建立针对膜盘 10° 角切片试样的振动疲劳试验系统,具体开展了针对该试样的疲劳性能研究,并对失效模式进行了分析。主要结论如下:

(1) 膜盘的材料疲劳性能参数可以通过切片的振动疲劳试验来测定,相比其他方法,本试验方法具有高效可靠、时间和材料成本低的特点。

(2) 通过振动疲劳试验,可测得膜盘材料的S—N曲线和疲劳极限值,所得疲劳性能参数接近于该材料通过旋弯疲劳试验所测得疲劳性能参数。

(3) 膜盘切片试样的振动疲劳从应力集中程度较高的单侧起源,呈放射状扩展,具有典型的疲劳扩展断口特征。

参考文献:

[1] 艾平贵,朱如鹏. 基于ANSYS的膜盘联轴器膜盘的应力与模态分析[J]. 机械工程师, 2008(1):123—125 (AI

- Pinggui, ZHU Rupeng. Stress and mode analysis of diaphragm-couple based on ANSYS[J]. Mechanical Engineer, 2008(1):123—125 (in Chinese))
- [2] 李琳, 范雨. 基于疲劳寿命理论的膜盘联轴器型面设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(12):1480—1484 (LI Lin, FAN Yu. Molding surface design of membranous disc couplings based on fatigue life analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(12):1480—1484 (in Chinese))
- [3] 郭小明, 王顺玉, 龚建民. 膜盘联轴器力学性能研究与优化设计[J]. 东南大学学报, 1993, 23(6):135—139 (GUO Xiaoming, WANG Shunyu, GONG Jianmin. Research on mechanical behavior of the diaphragm-couple and optimal design [J]. Journal of Southeast University, 1993, 23(6):135—139 (in Chinese))
- [4] Loc Duong, Kazem Kazerounian. Design improvement of the mechanical coupling diaphragms for aerospace applications[J]. Mechanics Based Design of Structures and Machines, 2007, 35:467—479.
- [5] 杨宪峰, 许巍, 郭广平. 基于非线性振动的联轴器膜盘振动疲劳试验研究[J]. 实验力学, 2016, 31(6):763—768 (YANG Xianfeng, XU Wei, GUO Guangping. Experimental study of vibration fatigue of coupling diaphragms based on nonlinear vibration[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2016, 31(6):763—768 (in Chinese))
- [6] Powell B E, Hawkyard M, Grabowski L. The growth of cracks in Ti-6Al-4V plate under combined high and low cycle fatigue[J]. International Journal of Fatigue, 1997, 19(93):167—176.
- [7] 高镇同, 熊峻江. 疲劳可靠性[M]. 北京航空航天大学出版社, 2000 (GAO Zhentong, XIONG Junjiang. Reliability in fatigue[M]. Beihang University Press, 2000 (in Chinese))
- [8] 于慧臣, 吴学仁. 航空发动机设计用材料数据手册(第五册)[M]. 北京:航空工业出版社, 2014:269 (YU Huichen, WU Xueren. Materials data handbook for aircraft engine design (5th part) [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2014:259 (in Chinese))
- [9] Rao S S, Yap F F. Mechanical vibrations [M]. New York: Addison-Wesley, 1995.
- [10] Chan K S. Roles of microstructure in fatigue crack initiation[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32:1428—1447.

Experimental study of titanium alloy film disc fatigue performance of based on vibration fatigue measurement

XU Wei, YANG Xian-feng, GUO Guang-ping

(Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Aeronautical Materials Testing and Evaluation, Beijing Key Laboratory of Aeronautical Materials Testing and Evaluation, Science and Technology on Advanced High Temperature Structural Materials Laboratory, Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

Abstract: This paper presents an experimental study of fatigue performance of titanium alloy film disc. Firstly, a vibration fatigue experimental system under closed loop control was established. Then under vibration condition, fatigue experiment of the sliced sample of film disc with 10 degree angle was completed. The fatigue stress-life curve and the fatigue limit value of the sample were given. Finally, the main fatigue failure mode of sliced sample of film disc was analyzed. Results show that the experimental method presented in this paper has high efficiency and reliability. It is a time-saving and material-saving method. The obtained vibration fatigue performance parameters are very close to that of rotating bending fatigue testing, and fracture surface exhibits typical characteristics of crack propagation originated from single fatigue source.

Keywords: thin disc; linear vibration; vibration-based fatigue test; failure mode