

考虑轴向变形的锥形轮盘低循环疲劳试验研究

王海舟, 杨雷, 杨昌祺, 卢序
(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要:某型发动机高压压气机 I 级盘采用锥形结构,在装配预紧力和离心载荷的作用下产生轴向变形。为了考核该轮盘的低循环疲劳寿命,在传统轮盘低循环疲劳试验技术的基础上,提出了 1 种考虑轴向变形条件的锥形轮盘低循环疲劳寿命试验方法。针对轮盘结构与装配要求,计算分析工作状态下的轴向变形,优化设计了能够有效考核轮盘关键部位寿命的试验件、陪试件及试验工装,对比试验件在整机与试验器状态的应力水平,并在卧式旋转试验器上完成了试验件的低循环疲劳试验。试验结果表明:采用该方法可对高压 I 级盘安全循环寿命进行有效考核。

关键词: 锥形轮盘;轴向变形;低循环疲劳寿命;高压 I 级盘;试验装置;试验方法;航空发动机

中图分类号: V232.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.06.013

Study on Low Cycle Fatigue Test of Taper Disc Considering Axial Deflection

WANG Hai-zhou, YANG Lei, YANG Chang-qi, LU Xu

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: The 1st stage disc of High Pressure Compressor (HPC) of a certain type of engine had taper disc configuration, which provided axial deflection under the action of assembly preload and centrifugal load. In order to check the low cycle fatigue life of the disc, a low cycle fatigue life test method of taper disc considering axial deflection was proposed based on the traditional low cycle fatigue test technique. According to the structure of disc and the requirements of assembly, the axial deflection in working condition was calculated and analyzed, and the test pieces, accompanying test pieces and test tools which could effectively check the life of the key parts of disc were optimized and designed. The stress level of the test piece in the engine and the test rig was compared, and the low cycle fatigue test of the test pieces was completed on the horizontal rotary test rig. The results show that the safe cycle life of the 1st stage disc of HPC is effectively evaluated by this method.

Key words: taper disc; axial deflection; low cycle fatigue life; the 1st stage disc of HPC; test rig; test method; aeroengine

0 引言

轮盘作为航空发动机的关键结构件之一,承载着复杂交变载荷的作用,一旦破裂失效将会对飞机的安全性和可靠性带来严重威胁。其中低循环疲劳破坏是最主要的失效模式^[1-2],各航空大国均在发动机设计规范中明确了关键件安全循环寿命设计的要求,并按照关键件的定寿方法开展轮盘低循环疲劳试验^[3-4]。

国外,有关轮盘低循环疲劳寿命按常规方法和断裂力学方法同时进行寿命分析^[5-6],按常规方法分析得到寿命 N_1 ,按断裂力学方法分析得到寿命 N_2 ,取二者中的低值作为轮盘的寿命值。中国也开展了大量的

研究工作,在轮盘低循环疲劳寿命预测方法^[7-8]的基础上,通过完善总应变寿命方程中参数的确定方法^[9]并考虑应力梯度和尺寸效应对寿命的影响^[10],最终建立了 1 套轮盘疲劳寿命评估流程,并在以涡轮转子为模型的实例中分析了寿命评估流程的实施过程^[11]。显然,开展轮盘的低循环疲劳试验是评定其寿命最直接、最可靠的方法。从最初开展单级涡轮盘低循环疲劳试验^[12],到模拟扭矩载荷作用的涡轮盘低循环疲劳寿命试验^[13],再到采用高压 2 级涡轮盘联合低循环疲劳寿命试验^[14],都证明试验技术在沿着模拟发动机工作最真实状态的方向发展。

收稿日期:2019-06-23 基金项目:航空动力基础科研项目资助

作者简介:王海舟(1988),男,硕士,工程师,主要从事航空发动机转子强度试验工作;E-mail:397890290@qq.com。

引用格式: 王海舟,杨雷,杨昌祺,等.考虑轴向变形的锥形轮盘低循环疲劳试验研究[J].航空发动机,2020,46(6):82-86. WANG Haizhou, YANG Lei, YANG Changqi, et al. Study on low cycle fatigue test of taper disc considering axial deflection [J]. Aeroengine, 2020, 46(6): 82-86.

高压压气机轮盘级数多,若采用整个多级轮盘转子按发动机真实装配状态进行试验,较难模拟真实的温度状况。因此,本试验以压气机轮盘为研究对象,选择强度储备最低的第1级轮盘进行单盘试验,试验结果所得的寿命可应用于其他级轮盘。某型发动机高压压气机I级盘采用锥形结构设计,在1个寿命循环过程中,在装配预紧力和离心力的共同作用下,轮盘会产生轴向变形。在中国,采用单盘进行试验时,只施加离心载荷,导致锥形轮盘轴向变形不足或过大,难以真实地模拟发动机工作状态时考核部位的应力情况,影响应力分布的边界条件约束、变形等,从而使轮盘的定寿工作产生较大的误差。刘大成等^[15]提出采用油缸式旋转试验器进行高压压气机X级盘试验的方案,通过调整油腔中油的体积实现轴向力的变化,完成了对压气机X级盘的疲劳寿命试验。但在试验过程中需严格控制油量的精度,且需反复拆装试验组件,对此产生的较大平衡问题难以解决。

本文基于传统轮盘低循环疲劳试验技术,提出了考虑轴向变形的锥形轮盘低循环疲劳试验技术,并在卧式旋转试验器上完成试验件的低循环疲劳试验。

1 锥形轮盘结构

早期的压气机转子多级轮盘间采用长螺栓连接,在各级轮盘辐板上加工螺栓孔,导致轮盘的承载能力降低,使用寿命缩短;改进后的压气机为无螺栓转子结构,避免了螺栓孔处应力过于集中萌生裂纹而影响使用寿命^[16],某典型发动机高压压气机转子结构如图1所示。

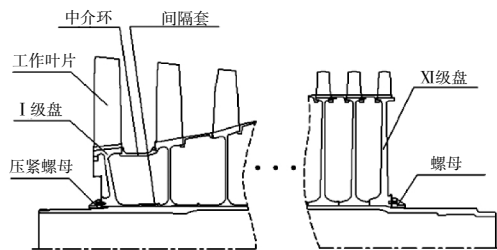


图1 高压压气机转子结构

该高压压气机转子共11级轮盘,采用前后螺母压紧的方式固定于高压压气机转子轴上,其中I级盘为锥形结构(如图2所示),中心孔带有套齿,既可通过转子轴传递扭矩,又能适当改善前端压紧螺母的受力情况。I级盘后端通过中介环(外缘处)和转接短管

(内孔处)与另外10级轮盘间能平滑过渡连接。

在高压压气机转子装配时,先将中间2级轮盘与转子轴安装在一起,然后由内向外逐级推入压气机轮盘,为使整个转子轴向定位,约需 3×10^5 N的力分别压紧I级盘和XI级

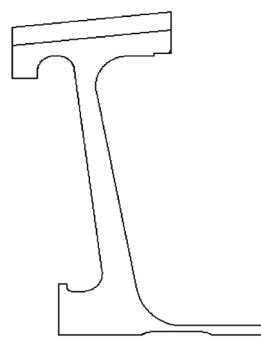


图2 锥形结构轮盘

盘的盘心端面,在压紧力作用下使用约 $2000 \text{ N} \cdot \text{m}$ 的力矩拧紧转子轴两端的螺母,使之成为整体。

2 锥形轮盘轴向变形分析

2.1 装配时的轴向变形要求

按照高压压气机转子的装配要求,在装配前测量自由状态下I级盘盘缘与盘心端面间相对尺寸 T_1 。在转子装配后,在盘心压紧力及盘缘中介环的共同作用下,I级盘外缘端面与盘心端面间相对尺寸增大,通过调整盘心压紧力、压紧螺母的拧紧力矩及转接短管的轴向长度,保证装配完成后盘缘端面与盘心端面相对尺寸 T_1' 较 T_1 的变形量 ΔS 在 $+0.55 \sim +0.80 \text{ mm}$ 范围内,在装配时I级盘轴向变形趋势如图3所示。

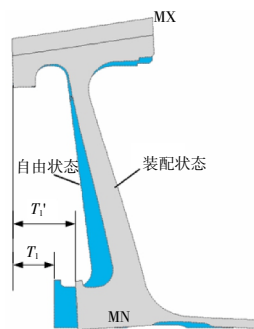


图3 在装配时轴向变形趋势

2.2 在工作状态下的轴向变形趋势

在工作状态下,I级盘受装配预紧力、离心力共同作用,由于轮盘为锥形结构,盘缘向后变形压缩后10级盘缘与中介环,盘心向前变形拉伸转子轴,在工作状态下I级盘 T_1'' 尺寸较 T_1' 变化趋势如图4所示。

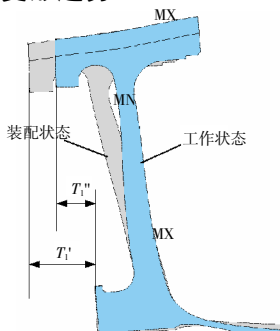


图4 在工作状态下轴向变形趋势

2.3 在工作状态下的轴向变形定量分析

建立高压压气机转子2维有限元模型,如图5所示。通过ANSYS软件模拟I级盘在装配预紧力下的变形条件,分别调整固定螺母过盈量、间隔套尺寸,使

变形量 $\Delta S = +0.79$ mm。在装配状态下,对高压压气机转子施加离心载荷、温度载荷,获得在工作状态下 I 级盘的轴向变形,如图 6 所示。通过分析表明,在工作状态下 I 级盘 T_1 较在装配状态下 T_1' 变化量 $\Delta S'$ 在 $-0.85 \sim -0.90$ mm 范围内。

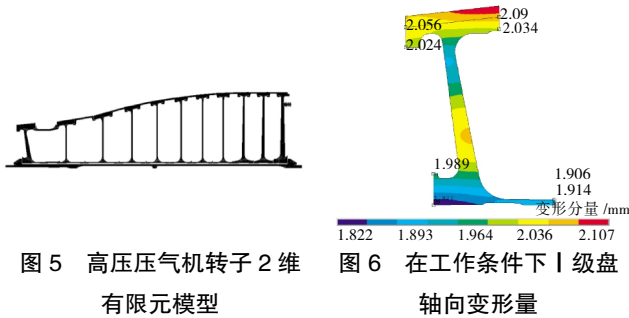


图 5 高压压气机转子 2 维有限元模型

图 6 在工作条件下 I 级盘轴向变形量

3 试验方案

3.1 设计思路

轮盘低循环疲劳试验的主要目的是用试验件准确地模拟实际发动机轮盘危险部位应力应变的循环过程。鉴于试验器的能力和试验成本,对高压压气机 I 级盘在专门设计的陪试件配合下进行单盘试验。锥形结构的轮盘在离心力的作用下产生轴向变形,同时受到其他级轮盘的影响,变形情况及应力状态难以有效模拟。为考虑 I 级轮盘所受主要载荷,有效考核轮盘寿命关键考核部位,设计试验方案(如图 7 所示),包括如下内容:

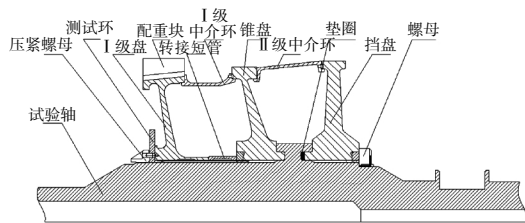


图 7 试验方案

(1)考虑试验在卧式转子试验器上进行,设计双支点试验轴模拟发动机轴,通过套齿对 I 级盘传扭,为尽可能模拟 I 级盘的边界条件,保留了 I 级盘前端的压紧螺母和后端的中介环及转接短管。

(2)为模拟装配状态变形条件,设计了锥盘模拟高压压气机后 10 级轮盘的刚性,锥盘前端分别通过 I 级中介环和转接短管与 I 级盘相连,盘心后端设计梯台结构与转子轴上的 T 型凸台配合。

(3)轴上的 T 型凸台设计对转子起到轴向和径向双定位的作用。装配时以 T 形凸台为基准,如图 7 所

示依次向前安装锥盘、I 级中介环、转接短管、I 级盘、测试环和压紧螺母,在施加压紧力和 T 形凸台的共同作用下,保证 I 级盘在装配状态下的轴向变形。

(4)在工作状态下 I 级盘盘缘向后变形(图 4),为此设计了 1 级挡盘和后端螺母来控制锥盘盘缘在工作中的轴向变形量,在装配时选择适当尺寸的调整垫圈并拧紧后端螺母,使压紧后 II 级中介环和挡盘之间保留一定间隙;在工作状态下, I 级盘和锥盘的盘缘在离心力作用下向后变形,直到被挡盘挡住,利用位移传感器测量 I 级盘的轴向变形量,若不满足要求,则停车后下台分解 T 形凸台后端螺母与挡盘,维持 I 级盘的装配状态,通过调整垫圈的轴向尺寸来控制 I 级盘工作状态下的变形量。

(5)为降低试验成本、减小高速旋转时叶片的鼓风影响,采用配重块替代真实叶片进行试验。

3.2 测试方案

在 I 级盘的盘缘和盘心的前端分别安装位移传感器,用于实时监测 I 级盘的轴向变形。考虑在 I 级盘盘心处安装压紧螺母,因径向空间不满足位移传感器测量范围要求,为此设计了与 I 级盘材质相同的测试环,在工作状态下测量测试环与盘缘处的相对轴向位移来反映 $\Delta S'$ 的变化。测试方案如图 8 所示。

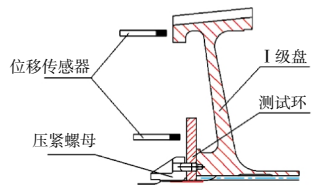


图 8 测试方案

3.3 有效性分析

3.3.1 在工作状态下应力分析

采用有限元计算软件 ANSYS 建立 2 维模型(图 5)。通过调整转接短管的轴向尺寸和 I 级盘左侧压紧螺母的过盈量来满足装配条件,再对轮盘施加离心载荷、温度载荷,得到整机工作状态下高压 I 级盘的应力分布,如图 9 所示。在工作状态下 I 级盘平均应力较低,局部存在应力较高的情况,集中出现在槽

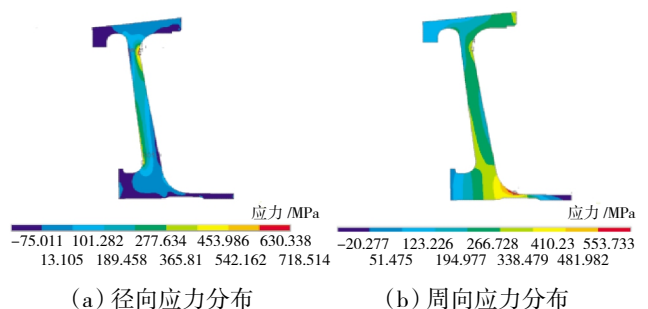


图 9 整机状态下应力分布

底销钉孔和腹板排气侧与轮缘转接圆角处(脖颈部位),确定为考核部位。

建立试验方案的有限元模型,当满足装配条件后,对轮盘施加离心载荷,得到试验工作状态下高压 I 级盘的应力分布,如图 10 所示。

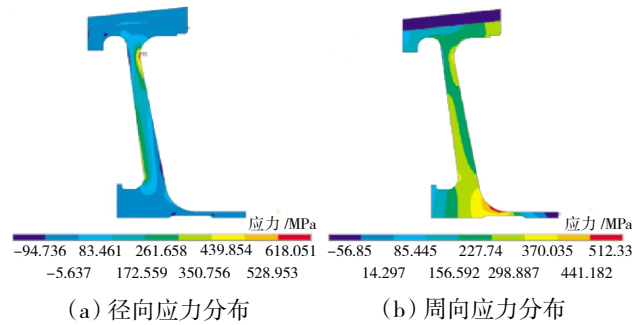


图 10 试验状态下应力分布

3.3.2 考核部位载荷系数确定

为验证试验设计方案的有效性,对比试验件考核部位分别在整机与试验状态下的应力结果,需要确定载荷系数(试验器系数)

α= (σ_r / σ_st) * (σ_bst / σ_br) (1)

式中:σ_r为试验状态下最大应力;σ_{st}为整机状态下的最大应力;σ_{bst}为整机温度下材料的强度极限;σ_{br}为试验温度下材料的强度极限;σ_r/σ_{st}为应力比;σ_{bst}/σ_{br}为考虑温度差异对应力比值的修正。

根据式(1)确定考核部位的载荷系数,结果见表1。从表中可见在工作状态下载荷系数符合试验方案的设计要求^[17],该试验方案能模拟 I 级盘在整机状态下的应力水平。

表 1 考核部位的载荷系数

考核 部位	峰值应力 /MPa		温度 /℃		载荷 系数
	整机	试验	整机	试验	
	条件	条件	条件	条件	
销钉孔周向	315	349	110	20	1.05
脖颈径向	719	771	97	20	1.02

4 锥形轮盘低循环疲劳试验

4.1 试验过程

为满足试验件在工作状态下的变形条件,试验前需进行调试。将平衡后的 I 级盘试验组件以简支的形式安装在卧式旋转试验器真空箱内的 2 个单支点上,通过联轴节与设备的传动双支点相连,如图 11 所示。

并按照图 12 所示的试验调试流程对 I 级盘工作状态下的轴向变形进行调试。

经过多次更换不同轴向尺寸的垫圈,保证了 I 级盘在规定的转速下满足工作状态的变形要求,然后进行正式试验。试验转速下限为 500 r/min,上限为 11970 r/min;上升时间为 20 s,下降时间为 17 s,由于试验器控制原因,需要载荷稳定使得材料变形充分,确定上、下限转速各保载时间为 2 s,试验全程对盘缘、盘心的端面轴向位移变化进行监控并记录。

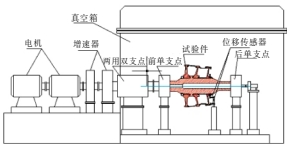


图 11 试验装置

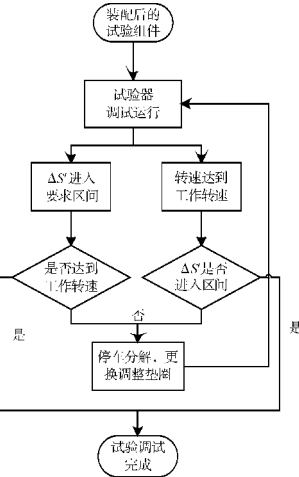


图 12 试验调试流程

4.2 试验结果

选取试验各阶段上限转速对应 I 级盘轴向变形,结果记录见表 2。试验结果表明, I 级盘到达上限转速要求的轴向变形 ΔS' 均在 -0.85 ~ -0.90 mm 范围内,试验方案可行且结果有效。

表 2 I 级盘轴向变形结果

序号	上限转速 / (r/min)	盘缘修正后 位移 /mm	盘心修正后 位移 /mm	变形量 / mm
1	11980	-0.683	0.187	-0.870
2	11972	-0.669	0.195	-0.864
3	11974	-0.665	0.199	-0.864
4	11971	-0.664	0.205	-0.869
5	11970	-0.654	0.206	-0.860
6	11976	-0.660	0.204	-0.864
7	11975	-0.637	0.232	-0.869
8	11977	-0.614	0.259	-0.873
9	11975	-0.686	0.193	-0.879
10	11981	-0.676	0.200	-0.876

在试验前进行目视检查,在试验过程中使用振动传感器对试验器状态进行监测,经验表明振动变化能有效监测轮盘裂纹产生,经过 3 个阶段下台荧光着色检查,共完成 9240 次标准循环,在检查中未发现试验件尺寸变化和裂纹出现。

按照上述方法对轮盘进行延寿试验,每隔 500 次循环后,使用孔探仪对轮盘进行无损检测,当轮盘出现长裂纹或轮盘破裂时,停止试验,根据完成的试验

循环数来确定轮盘寿命。

5 结论

(1)提出了1种模拟锥形轮盘轴向变形的低循环疲劳寿命试验方法,试验结果验证了采用该方法可使该轮盘试验转子在旋转试验器上进行有效考核;

(2)锥盘和轴上T型凸台的设计在保证I级盘装配状态的同时,避免了在工作状态下试验件调试反复拆装,提高了效率;

(3)对挡盘和调整垫圈轴向尺寸的设计,有效解决了轮盘在工作状态下轴向变形控制难题;

(4)高压I级盘的安全循环寿命通过了试验考核,通过该试验方法结合裂纹监测等方法可持续进行轮盘延寿工作研究。

参考文献:

- [1] 宋兆泓,熊昌炳,郑少华. 航空燃气涡轮发动机强度设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社,1988:236-246.
SONG Zhaohong, XIONG Changbing, ZHENG Shaohua. Strength design of aviation gas turbine engine [M]. Beijing: Beihang University Press, 1988:236-246. (in Chinese)
- [2] Corran R S J, Williams S J. Lifing methods and safety criteria in aero-gas turbines [J]. Engine Failure Analysis, 2007, 14(3): 518-528.
- [3] 李其汉. 航空发动机结构完整性研究进展[J]. 航空发动机, 2014, 40(5): 1-6.
LI Qihan. Investigation progress on aeroengine structural integrity [J]. Aeroengine, 2014, 40(5): 1-6. (in Chinese)
- [4] 陈国栋,邢雷,赵明. 国外航空发动机关键件定寿和延寿方法分析[J]. 航空发动机, 2013, 39(5): 60-65.
CHEN Guodong, XING Lei, ZHAO Ming. Analysis of life deciding and life extending for aeroengine critical parts [J]. Aeroengine, 2013, 39(5): 60-65. (in Chinese)
- [5] Grison J, Remy L. Fatigue failure probability in a powder metallurgy Ni-based superalloy [J]. Engineering Fracture and Mechanics, 1997, 57(1): 41-55.
- [6] Luo J, Bowen P. Small and long fatigue crack growth behavior of a PM Ni-based superalloy Udimet 720 [J]. International Journal of Fatigue, 2004, 26(2): 113-124.
- [7] 刘闯,陈国栋,刘大成. 基于安全寿命法的高压涡轮盘低循环疲劳寿命试验[J]. 航空动力学报, 2015, 30(5): 1156-1161.
LIU Chuang, CHEN Guodong, LIU Dacheng. Low cycle fatigue life test of high pressure turbine disk based on safe life procedure [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(5): 1156-1161. (in Chinese)
- [8] 王卫国,古远兴,卿华,等. 轮盘低循环疲劳寿命预测方法研究及试验验证[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 862-866.
WANG Weiguo, GU Yuanxing, QING Hua, et al. Investigation of disk LCF life prediction and its experimental verification [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5): 862-866. (in Chinese)
- [9] 王延荣,杨顺,李宏新,等. 总应变寿命方程中疲劳参数的确定和寿命预测[J]. 航空动力学报, 2018, 33(1): 1-14.
WANG Yanrong, YANG Shun, LI Hongxin, et al. Determination of fatigue parameters in total strain life equation and life prediction [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(1): 1-14. (in Chinese)
- [10] 石亮,魏大盛,王延荣. 考虑应力梯度的轮盘疲劳寿命预测[J]. 航空动力学报, 2013, 28(6): 1236-1242.
SHI Liang, WEI Dasheng, WANG Yanrong. Fatigue life prediction of turbine disk based on stress gradient [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 1236-1242. (in Chinese)
- [11] 李宏新,王延容,石亮,等. 涡轮盘疲劳寿命评估流程及应用[J]. 航空动力学报, 2017, 32(10): 2419-2426.
LI Hongxin, WANG Yanrong, SHI Liang, et al. Fatigue life evaluation procedure and its application for turbine disk [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(10): 2419-2426. (in Chinese)
- [12] 龚梦贤,黄庆东,肖育祥,等. 某I级涡轮盘低循环疲劳寿命试验研究[J]. 航空动力学报, 1999, 14(4): 361-365.
GONG Mengxian, HUANG Qingdong, XIAO Yuxiang, et al. An experimental study on low cycle fatigue life of 1st turbine disk in aero-engine [J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(4): 361-365. (in Chinese)
- [13] 李伟,董立伟,耿中行,等. 模拟扭矩载荷作用的涡轮盘低循环疲劳寿命试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1346-1351.
LI Wei, DONG Liwei, GENG Zhongxing, et al. Experiment of turbine disk low cycle fatigue life with additional torque [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1346-1351. (in Chinese)
- [14] 杨俊,张贵斌,祁圣英,等. 发动机高压两级涡轮盘联合低循环疲劳寿命试验[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2012, 25(1): 9-12.
YANG Jun, ZHANG Guibin, QI Shengying, et al. Joint test of two-stage HP turbine disk low cycle fatigue life [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2012, 25(1): 9-12. (in Chinese)
- [15] 刘大成,黄福增,刘闯,等. 施加轴向力的旋转轮盘低循环疲劳试验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1388-1394.
LIU Dacheng, HUANG Fuzeng, LIU Chuang, et al. Low cycle fatigue test of rotating disc under axial loading [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(6): 1388-1394. (in Chinese)
- [16] 杨帆,赵普扬,葛长闯. 无螺栓高压压气机转子结构分析[J]. 航空发动机, 2012, 38(3): 42-45.
YANG Fan, ZHAO Puyang, GE Changchuang. Structure analysis of no bolted high pressure compressor rotor [J]. Aeroengine, 2012, 38(3): 42-45. (in Chinese)
- [17] Ministry of Defense. General specification for aircraft gas turbine engines: DEF STAN 00-971[S]. British: Ministry of Defense, 1987: 33-34.

(编辑:贺红井)