

# 某船舶燃气轮机叶盘耦合旋转应变试验研究

孙彦博<sup>1,2</sup>, 何建元<sup>1,2</sup>, 孙景国<sup>1,2</sup>, 王天志<sup>3</sup>

(1. 船舶与海洋工程特种装备和动力系统国家工程研究中心-燃气轮机研发与检测实验室, 黑龙江 哈尔滨 150078;  
2. 中国船舶集团有限公司第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150078; 3. 哈尔滨广瀚燃气轮机有限公司, 黑龙江 哈尔滨 150078)

**摘要:** 为了研究轮盘与叶片关键部件在旋转状态下的真实应变水平, 获得轮盘与叶片的真实应变状态, 设计了某叶盘耦合旋转应变测试方案, 并与数值仿真计算结果进行对比验证其可行性。研究表明: 所设计的叶盘耦合旋转应变测试方案合理可行, 叶片和轮盘应变的测量值与模拟计算值最大误差分别为 10.16% 和 10.29%, 可为工程设计提供参考。

**关键词:** 燃气轮机; 轮盘; 叶片; 旋转; 应变测试

中图分类号: TK477 文献标识码: A DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2025.04.009

[引用本文格式] 孙彦博, 何建元, 孙景国, 等. 某船舶燃气轮机叶盘耦合旋转应变试验研究[J]. 热能动力工程, 2025, 40(4): 82-88. SUN Yanbo, HE Jianyuan, SUN Jingguo, et al. Study on coupled rotating strain test for blade and disk of a marine gas turbine[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2025, 40(4): 82-88.

## Study on Coupled Rotating Strain Test for Blade and Disk of a Marine Gas Turbine

SUN Yanbo<sup>1,2</sup>, HE Jianyuan<sup>1,2</sup>, SUN Jingguo<sup>1,2</sup>, WANG Tianzhi<sup>3</sup>

(1. National Engineering Research Center of Special Equipment and Power System for Ship and Marine Engineering-Gas Turbine R&D and Testing Laboratory, Harbin, China, Post Code: 150078; 2. No. 703 Research Institute of CSSC, Harbin, China, Post Code: 150078; 3. Harbin Guanghan Gas Turbine Co., Ltd., Harbin, China, Post Code: 150078)

**Abstract:** In order to study the real strain levels of the key parts of the disk and blade in the rotating state, and obtain the real strain levels of the disk and blade, a coupled rotational strain testing scheme for disk and blade was designed, and the feasibility was verified by comparing with the numerical simulation results. The results show that the scheme of the coupled rotating strain test for blade and disk is reasonable and feasible. The maximum errors between the measured value and the simulation calculation value of the blade and disk strain are 10.16% and 10.29% respectively, which can provide reference for engineering design.

**Key words:** gas turbine, disk, blade, rotation, strain test

## 引言

随着燃气轮机性能的不不断提升, 其燃气初温、转速等参数的提高, 对燃气轮机的设计与制造提出了

更为严苛的要求。作为燃气轮机的关键部件, 轮盘和叶片的结构强度直接决定了发动机的整体强度, 其失效将对发动机乃至船舶主体造成严重损坏。目前, 燃气轮机的研发设计主要基于仿真计算与试验验证相结合的方式。其中, 国内对于仿真数值模拟

收稿日期: 2024-09-25; 修订日期: 2024-11-16

基金项目: 国家自然科学基金“叶企孙”科学基金(U2241251); 中船集团自立科技项目(202109Z)

**Fund-supported Project:** Joint Funds of the National Natural Science Foundation of China ("Ye Qisun" Science Funds, Grant No. U2241251); Self-supporting Technology Project of CSSC (202109Z)

作者简介: 孙彦博(1992-), 男, 中国船舶集团有限公司第七〇三研究所工程师。

研究较多,而对部件在旋转状态下的应力测试相对较少。因此,针对轮盘、叶片等关键部件在旋转状态下的应变试验研究,对完善船舶燃气轮机关键部件试验体系具有重要意义。

蔡宁泊等人<sup>[1]</sup>研究了贴片位置误差对振动应力测量结果的影响,研究表明,当贴片位置从应力梯度较小的部位移至应力梯度较大的部位时,相对应应变误差增加了0.5倍,贴片可靠度降低了0.3倍。曹昆华等人<sup>[2]</sup>介绍了一种基于应变片以及高速滑环引电器的较为成熟的动应力测试方法,并将其应用于某低压涡轮叶片动应力测量,结果表明,该技术可为类似发动机部件试验的动应力测量提供一定的参考。胡国安等人<sup>[3]</sup>对转子动应力测量技术进行了系统研究,包括应变贴片技术、引线技术、滑环引电器技术等,为转子的设计以及故障诊断提供了技术储备。王斌等人<sup>[4]</sup>提出了叶片在轮盘装配条件下的耦合振动特性分析方法,并以某压气机叶盘耦合为例进行仿真计算分析,通过试验验证了所提分析方法的准确性。

已有研究一部分集中于旋转叶片在动态激励下的动应力测试<sup>[5-11]</sup>,即通过模态分析,在叶片关键部位粘贴应变片,进行旋转激励试验,再通过捕捉应变的峰值来确定叶片的激振频率及其动应力;另一部分则集中于齿轮的动应力测试<sup>[12-15]</sup>,即研究振动以哪一阶振动频率为主,以及某一阶齿轮的振动响应。然而,对于稳态转速条件下轮盘、叶片等旋转部件表面关键部位应力值的研究较少,亟需进一步深入探索。

本研究针对某叶盘耦合试验件设计并实施了旋转应变测试试验。在稳态转速且无外部激励条件下,获得关键部位应变数据,并将其与仿真计算数据进行对比分析,从而验证了所设计试验测试方案的可行性。研究结果不仅为该测试方法的应用提供了理论支持,同时也为工程设计提供参考。

## 1 试验方案设计

图1为某叶片轮盘装配模型。由于工作过程中轮盘和叶片均处于高速旋转状态,难以获取动态数据,影响强度评估的准确性,因此针对旋转状态下叶片及轮盘的数据测试尤为关键。

### 1.1 试验方案

试验方案的难点在于应变片引线布线和走线方

式、如何将旋转部件动态信号转化为静态信号以及如何以最小的成本完成轮盘和叶片的应变测试。

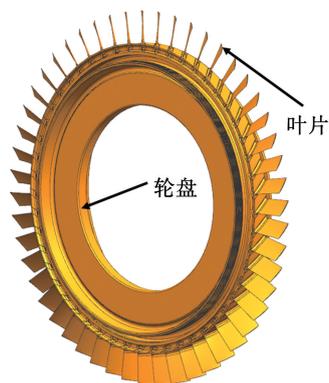


图1 叶片轮盘装配模型

Fig. 1 Assembly model of blade and disk

本研究将密封齿开槽,防止引线被割断,并加装引线盘,将芯轴和主轴加工成中空;引线从叶片、轮盘表面引出,经引线盘、芯轴和主轴,最终引出至试验器外部;选取高速滑环引电器将动态信号转化为静态信号再传输给应变仪进行数据记录。同时,为了降低成本,轮盘整圈只安装3个真实叶片,其余叶片采用离心力相同的质量块替代。为了降低数据的分散性,提高数据的准确度,在每个部位布置多个测点,其中轮盘每个径向位置沿周向均布4个测点,叶片同一部位选取3个叶片进行贴片测试。应变测量示意图如图2所示。

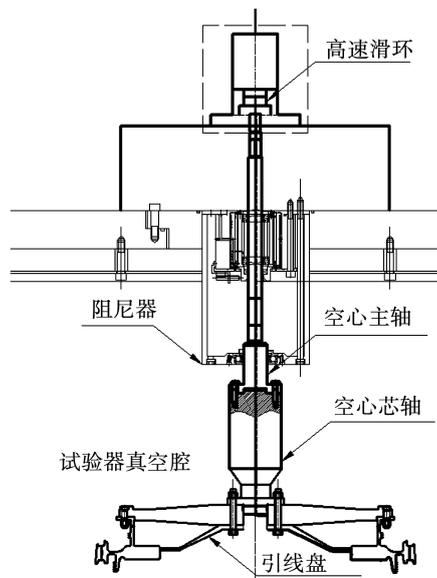


图2 应变测量示意图

Fig. 2 Schematic diagram of strain measurement

### 1.2 试验准备

测点部位的选取对测量结果的准确性至关重要,针对叶片与轮盘,本研究应变片粘贴位置选取原则为应力相对较大的部位、粘贴区域较平的部位以及应力梯度较小的部位。

应变片的粘贴质量对提高数据测量的准确度至关重要。划定贴片部位,在试件粘贴面喷洒丙酮或无水酒精进行去油清洗,然后用纱布或无尘布沿一个方向擦拭干净,所擦拭表面的面积应大于应变片本身所需面积,将应变片粘贴区域再次被污染的可能性降到最低;采用砂纸打磨方式对试件表面进行粗糙化处理,以提高胶水与试件表面的结合强度;再次喷洒丙酮或无水酒精进行清洗,然后粘贴应变片,并将其放在烘干炉中使胶水固化;焊接引线,引线在轮盘和叶片表面自由布置,避免绷紧,并尽量对称,方便动平衡。经过多次高温固化,确保应变片和引线粘贴牢固可靠。应变片贴片及布线如图 3 所示。

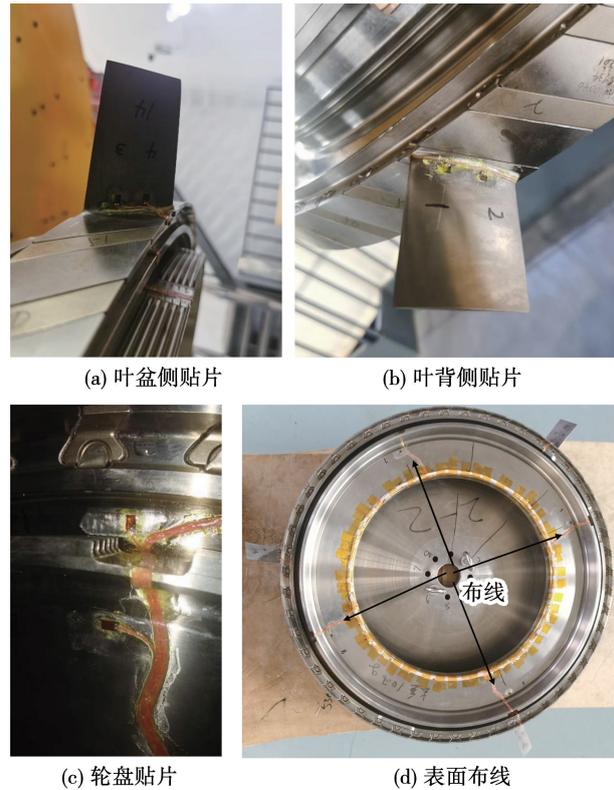


图 3 应变片贴片与布线

Fig.3 Strain gauge pasting and wiring

应变片所有引线均通过轮盘表面、引线盘表面汇至中心盘孔,再经芯轴与主轴中心孔引出至试验件外

部,并与固定在试验台外部的高速滑环引电器连接,高速滑环引电器将旋转的动态信号转化为静态的电信号,由应变仪进行记录。轮盘试验件与滑环引电器安装如图 4 所示。

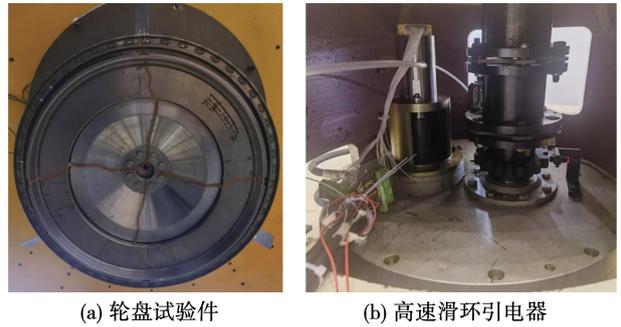


图 4 轮盘试验件与滑环引电器安装

Fig.4 Installations of disk test piece and slip ring fuse

## 2 应变测试

采用阶梯形图谱进行旋转试验,到达预设的 1.0 倍、1.15 倍和 1.22 倍额定工况转速后分别保载 15 s,记录应变测量数据。

### 2.1 叶片应变测试

图 5 为叶片应变测点布置图,图中 SS1 和 SS2 分别表示吸力面(叶背)测点 1 和测点 2,PS1 和 PS2 分别表示压力面(叶盆)测点 1 和测点 2。



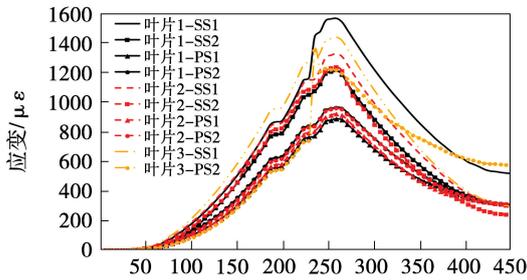
图 5 叶片应变测点布置图

Fig.5 Layouts of blade strain measuring points

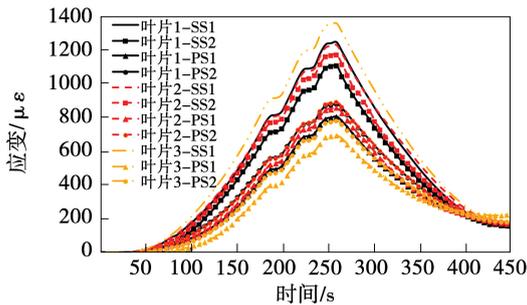
图 6 为叶片应变测试曲线图。由图 6 可知,叶片第 1 次应变测试试验升速后期信号接触不良,叶片 3-PS2 和叶片 1-SS1 两个测点出现阶跃跳动现

象,第2和第3次应变测试未出现阶跃跳动现象。有的测点由于接触问题存在信号时有时无的现象,造成每次测试的有效测点个数不相同。通过观察曲线可知,应变测试曲线与试验转速总体升速趋势吻合良好,呈现明显保载台阶性。

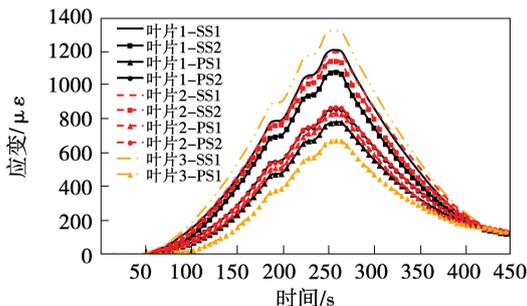
1-3、1-4表示盘心的4个测点(周向应变),2-1、2-2、2-3、2-4表示盘中的4个测点(周向应变),3-1、3-2、3-3、3-4表示盘辐的4个测点(径向应变)。



(a) 第1次



(b) 第2次



(c) 第3次

图6 叶片应变测试曲线图

Fig.6 Strain test curves of blade

由于轮盘、叶片等部件存在初始装配间隙,试验过程中离心力等因素会使部件接触更紧密。为了提高试验结果的可信度,第1次应变测试试验数据不作为正式试验数据。同时通过试验数据对比分析发现,第1次应变测试数据与第2和第3次应变测试数据相差较大,第2次与第3次测试数据相差不大,较为均衡,也验证了前文分析,故选取第2次和第3次数据作为试验数据。

### 2.2 轮盘应变测试

图7为轮盘应变测点布置图,图中1-1、1-2、

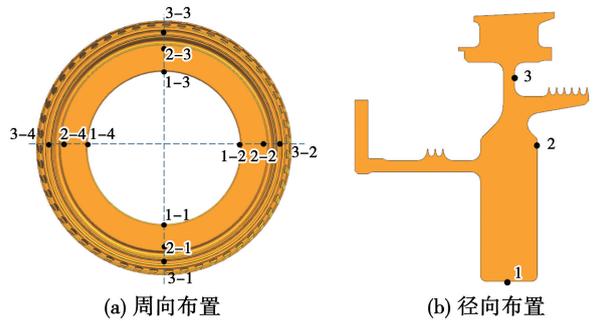
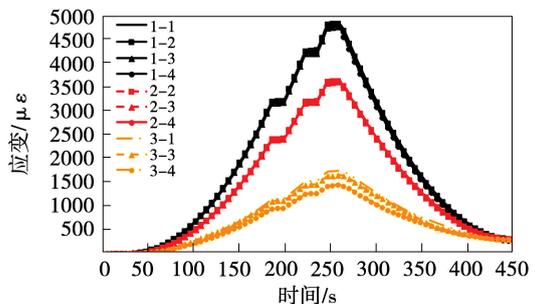


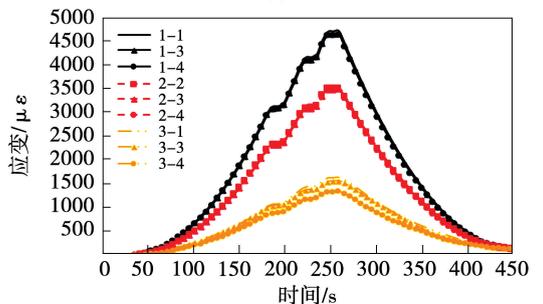
图7 轮盘应变测点布置图

Fig.7 Layouts of disk strain measuring points

图8为轮盘应变测试曲线图。由图8可知,在轮盘第1次应变测试试验降速阶段,盘中2-4测点出现信号接触不良,有阶跃跳动现象,第2和第3次应变测试未出现阶跃跳动现象,但有的测点由于接触问题存在信号时有时无的现象,导致每次测试的有效测点个数不相同。由于径向位置越大离心力越大,贴片越容易粘贴不牢固,因此贴片在轮盘径向半径越大的位置越容易失效。观察曲线可知,应变测试曲线与试验转速总体升速趋势吻合良好,呈现明显保载台阶性。与2.1节中表述一样,为了使试验结果更加可信,选取第2次和第3次数据作为试验数据。



(a) 第1次



(b) 第2次

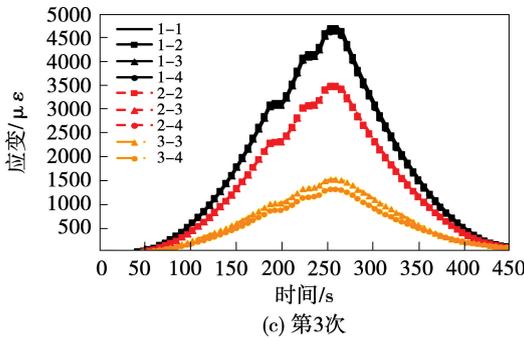


图 8 轮盘应变测试曲线图

Fig. 8 Strain test curves of disk

### 3 仿真分析

采用四面体与六面体混合单元对叶片和轮盘进行网格划分,在保证计算精度的同时尽量降低计算成本。根据计算能力,最终确定网格数为 28.8 万,节点数为 66 万。叶片和轮盘有限元模型如图 9 所示。采用随动硬化模型,设置阶梯升速谱,分别计算 1.0 倍、1.15 倍和 1.22 倍额定工况转速的应变分布。其中,叶片与轮盘采用摩擦接触,在轮盘转接法兰面设置周向和轴向位移约束,在轮盘子午面处施加循环对称边界条件,进行模拟计算。

图 10 为叶片各工况下径向应变分布云图。由

图 10 可知,大应变区集中于靠近叶片根部的中部位置,这与所选择的测点位置相吻合,说明所选测点位置合理。按照图 5 的位置提取应变测试数据作为模拟值;从图 6 获取的应变测试曲线提取各叶片对应工况的测试数据,并将第 2 次和第 3 次试验获取的 3 个叶片对应位置的数据取平均值作为均值。具体结果如表 1 所示。由表 1 可知,各工况下各测点测量比较准确,随着转速的增加,测量误差在逐步扩大,最大误差为 10.16 %。该误差在工程可接受范围内,说明所设计的旋转应变测试方案合理可行。

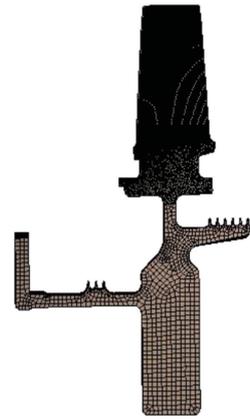


图 9 叶片和轮盘有限元模型

Fig. 9 Finite element model of blade and disk

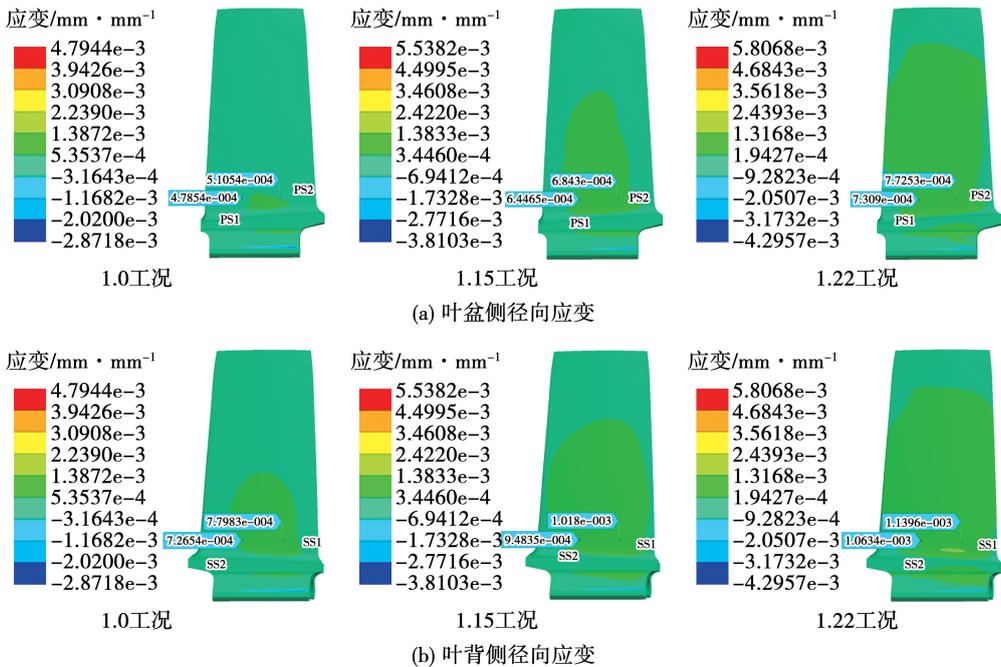


图 10 叶片应变分布云图

Fig. 10 Cloud maps of strain distribution on the blade

表 1 叶片应变测试数据表

Tab. 1 Blade strain test data sheet

工况	位置	均值/ $\mu\epsilon$	模拟值/ $\mu\epsilon$	误差/%
1.0	SS1	832.5	780	6.73
	SS2	735.5	727	1.17
	PS1	463.2	479	-3.30
	PS2	536.9	511	5.07
1.15	SS1	1 103.4	1 018	8.39
	SS2	983.3	948	3.72
	PS1	658.8	645	2.14
	PS2	738.4	684	7.95
1.22	SS1	1 255.4	1 140	10.12
	SS2	1 121.5	1 063	5.50
	PS1	770.3	731	5.38
	PS2	851.5	773	10.16

图 11 为轮盘应变分布云图。由图 11 可知,对于径向应变,大应变区集中于盘辐位置;对于周向应变,大应变区集中于盘心和盘中位置。这与所选择的测点位置相吻合,说明所选测点位置合理。

按照图 7(b) 的位置提取应变测试数据作为模拟值;从图 8 获取的应变测试曲线提取轮盘对应工况的测试数据,并将第 2 次和第 3 次试验获取的同一径向位置的周向 4 个测点数据取平均值作为均值。具体结果如表 2 所示。由表 2 可知,各工况下各测点测量比较准确,误差变化不大,与模拟计算值相比,最大误差为 10.29 %。该误差在工程可接受范围内,说明所设计的旋转应变测试方案合理可行。

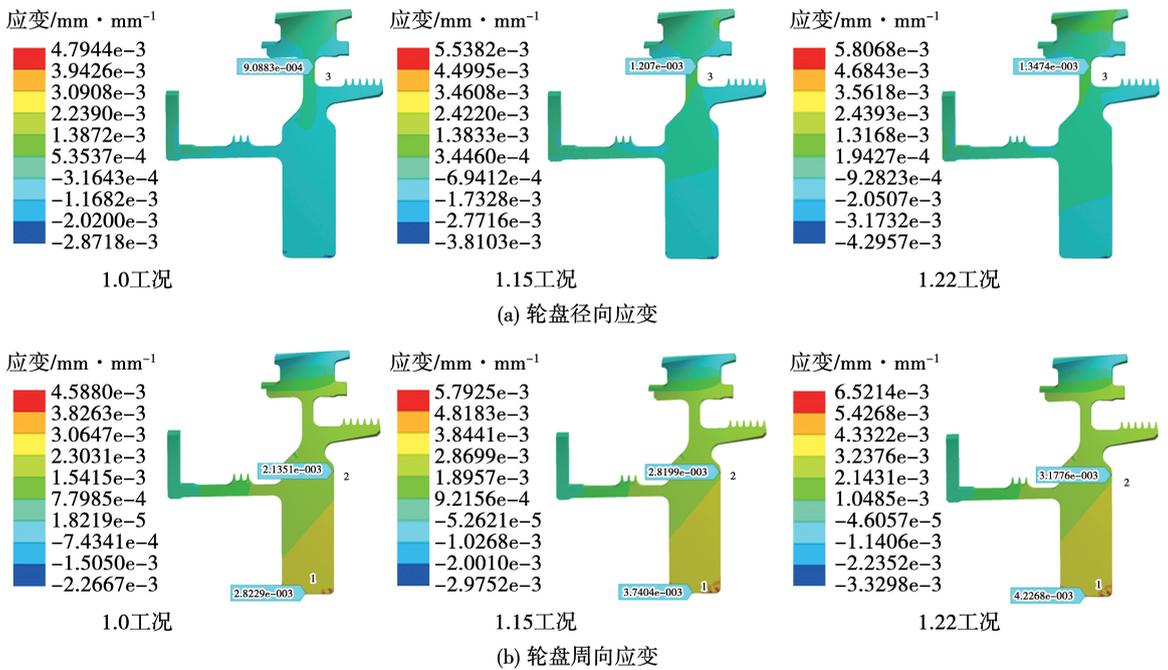


图 11 轮盘应变分布云图

Fig. 11 Cloud maps of strain distribution on the disk

表 2 轮盘应变测试数据表

Tab. 2 Disk strain test data sheet

工况	位置	均值/ $\mu\epsilon$	模拟值/ $\mu\epsilon$	误差/%
1.0	1	3 095.5	2 823	9.65
	2	2 318.5	2 135	8.59
	3	985.7	909	8.44
1.15	1	4 124.0	3 740	10.27
	2	3 086.7	2 820	9.46
	3	1 312.8	1 207	8.77
1.22	1	4 661.8	4 227	10.29
	2	3 488.7	3 178	9.78
	3	1 455.4	1 347	8.05

## 4 结论

(1) 对旋转状态下叶片应变值进行了实测,实测值与模拟值相比最大误差为 10.16 %。

(2) 对旋转状态下轮盘应变值进行了实测,实测值与模拟值相比最大误差为 10.29 %。

(3) 所设计的叶盘耦合旋转应变测试方案合理可行,可有效用于工程领域轮盘叶片的旋转应变测试。

## 参考文献:

- [1] 蔡宁泊,侯乃先,张成成.航空发动机振动应力测量的贴片可靠性及优化分析[J].推进技术,2016,37(10):1964-1969.  
CAI Ningbo, HOU Naixian, ZHANG Chengcheng. Reliability and optimization analysis of strain-gauge application for aeroengine vibration measurements[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(10):1964-1969.
- [2] 曹昆华,黄家经.某型发动机低压涡轮转子叶片动测技术及应用研究[J].燃气涡轮试验与研究,2008,21(1):22-25.  
CAO Kunhua, HUANG Jiaying. Investigation on the dynamic instrumentation technology of an engine LP turbine blade and its application[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(1):22-25.
- [3] 胡国安,李坚,李平君,等.航空发动机高速转子动应力测量研究[J].航空动力,2022(1):63-66.  
HU Guoan, LI Jian, LI Pingjun, et al. Dynamic stress measurement for high-speed rotor of aero engine [J]. Aerospace Power, 2022(1):63-66.
- [4] 王斌,张奇,农斌,等.压气机动应力测试的叶-盘耦合分析方法[J].科学技术与工程,2022,22(27):12217-12222.  
WANG Bin, ZHANG Qi, NONG Bin, et al. A blade-disc coupling analysis method for dynamic stress test of compressor[J]. Science Technology and Engineering, 2022, 22(27):12217-12222.
- [5] 王奉明,贺进,朱俊强.高转速小尺寸涡轮叶片动应力测量方法与应用[J].推进技术,2018,39(6):1406-1411.  
WANG Fengming, HE Jin, ZHU Junqiang. Measurement method and it's application on dynamical stress of a high-speed small-size turbine blades [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(6):1406-1411.
- [6] 张再德,文华.涡轴发动机燃气涡轮叶片动应力测试技术研究及验证[J].燃气涡轮试验研究,2019,32(3):8-12.  
ZHANG Zaide, WEN Hua. Research and verification of dynamic stress measurement technology for turboshaft engine gas turbine blade[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(3):8-12.
- [7] 袁巍,陈国智,张红晓,等.带冠预扭涡轮叶片模态分析及动应力测试验证[J].航空动力学报,2020,35(10):2186-2194.  
YUAN Wei, CHEN Guozhi, ZHANG Hongxiao, et al. Modal analysis and dynamic stress test verification of shrouded prewist turbine blade [J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(10):2186-2194.
- [8] 龙伦,冯娅娟,吕彪.某型带冠涡轮叶片振动特性及动应力测试数据分析[J].风机技术,2018,60(S1):35-38.  
LONG Lun, FENG Yajuan, LYU Biao. Analysis of vibration characteristics and dynamic stress test data of shrouded turbine blade [J]. Chinese Journal of Turbomachinery, 2018, 60(S1):35-38.
- [9] 卢艳辉,梅庆,雷沫枝,等.高转速压气机转子叶片的动应力测试与动力学设计评估[J].推进技术,2014,35(10):1398-1403.  
LU Yanhui, MEI Qing, LEI Mozhi, et al. Vibration stress test and dynamical evaluation for high rotational speed compressor blades through numerical and experimental method[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(10):1398-1403.
- [10] LAXALDE D, GIBERT C, THOUVEREZ F. Experimental and numerical investigations of friction rings damping of blisks[C]. Berlin: ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, 2008.
- [11] KRIZAK T, KURSTAK E, D'SOUZA K. Experimental and computational study of a rotating bladed disk with under-platform dampers[J]. AIAA Journal, 2023, 61(10):4717-4727.
- [12] 江平,李刚,陈青兰,等.航空发动机附件传动齿轮辐板动应力测试技术[J].航空动力学报,2016,31(10):2536-2543.  
JIANG Ping, LI Gang, CHEN Qinglan, et al. Dynamic strain monitoring technique for the rim of cylinder gear in the aero-engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(10):2536-2543.
- [13] 胡国安,何刘海,吴桂娇,等.航空高速锥齿轮行波共振的噪声与动应力测试研究[J].推进技术,2019,40(1):166-174.  
HU Guoan, HE Lihai, WU Guijiao, et al. Acoustic noise and dynamic stress experimental study on travelling wave vibration of high-speed bevel gear in aero-engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(1):166-174.
- [14] 侯明,雷沫枝,邹亚晨.某涡扇发动机附件传动齿轮动应力测试研究[J].测控技术,2016,35(4):153-156.  
HOU Ming, LEI Mozhi, ZOU Yachen. Testing research on turbofan engine accessory drive gear [J]. Measurement & Control Technology, 2016, 35(4):153-156.
- [15] 刘海鸥,刘兴星.弧齿锥齿轮动应力计算分析及测试研究[J].机械传动,2017,41(9):111-114.  
LIU Haiou, LIU Xingxing. Numerical analysis and test research of the dynamic stress of spiral bevel gear [J]. Journal of Mechanical Transmission, 2017, 41(9):111-114.

(刘颖 编辑)