

# 钛合金复杂结构高周振动疲劳试验方法研究

吴琼<sup>1</sup>, 邓瑛<sup>1,2,3</sup>, 邓武警<sup>1,2,3</sup>

- (1. 中国航空制造技术研究院, 北京 100024;  
2. 塑性成形技术航空科技重点实验室, 北京 100024;  
3. 数字化塑性成形技术及装备北京市重点实验室, 北京 100024)

**[摘要]** 提出了一种钛合金空心结构高周振动疲劳试验方法, 通过数值分析与试验测试相结合的方法确定考核部位。通过共振驻留方法实现疲劳试验过程的闭环控制, 利用空心平板试验件开展验证试验。试验结果表明提出的试验方法能够精确确定考核部位, 在设定的试验条件下, 试验件振动应力与振幅之间满足线性关系, 所采用的控制方式能够实现疲劳试验连续进行。研究成果能够提高钛合金空心结构高周疲劳测试精度、缩短试验周期, 对提高航空、航天飞行器安全及可靠性具有重要意义。

**关键词:** 钛合金; 空心结构; 高周疲劳; 振动应力; 共振驻留

## Research of High Cycle Fatigue Test on Complex Structures of Titanium Alloy

WU Qiong<sup>1</sup>, DENG Ying<sup>1,2,3</sup>, DENG Wujing<sup>1,2,3</sup>

- (1. AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China;  
2. Aeronautical Key Laboratory for Plastic Forming Technologies, Beijing 100024, China;  
3. Beijing Key Laboratory of Digital Plasticity Forming Technology and Equipment, Beijing 100024, China)

**[ABSTRACT]** The high cycle vibration fatigue test for titanium alloy hollow structure is proposed. The critical location can be defined based on numerical analysis and experimental testing. Closed loop control of testing system is realized by using resonance resides method. The test method is validated by hollow plate specimen testing. The results show that the proposing test method can accurately determine the critical location of the structure. And the stress and amplitude conform to the linear rules under the test condition. Also, sine reside control mode can conduct the closed loop control of continuous testing. The research will bring lots of benefits, including improving the accuracy of the test on titanium hollow structure, effectively cutting the high cycle fatigue period. It is of great significance on improving the level of safety and reliability of aviation as well as aerospace vehicles.

**Keywords:** Titanium alloy; Hollow structure; High cycle fatigue; Vibration stress; Resonance resides

**DOI:**10.16080/j.issn1671-833x.2018.10.090

因采用超塑成形 / 扩散连接工艺制造的钛合金空心结构具有高比强度特点和轻量化结构特征<sup>[1]</sup>, 先进飞行器及动力装置中的承力、关键部件正逐步采用这类结构, 对实现结构的减重增效起重要作用<sup>[2]</sup>。钛合金空心承力结构在服役中往往承受交变载荷, 疲劳问题成为钛合金空心结构设计中的重点问题之一<sup>[3]</sup>。

疲劳强度设计依赖部件试验数据支撑, 但目前缺少针对钛合金空心结构高周疲劳的试验标准, 被迫沿用传统实体结构高周疲劳试验标准<sup>[4]</sup>, 制约了性能评价精度和研制周期: (1) 现有的测试标准主要依靠经验和试验摸索确定振动应力最大位置, 而钛合金空心结构具有复杂的内、外形特征, 受迫振动时产生的交变应力分布

复杂<sup>[5]</sup>, 采用现有标准难以精确确定最大应力位置; (2) 当前试验方法多采用开环试验<sup>[6]</sup>, 需要试验人员调整激励参数, 试验状态一致性差; (3) 开环试验不能连续进行, 而先进钛合金空心结构固有频率低, 部分结构仅为 60Hz, 导致这类部件试验周期长<sup>[7]</sup>。

本文针对钛合金空心结构高周疲劳测试中存在的不足<sup>[8]</sup>开展研究, 提出一种振动应力测试方法, 精确确定钛合金空心结构最大应力位置, 提出一种控制方法, 实现高周疲劳试验的闭环控制。

## 1 试验方法

针对钛合金材料导磁性差的特点, 采用电磁式振动

台作为激励源<sup>[9]</sup>,采用应变片测量应变,但应变片在高应变条件下工作时寿命短,通过控制振幅间接控制考核部位的振动应力。

本文采用的试验系统工作原理如图1所示,控制仪按设定产生激励信号并发送至功率放大器,后者驱动振动台产生正弦周期运动,其频率与试验件一阶固有频率相同,使试验件共振并且结构中的最大振动应力满足试验要求,同时,位移传感器采集试验件的位移信号反馈控制仪,实现闭环控制。

针对钛合金空心结构振动应力分布复杂的特点,通过数值和试验相结合的方法获得振动应力极值所在位置。首先针对试验件建立有限元模型,采用模态分析获得试验模态下的应力分布,随后,在表面高应力区安装应变片,当最大应力理论位置位于结构表面时,采用应变片测试的最大应力值作为试验应力,当最大应力理论位置位于结构内部时,根据应变片的实测数据以及测试点与最大应力点应力的比例关系计算试验应力。采用控制系统具有的正弦驻留模块代替传统人工干预控制的试验方法,依据试验件固有特性设定参数,缩短共振点搜索时间、降低试验中试验数据的波动并保证试验连续运行。

利用空心平板试验件对上述试验方法进行验证试验。通过应力分布和破坏部位对比分析验证考核部位预测精度,通过寿命试验验证控制方法的精度。

## 2 试验方案验证

### 2.1 试验条件

根据真实部件的结构特点设计空心平板试验件,外形如图2(a)所示,横截面见图2(b),为瓦楞状桁架加强的3层空心结构,纵截面见图2(c),试验件长274mm、宽150mm、瓦楞板厚度0.5mm、蒙皮厚度2mm。两端为实体区,中间为空心区。试验件采用和TC4材料相同的工艺参数制造。

振动台正弦峰值推力为4t,有效工作频率为10~2300Hz;应变片采用4联梯度应变片,敏感栅尺寸为 $2.5\text{mm} \times 2.0\text{mm}$ <sup>[10]</sup>,动态应变仪通道数为32个,单个通道最高独立采样率为20kHz,激光位移传感器量程为40mm,设备精度满足标准规定。试验件通过专用夹具刚性连接,一端固支,一端自由,如图3所示。

### 2.2 标定试验

进行空心平板试件模态分析,分析软件为ABAQUS通用有限元程序,采用6面体8节点单元建模,单元数目为12842个。材料参数弹性模量 $E$ 为124GPa,泊松比 $\mu$ 为0.34,密度 $\rho$ 为 $4440\text{kg/m}^3$ 。边界条件为约束试验件夹持端表面节点全部自由度,分析得到试验件一

阶固有频率为159Hz,一阶振型云图及应力分布如图4所示,振动应力最大点位于试验件对称中线、距离夹持端面128.4mm的表面。振动应力极值点所在截面的

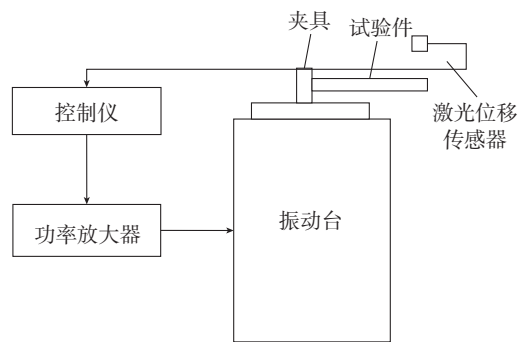


图1 高周疲劳试验示意图

Fig.1 Schematic diagram of high cycle fatigue test

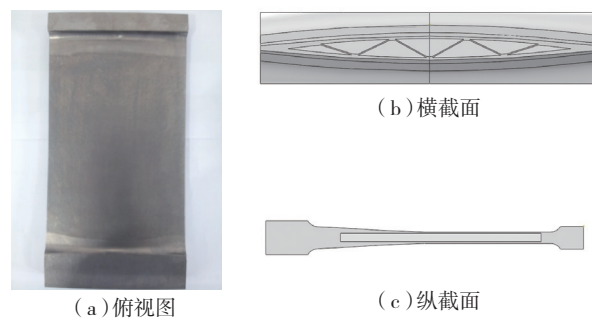


图2 空心平板试验件

Fig.2 Hollow plate specimen

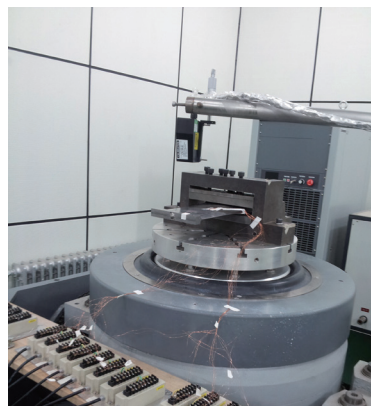


图3 高周疲劳试验装夹

Fig.3 High cycle fatigue test fixture

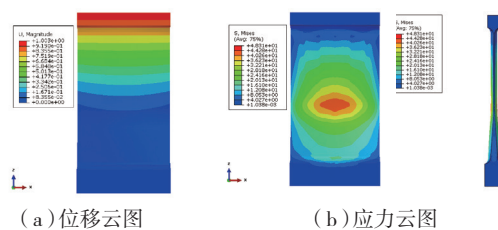


图4 试验件一阶振型及应力云图

Fig.4 Displacement and stress contour of specimen at 1st mode

Mises 等效应力沿横向分布如图 5 所示,内表面局部区域存在应力集中,但内表面最大应力仍然低于外表面,因此,本次试验中考核部位为外表面振动应力极值位置。

在理论高应力区内安装应变片,如图 6 所示,应变片分布为“十”字形,沿着试验件高度方向安装 6 片应变片,编号分别为 1~6#,从上至下第 4 个应变片处为理论最大应力位置,沿着试验件理论考核位置横向安装 2 片应变片,编号为 7#、8#,应变片的几何中线位于考核点所在截面上,两面均安装应变片并且位置相同。

对试验件进行扫频,测得试验件实际一阶固有频率为 158.7Hz。标定试验,同时采集 16 个应变片的应变数据及位移监控点振幅数据,表 1 所示为 1~8# 应变片采集的 5 个振幅下的应变数值,由于结构对称,9~16# 应变片数据与之相同,文中不再列出。4# 应变片安装位置为理论计算的最大应力点,即试验件对称中线、距离夹持端端面 128.4mm 处,可见,编号为 4# 的应变片测量的应变幅值最大,与理论分析一致。

根据表 1 中 4# 应变片(考核部位)数据并结合  $\Delta\sigma/2 = E \times \Delta\varepsilon/2$ , 获得应力幅值与振幅数据,根据  $\Delta\sigma/2 = aA + b$  所示线性拟合应力幅值与振幅数据。式中:  $\Delta\sigma/2$  为振动应力幅值;  $\Delta\varepsilon/2$  为应变幅值;  $E$  为弹性模量;  $A$  为振幅;  $a$ 、 $b$  为常数。

拟合获得的考核点应力幅值与振幅如图 7 所示,两者关系为  $\Delta\sigma/2 = 44.24155A - 0.3601$ 。式中:  $\Delta\sigma/2$  为振动应力幅值, MPa;  $A$  为振幅, mm。标定试验前计算出理论应变,在试验中的加载范围是在线弹性范围内,应力低于屈服点。决定系数  $R^2=0.999020$ , 表明两者具有较好的线性度。

### 2.3 寿命试验

本次试验应力水平为 340MPa。根据拟合公式计算试验条件下监控点振幅 7.701mm。以扫频试验获得的

试验件一阶固有频率 158.7Hz 为基值,采用振动控制系统提供的正弦驻留试验模式开展寿命试验<sup>[11]</sup>。设置频率下限比固有频率低 0.6Hz,设置频率上限比固有频率高 0.4Hz,试验开始后系统首先在频率上下限之间搜索试验件真实固有频率。精确测量试验件固有频率并合理设置上下限范围,能够有效减少试验稳定时间,并且避免试验件承受过大的加速度。系统一旦获得试验件固有频率,激励频率将被锁定,试验过程中固有频率发生微小变化时,控制系统将自动调整激励频率使之与固有频率相同。当激励频率低于固有频率 1% 或振幅不

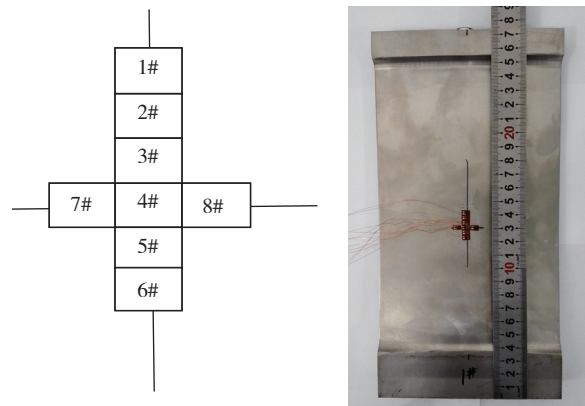


图6 应变片安装位置  
Fig.6 Installation location of strain gage

表1 标定试验数据

振幅 / mm	应变幅值 $\frac{\Delta\varepsilon}{2} \times 10^{-6}$							
	1#	2#	3#	4#	5#	6#	7#	8#
0	0	0	0	0	0	0	0	0
2.20	707.6	756.3	752.7	788.3	765.0	745.1	732.3	668.7
2.94	930.0	999.8	996.6	1032.4	1009.8	988.0	967.3	884.1
3.50	1129.9	1204.6	1211.4	1252.4	1217.6	1185.6	1174.9	1069.0
4.20	1342.6	1440.1	1447.2	1496.4	1452.7	1420.5	1400.2	1274.8

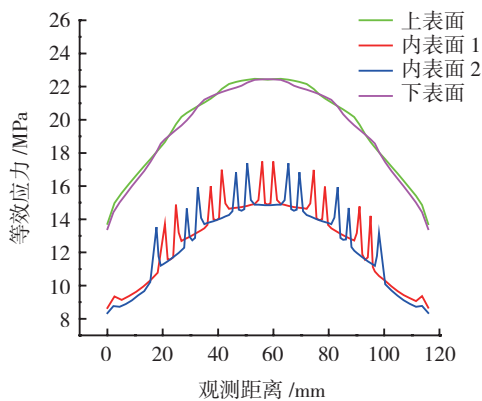


图5 试验件内、外表面应力分布  
Fig.5 Stress distribution of outside and inside specimen surfaces

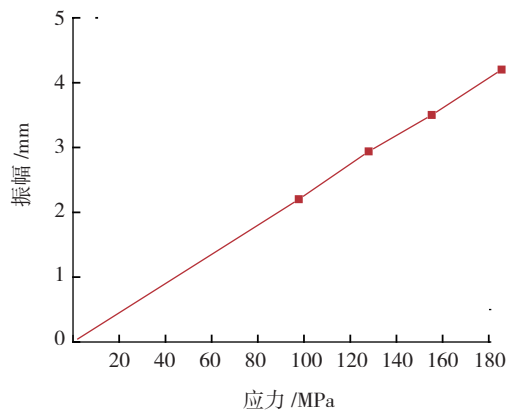


图7 振幅-应力标定结果  
Fig.7 Calibration results of amplitude-stress

能达到要求时,记录对应时间作为试验件寿命。

## 2.4 试验结果分析

在相同条件,340MPa的应力水平下,弹性模量为124GPa下,开展5件空心平板试验件高周疲劳试验,试验数据如表2所示。裂纹所在位置如图8所示,5件试验件破坏位置一致,位于试验确定的高应力区内,5件试验件裂纹源区相同,典型特征如图9所示,放射状棱线汇聚于表面,表明裂纹萌生于试验件表面,试验件寿命在18.4万~43.6万次循环之间,寿命分散性较小。

表2 试验结果

试件编号	寿命 $N_f/10^5$ 次循环	考核位置 /mm	断裂高度 /mm
1	2.58	132	134
2	3.41	132	128
3	2.94	137	139
4	4.36	137	123
5	1.84	134	135

注:断裂高度即裂纹距平板试验夹持端面距离。

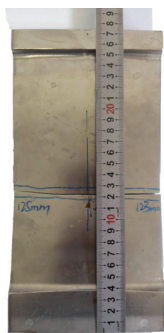


图8 疲劳裂纹位置  
Fig.8 Locations of cracks

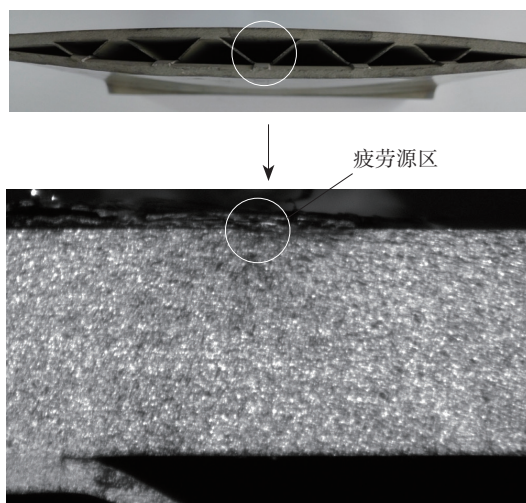


图9 裂纹萌生位置  
Fig.9 Initial crack location

## 3 结论

本文针对钛合金空心结构高周疲劳测试技术开展研究,提出通过数值方法与试验方法相结合确定考核部位,采用共振驻留方法控制试验,通过5件空心平板试验件高周疲劳试验验证试验方法,获得以下结论:

(1) 试验件理论、实测应力峰值及裂纹萌生截面相同,表明本文所提出的试验方法能够精确地确定试验件考核部位;

(2) 本文所提出的控制方法能够保证高周疲劳试验连续开展,试验件寿命数据分散度较小表明控制方法具有较高的控制精度;

(3) 空心平板试验件裂纹萌生于试验件表面,表明本文采用的空心结构形式外表面为薄弱区,可通过适当的表面强化提高疲劳性能。

## 参考文献

- [1] 李志强, 郭和平. 超塑成形/扩散连接技术的应用进展和发展趋势[J]. 航空制造技术, 2010, 53(8): 32-35.  
LI Zhiqiang, GUO Heping. Application progress and development trend of superplastic forming and diffusion bonding technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(8): 32-35.
- [2] MARINES I, BIN X, BATHIAS C. An understanding of very high cycle fatigue of metals[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25(9-11): 1101-1107.
- [3] 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(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 of Power, 2012(3): 617-622.
- [4] 航空工业部. 发动机叶片及材料振动疲劳试验方法: HB5277-84[S]. 北京: 中航工业北京航空材料研究院, 1984.  
Ministry of Aeronautics Industry. Experimental method for vibration fatigue of engine blade and material: HB5277-84[S]. Beijing: AVIC Beijing Institute of Aeronautical Materials, 1984.
- [5] 邓瑛, 韩秀全, 邵杰, 等. 钛合金三层空心结构模拟件设计及高周疲劳试验[J]. 航空制造技术, 2013, 56(16): 52-54.  
DENG Ying, HAN Xiuquan, SHAO Jie, et al. Titanium alloy three layers hollow component-like specimen design and high cycle fatigue test[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(16): 52-54.
- [6] 何胜帅, 陈立伟, 强笑辉, 等. 航空发动机叶片高应力振动疲劳试验技术研究[J]. 装备环境工程, 2013, 10(4): 41-46.  
HE Shengshuai, CHEN Liwei, QIANG Xiaohui, et al. High stress vibration fatigue test technology of aeroengine blade[J]. Equipment Environmental Engineering, 2013, 10(4): 41-46.
- [7] 杨万钧, 施荣明. 振动疲劳试验寿命确定方法研究[J]. 机械设计与研究, 2012, 28(2): 71-73.

(下转第103页)

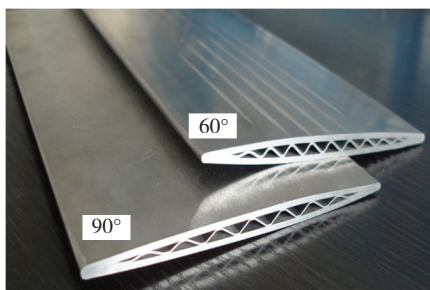


图9 试验件剖面  
Fig.9 Section of test pieces

## 5 结论

(1) 典型 SPF/DB 3 层空心结构平面应变有限元模型的模拟结果与试验结果基本吻合,可以用于指导 3 层空心结构参数设计。

(2) 瓦楞角度、蒙皮 / 芯板厚度对比对成形后表面褶皱有显著影响,结构设计时应重点考虑。

(3) 从超塑成形工艺性的角度考虑,提出 3 层空心结构参数设计准则: 当瓦楞角度较大( $\geq 90^\circ$ )时,宜选择蒙皮 / 芯板厚度配比 $\geq 3$ ; 当瓦楞角度较小( $60^\circ \sim 90^\circ$ )时,宜选择蒙皮 / 芯板厚度配比 $\geq 4$ ,此时不易产生表面褶皱。

## 参考文献

- [1] 李志强, 郭和平. 超塑成形 / 扩散连接技术在航空航天工业中的应用 [J]. 锻压技术, 2005(1): 79-81.
- [2] LI Zhiqiang, GUO Heping. Application of superplastic forming/diffusion bonding technology in aerospace industry[J]. Forging & Stamping Technology, 2005(1): 79-81.
- [3] 李志强, 郭和平. 超塑成形 / 扩散连接技术的应用进展和发展趋势 [J]. 航空制造技术, 2010, 53(8): 32-35.
- [4] LI Zhiqiang, GUO Heping. Application progress and development tendency of superplastic forming /diffusion bonding technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(8): 32-35.
- [5] 曾元松. 航空钣金成形技术 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2014.
- [6] ZENG Yuansong. Technology of aeronautical sheet metal forming[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2014.
- [7] 邵杰, 韩秀全, 韩晓宁, 等. SPF/DB 设计与制造一体化技术在导弹中的应用 [J]. 航空制造技术, 2009, 52(10): 71-72.
- [8] SHAO Jie, HAN Xiuquan, HAN Xiaoning, et al. Application of structural optimization design and manufacture technology in missile[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52(10): 71-72.
- [9] CHENG J H, LEE S. Methods for resolving grooving problems in parts manufactured from combined diffusion bonding and superplastic forming processes[J]. Journal of Materials Processing Technology, 1994(45): 249-254.
- [10] HEFTI L D. Innovations in the superplastic forming and diffusion bonded process[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2008(17): 178-182.
- [11] 韩晓宁, 邵杰, 白雪飘, 等. SPF/DB 三层筒形回转结构设计及承载分析研究 [J]. 航空制造技术, 2013, 56(16): 168-171.
- [12] HAN Xiaoning, SHAO Jie, BAI Xuepiao, et al. Research on design and analysis of SPF/DB three sheet tubular structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(16): 168-171.
- [13] ZHAO B, LI Z Q, HOU H L, et al. Three dimensional FEM simulation of titanium hollow blade forming process[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2010(6): 963-968.
- [14] YOON J H, LEE H S, YI Y M. Finite element simulation on superplastic blow forming of diffusion bonded 4 sheets[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2008 (1): 68-72.
- [15] 黄钢华, 张益华, 门向南, 等. 钛合金超塑成形 / 扩散连接的数值模拟及工艺研究 [J]. 稀有金属与硬质合金, 2009(3): 16-19, 35.
- [16] HUANG Ganghua, ZHANG Yihua, MEN Xiangnan, et al. Numerical simulation and technical study of superplastic forming and diffusion bonding of Ti alloy sheet[J]. Rare Metals and Cemented Carbides, 2009(3): 16-19, 35.

通讯作者: 邵杰, 研究员, 研究方向为超塑成形 / 扩散连接技术, E-mail: shaojie201309@126.com. (责编 铃兰)

(上接第93页)

YANG Wanjun, SHI Rongming. Research on the confirmation method of vibration fatigue experiment life[J]. Machine Design and Research, 2012, 28(2): 71-73.

[8] 任军, 张庆余, 朱畅. 航空发动机设计中的高周疲劳问题 [J]. 科技传播, 2014(2): 36-37.

REN Jun, ZHANG Qinyu, ZHU Chang. High cycle fatigue problems on aircraft engine design[J]. Science and Technology Communication, 2014(2): 36-37.

[9] 李静, 孙强, 李春旺, 等. 某型航空发动机压气机叶片振动疲劳寿命研究 [J]. 应用力学学报, 2001, 28(2): 189-190.

LI Jing, SUN Qiang, LI Chunwang, et al. Study on the vibration fatigue life for aero-engine compressor blade[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2001, 28(2): 189-190.

[10] 张伟刚, 梁龙彬, 赵启大, 等. 光纤光栅与电阻应变片应变测量的对比分析 [J]. 传感技术学报, 2001, 9(3): 200-205.

ZHANG Weigang, LIANG Longbin, ZHAO Qida, et al. Contrast analyses of strain measurement of fiber grating and resistance strain chip[J]. Journal of Sensing Technology, 2001, 9(3): 200-205.

[11] 德国 m+p 国际公司. Vibcontrol 振动控制分析系统 2.10 版操作手册 [M]. 北京: 德国 m+p 国际公司北京代表处, 2012.

German m+p International Corporation. Vibcontrol vibration control analysis system 2.10 edition of the operating manual[M]. Beijing: Beijing Office of German m+p International Corporation, 2012.

通讯作者: 吴琼, 工程师, 研究方向为振动疲劳, E-mail: 371977922@qq.com. (责编 李丹)