

航空发动机轮盘强度试验故障分析

聂卫健^{1,2}, 王 帅¹, 童 亚¹, 唐 广^{1,2}, 胡剑辉¹

(1. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

2. 航空发动机振动学科与技术研究中心, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 针对航空发动机轮盘强度试验故障开展分析和试验验证。从故障现象入手, 开展了轮盘和主要工装的断口分析, 对可能造成故障的底事件进行了逐项研判、排查, 并就排查后的故障原因进行了探究; 在此基础上, 提出了改进措施并开展了试验验证。结果表明: 采取改进措施后, 轮盘顺利完成强度试验, 并在整个试验过程中振动平稳, 验证了改进措施的有效性。研究成果为提高试验工装的设计水平奠定了基础, 为航空发动机研制提供了可靠的试验数据。

关键词: 航空发动机; 轮盘; 强度试验; 故障分析; 改进措施

中图分类号: V231.9 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620(2026)01-0112-07

DOI: 10.3724/j.GTER.20250080

Fault analysis of disk strength test for an aero-engine

NIE Weijian^{1, 2}, WANG Shuai¹, TONG Ya¹, TANG Guang^{1, 2}, HU Jianhui¹

(1. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China;

2. Research Center for Aero-engine Vibration Discipline and Technology, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: Analysis and experimental verification of a disk strength test failure for an aero-engine were carried out. Starting from the fault phenomenon, fracture analysis of the test piece and main fixtures was carried out. The basic events that may cause the failure were analyzed and investigated one by one, and the causes of the fault were explored after investigation. Based on this, measures were improved and experimentally verified. The results showed that after taking improvement measures, the disk successfully completed the strength test and experienced stable vibration throughout the entire test process, verifying the effectiveness of the improvement measures. The research improves the design of experimental fixtures and provides reliable experimental data for the development of an aero-engine.

Key words: aero-engine; disk; strength test; fault analysis; improvement measures

0 引言

轮盘是航空发动机、燃气轮机的核心旋转部件, 长期服役于高温、高转速等恶劣环境, 承受温度载荷、离心载荷等复杂载荷。其工作状态将对航空发动机与燃气轮机的工作寿命、使用维护成本以及工作人员的生命安全产生直接影响^[1]。轮盘强度是保障航空发动机可靠性、安全性和使用寿命的核心

要素。一旦轮盘发生破坏, 将引起发动机非包容故障、整机停机乃至危及飞行安全等灾难性后果。因此, 深入开展轮盘强度及其可靠性研究具有非常重要的意义。

常见的轮盘破坏模式包括疲劳破坏^[2]和强度破坏^[3-4]两种, 在工程中需重视轮盘寿命和连接结构的设计^[5-8], 以避免轮盘强度因设计缺陷产生不足。

收稿日期: 2025-04-15

基金项目: 中国航发创新基金(CXPT-2022-031)

作者简介: 聂卫健(1991-), 男, 江西抚州人, 高级工程师, 硕士, 主要从事航空发动机轮盘强度和转子动力学研究。

引用格式: 聂卫健, 王 帅, 童 亚, 等. 航空发动机轮盘强度试验故障分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2026, 39(1): 112-118. NIE Weijian, WANG Shuai, TONG Ya, et al. Fault analysis of disk strength test for an aero-engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2026, 39(1): 112-118.

轮盘破裂转速分析是预估轮盘强度的有效方法^[9],具体分析方法包括平均应力法、应变法、有限元法等^[10]。秦仕勇团队^[11-13]分析了FGH99合金双性能涡轮盘、粉末冶金轮盘等的破裂转速,并进行了试验验证。邵帅等^[14]采用平均应力法和局部塑性应变法预测了某低压涡轮盘的破裂转速和破坏起始部位,并与试验结果进行了对比,发现局部塑性应变法的预测精度相对较高。季晨等^[15]分别采用平均应力法和极限应变法分析了某燃气轮机压气机轮盘的破裂转速,并开展了试验验证,结果表明极限应变法的预测精度更高。孙彦博等^[16]研究表明,对加工中未去应力的涡轮盘进行超速预应力试验,可以提高涡轮盘的寿命和可靠性。聂卫健等^[17]采用平均应力法和弹塑性有限元法分别得到了动力涡轮盘的破裂转速,并完成了试验验证,发现相比于弹塑性有限元法,平均应力法的计算误差较大。然而,轮盘破裂转速的理论分析通常会受到实际工况、承载情况以及边界条件等因素影响,所得结果与轮盘真实强度存在一定误差,且此误差无法收敛。因此,必须进行物理试验对轮盘强度设计的准确性进行验证。

轮盘强度试验通常参考《航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范》(GJB 242A-2018)^[18]进行。为实现轮盘在试验设备上的装配和扭矩传递,使其旋转至所需的试验转速,需要设计一套专用工装以连接轮盘和试验设备,这就要求工装也必须具备良好的可靠性。本文针对某航空发动机轮盘在进行强度试验时出现的故障,开展了故障原因分析和排查,提

出了改进措施并通过试验进行了验证。研究成果为该型航空发动机研制提供了可靠的试验数据,可为同类型轮盘强度试验工装设计提供参考。

1 故障现象

轮盘强度试验在立式高速旋转试验器上进行。轮盘在运行至试验目标转速过程中,振动突变(图1);当转速升至35 602 r/min时,振动位移从13 μm 迅速增至120 μm ,防护系统(试验器内壁安装有防护板)内随即传出激烈、持续的碰撞声,此时试验器保护自动停车。待温度降至室温后,开启舱盖发现驱动轴断裂,轴内孔螺纹处有大量金属丝、内花键严重损伤,中心拉杆与轴配合处螺纹严重磨损,轮盘外花键严重磨损、配重叶片碰撞严重变形。试验转接段损伤情况见图2。

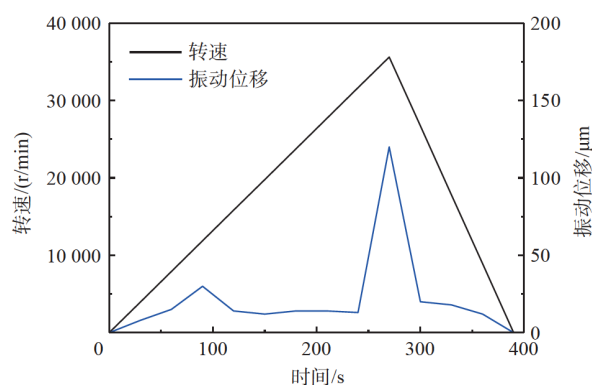


图1 试验故障曲线
Fig.1 Test fault curve

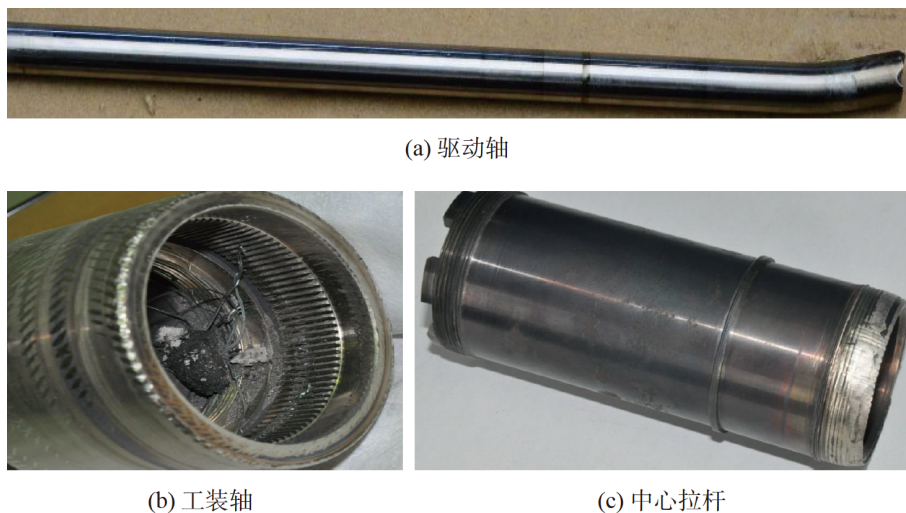


图2 试验转接段损伤情况

Fig.2 Damage situation of the test transfer section

2 试验设备与工装

试验器主要由驱动系统、试验器台架、真空系统、润滑系统、加温系统和防护系统组成,如图3所示。轮盘通过试验专用工装(含中心拉杆、轴、通用转接头等)、驱动轴与试验器驱动系统相连,如图4所示。试验环境为均匀温度场(加温系统提供)和真空条件(真空系统提供)。启动真空系统、加温系统,在试验温度(500 ℃)下保温一定时间后,启动试验器驱动系统带动轮盘旋转。轴与轮盘采取两端圆柱面定心、花键传扭结构设计,中心拉杆右端与轴采用螺纹连接,左端通过施加初始预紧力后采用螺母紧固。整个轮盘通过工装与驱动系统相连,由驱动系统带动其旋转至所需的试验转速。轮盘通过试验转接段与试验器连接。

3 故障分析

3.1 驱动轴断口分析

图5示出了驱动轴断裂位置的宏观形貌。可以看出,驱动轴在断裂位置附近存在局部较大的弯曲。驱动轴断口呈现粗糙、暗灰色宏观形貌,没有疲劳特征,是典型的过载断裂特征。之后,将驱动轴断口切下,经乙醇超声波清洗、胶带黏附去污后使用扫描电子显微镜进行检查。发现裂源区未见冶金缺陷,断口源区各对应区域的微观形貌为相扣的拉长韧窝,裂源剪切区长度约为80~100 μm,断裂为剪切起源(过载);断口往心部的形貌为等轴韧窝,为过载断裂。驱动轴断裂位置的微观形貌如图6所示。

3.2 轮盘形貌分析

在体视显微镜下检查轮盘局部,发现前轴颈前口外圆有等距挤压旋出痕,为轮盘与轴分离时与轴

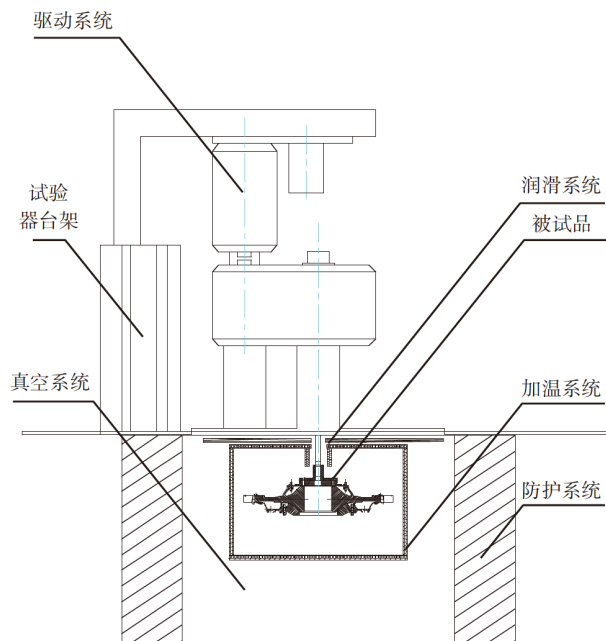


图3 试验器示意图

Fig.3 Schematic diagram of the tester

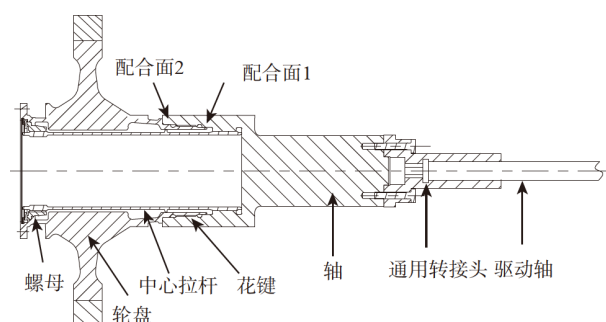


图4 试验工装示意图

Fig.4 Schematic diagram of experimental equipment

的内花键接触形成;外花键存在数道周向磨痕,重载齿面挤压痕较深,前段有轻微的向重载方向倒伏的趋势,齿顶有斜周向的剪切掉丝;前挡板基本完好,

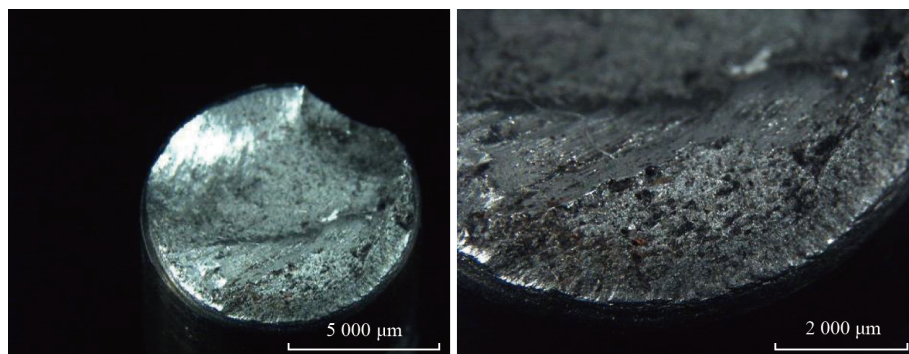


图5 驱动轴断裂位置宏观形貌

Fig.5 Macroscopic morphology of the drive shaft fracture location

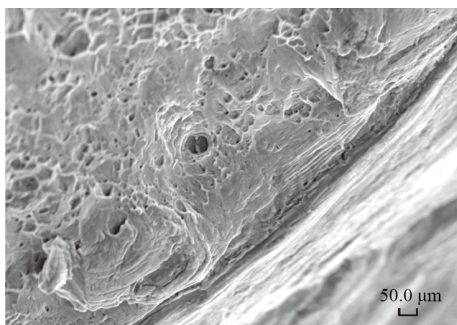


图6 驱动轴断裂位置微观形貌
Fig.6 Microscopic morphology of the
drive shaft fracture location

与轮盘榫齿前端面一周贴合,前端面有顺转向的磨损痕迹,并有材料顺转向的流变,前外圆边缘有磨损痕迹和挤压掉丝;后挡板鼓筒端面严重损毁,后端面有顺转向的磨损痕迹和掉丝,并有材料顺转向的流变。轮盘宏观检查照片如图7所示。

3.3 试验工装形貌分析

轴宏观形貌如图8所示。可以看出,轴内螺纹基本损毁,内花键严重损伤,内花键后段大部分轻载齿面有挤压变形;内花键中段轻载齿面有严重挤压变形,并夹压有金属丝。中心拉杆前螺纹损毁,大致成锥状。在体视显微镜下看到,后几扣螺纹牙受挤压、轴向剪切,导致向后倒伏、掉丝;前几扣螺纹牙完全磨损,已无法分辨螺纹牙倒伏方向。中心拉杆的宏观形貌如图9所示。

由以上分析可知,试验故障的直接原因为,整个转子系统在运转过程中失去稳定性,弯矩迅速增大,超出驱动轴承受范围,导致其首先发生过载断裂,进一步使得整个转子系统掉落。其他零件在故障发生后发生二次损伤。

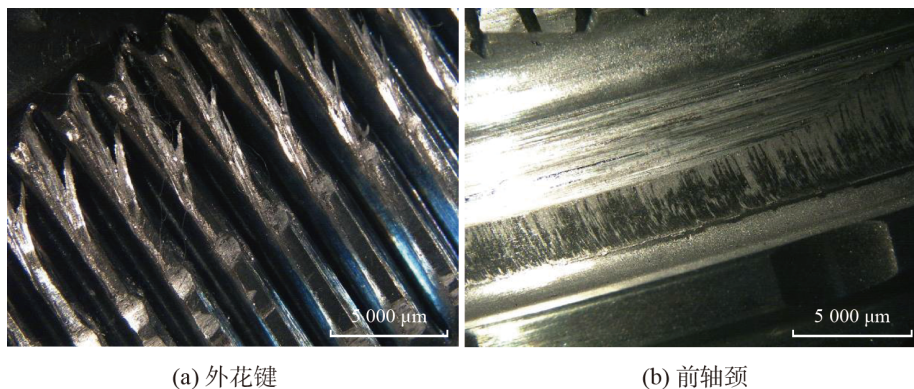
3.4 故障排查

首先开展配合关系和预紧力分析。建立轮盘、试验工装一体的有限元模型,采用八节点四边形单元进行网格划分,如图10所示。网格共包含11 311个单元,36 483个节点。在轮盘与轴的配合位置定义接触,对中心拉杆与轴、螺母的螺纹连接处采用节点等效耦合处理,同时约束通用转接头最左端所有节点的轴向位移,对模型施加离心力(以转速形式施加)、温度载荷(500 ℃),进而开展分析。得到在试验温度和转速下的松弛力为144 530 N,根据中心拉杆初始预紧力(166 210 N)可知预紧裕度(初始施加的预紧力与试验条件下松弛力的比值)为1.15。随后,计算在所述载荷条件下,轴和轮盘在配合面2处的位移量,得到配合面2处的配合变化量,发现配合面2处的配合关系由过盈0.064 mm变化至小间隙0.005 mm,过盈量减少0.069 mm。

根据上述分析结果,对可能造成试验故障的10个底事件逐项开展分析,结果见表1。结合配合关系和预紧力的计算分析结果可知,轴与轮盘配合关系在试验条件下过盈量偏小以及在试验转速下预紧裕度偏低是无法排除的底事件。

(1) 轴与轮盘的配合关系由于实际试验条件和材料差异会发生变化,在高转速时轴与轮盘的配合关系变为间隙配合,很可能导致轴与轮盘之间出现定位不可靠问题;此外,根据《中国航空材料手册》^[19],所选中心拉杆材料调质钢40CrNiMoA在500 ℃下的强度极限为695 MPa,其高温性能偏低。

(2) 预紧裕度在试验转速下仅有1.15(根据工程经验,该值通常不小于1.50),无法实现高转速工装的预紧,在定位不可靠的情况极易发生故障。



(a) 外花键

(b) 前轴颈

图7 轮盘宏观检查照片
Fig.7 Macroscopic inspection photo of disk

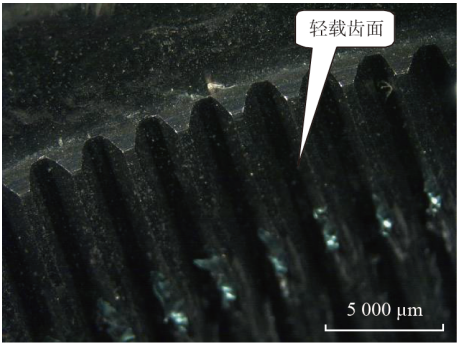


图8 轴宏观形貌
Fig.8 Macroscopic morphology of the shaft

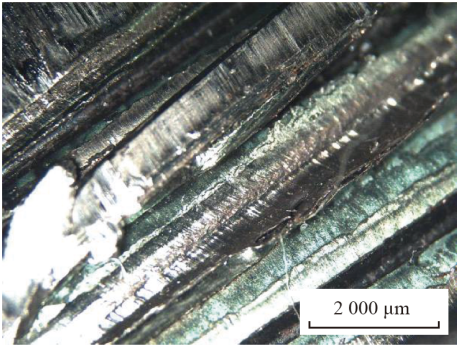


图9 中心拉杆宏观形貌
Fig.9 Macroscopic morphology of the central pull rod

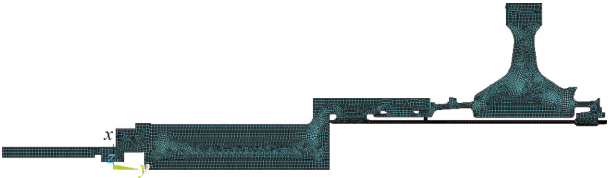


图10 有限元模型
Fig.10 Finite element model

4 改进及试验验证

以上分析结果表明,轴与轮盘配合关系在试验条件下过盈量偏小以及试验转速下预紧裕度偏低可能是故障发生的原因。为此,制定如下改进措施:

(1) 为进一步提升中心拉杆高温性能,将其材料由调质钢40CrNiMoA改为高温合金GH4169, GH4169的强度极限为1 130 MPa。

(2) 为保证轮盘在试验转速下不发生松弛且具有一定的预紧裕度,施加更大的预紧力,增大预紧裕度。在保证中心拉杆强度的前提下,将中心拉杆壁厚由4.6 mm减小至2.0 mm;同时,通过加大初始预紧力将预紧裕度提高至2.00。

(3) 为确保高转速下轴与轮盘之间的配合关系满足要求,确保定位可靠,将两者的过盈量设计为0.090~0.120 mm,前端面配合由大间隙改为小间隙0.005~0.008 mm。

采取以上改进措施,重新进行了试验,试验曲线如图11所示。结果表明,采取改进措施后,轮盘能够平稳运行至要求的试验转速,并且在整个试验过程中振动平稳。

5 结束语

针对轮盘强度试验故障,从故障现象着手,开展了断口形貌分析,对可能造成故障的底事件逐项进行了分析和排查。经排查,轴与轮盘配合关系在试验条件下过盈量偏小以及试验转速下预紧裕度偏低是故障的主要原因。在此基础上,对工装进行了改进和试验验证。采取改进措施后,轮盘顺利完成了

表1 故障排查结果

Table 1 Troubleshooting results

序号	底事件	分析	是否排除
1	试验器故障	对设备进行复查,发现设备完好、无故障	是
2	试验操作不当	操作者持证上岗,按照试验规程操作,无操作不当行为	是
3	轮盘加工不满足要求	经复查,轮盘严格按照图样要求加工且具备合格证,加工满足要求	是
4	试验工装设计缺陷	轴与轮盘配合关系在试验条件下发生变化,装配时过盈量偏小,导致试验时变成了小间隙0.005 mm配合,使得高转速下定位不可靠;此外,中心拉杆材料为40CrNiMoA,在500 ℃下的强度极限偏低	否
5	试验工装加工不满足要求	经复查,试验工装严格按照图样要求加工且具备合格证,加工满足要求	是
6	轮盘装配不符合要求	装配工艺满足设计要求,且具备装配合格证	是
7	试验工装装配不符合要求	工装装配严格按照装配工艺进行,且具备装配合格证	是
8	预紧裕度不足	对中心拉杆预紧力进行校核,发现试验转速下的预紧裕度仅有1.15,偏小,无法实现高转速工装的预紧	否
9	平衡螺钉松动/飞出	经复查,平衡螺钉未松动和飞出	是
10	轮盘变形	故障发生后,轮盘由于撞击产生变形,属于二次损伤	是

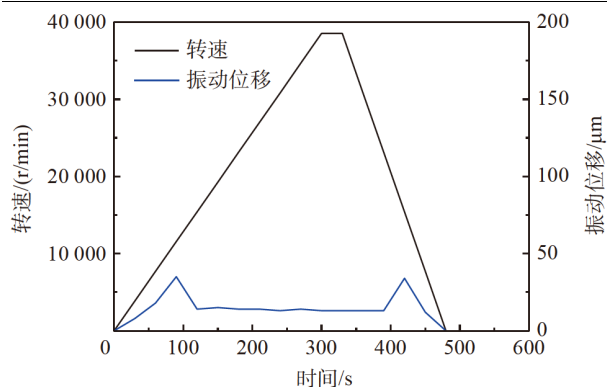


图11 改进后的轮盘试验曲线

Fig.11 Test curve of the improved disk

强度试验考核,并且在整个运转过程中振动平稳。结果表明故障定位准确,改进措施有效,轮盘工装设计水平得到有效提升。

参考文献:

- [1] 陶春虎,钟培道,王仁智,等. 航空发动机转动部件的失效与预防[M]. 北京:国防工业出版社,2008.
TAO Chunhu,ZHONG Peidao,WANG Renzhi,et al. Failure and prevention of aeroengine rotating components[M]. Beijing:National Defense Industry Press, 2008. (in Chinese)
- [2] 陈鉴朋,朱文慧,谢里阳,等. 航空发动机关键件疲劳试验技术研究综述[J/OL]. 航空动力学报,2024. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20240672>.
CHEN Jianpeng,ZHU Wenhui,XIE Liyang,et al. Review of fatigue test techniques for key components of aero-engine[J/OL]. Journal of Aerospace Power,2024. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20240672>. (in Chinese)
- [3] 江和甫,古远兴,卿 华. 航空发动机的新结构及其强度设计[J]. 燃气涡轮试验与研究,2007,20(2):1-4.
JIANG Hefu,GU Yuanxing,QING Hua. New structure and strength design of aeroengine[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2007,20(2):1-4. (in Chinese)
- [4] 蔡全卓. 典型航空发动机轮盘破裂失效研究[D]. 杭州:浙江大学,2017.
CAI Quanzhuo. Research on burst failure of typical aeroengine disk[D]. Hangzhou:Zhejiang University, 2017. (in Chinese)
- [5] 郑小梅,范雨晴,杨旭峰,等. 高压涡轮盘螺栓孔疲劳模拟件设计及试验[J]. 航空科学技术,2024,35(9):63-69.
ZHENG Xiaomei,FAN Yuqing,YANG Xufeng,et al. Design and experimental of fatigue simulating specimen for bolt holes of high pressure turbine disc[J]. Aeronautical Science & Technology,2024,35(9):63-69. (in Chinese)
- [6] 聂志强. 短寿涡轮叶片和轮盘的强度分析与寿命预测[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2023.
NIE Zhiqiang. Strength analysis and life prediction of short-life turbine blades and disks[D]. Harbin:Harbin Engineering University,2023. (in Chinese)
- [7] 白忠恺,孙 凯,付仲议,等. 高转速动力涡轮盘间螺栓连接结构稳健性分析[J]. 燃气涡轮试验与研究,2024,37(2):55-62.
BAI Zhongkai,SUN Kai,FU Zhongyi,et al. Analysis and research on structural robustness of bolted connections between discs of high-speed power turbines[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2024,37(2):55-62. (in Chinese)
- [8] 朱光亚,王崇宇,谢永慧,等. 复杂载荷下燃气轮机轮盘Hirth齿多尺度接触界面结构强度特性研究[J]. 动力工程学报,2024,44(9):1466-1472.
ZHU Guangya,WANG Chongyu,XIE Yonghui,et al. Multi-scale structural strength analysis of the contact interface of the hirth teeth of a gas turbine rotor disk under complex loads[J]. Journal of Chinese society of Power Engineering,2024,44(9):1466-1472. (in Chinese)
- [9] 万江艳,周柏卓. 轮盘弹塑性盘破裂准则的建立及变厚度轮盘破裂转速预测[J]. 航空发动机,2011,37(5):4-6.
WAN Jiangyan,ZHOU Baizhuo. Elastic-plastic disc burst criteria establishment and variable thickness disk burst rotational speed prediction[J]. Aeroengine,2011, 37(5):4-6. (in Chinese)
- [10] 金小杰. 航空发动机转子超转破裂预测方法评估与应用[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.
JIN Xiaojie. Evaluation and application of the overspeed burst prediction method on aero-engine rotor[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2018. (in Chinese)
- [11] 秦仕勇,米春虎,古远兴,等. FGH99合金双性能涡轮盘破裂转速分析与验证[J]. 航空动力学报,2025,40(3):285-294.
QIN Shiyong,MI Chunhu,GU Yuanxing,et al. Analysis and verification of burst speed of FGH99 alloy dual property turbine disk[J]. Journal of Aerospace Power, 2025,40(3):285-294. (in Chinese)
- [12] 秦仕勇,冯引利,孙海鹤,等. 粉末冶金轮盘破裂转速分析与验证[J]. 燃气涡轮试验与研究,2017,30(5):36-41.
QIN Shiyong,FENG Yinli,SUN Haihe,et al. Burst speed analysis and verification of the powder metallurgy superalloy turbine disk[J]. Gas Turbine Experiment and

- Research, 2017, 30(5):36–41. (in Chinese)
- [13] 陈妍妍, 秦仕勇, 孙海鹤, 等. 修正平均应力法预测轮盘破裂转速的试验研究[J]. 航空动力学报, 2022, 37(5):954–963.
CHEN Yanyan, QIN Shiyong, SUN Haihe, et al. Experiment study on predicting burst speed of disk by modified average stress method[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(5):954–963. (in Chinese)
- [14] 邵 帅, 刘秀芝, 魏 峰, 等. 某低压涡轮盘破裂转速分析与试验验证[J]. 航空发动机, 2019, 45(2):19–22.
SHAO Shuai, LIU Xiuzhi, WEI Feng, et al. Analysis and test verification of burst speed of a low-pressure turbine disk[J]. Aeroengine, 2019, 45(2):19–22. (in Chinese)
- [15] 季 晨, 陈芃樾, 孙景国, 等. 某压气机轮盘破裂转速分析与试验验证[J]. 热能动力工程, 2024, 39(3):41–46.
JI Chen, CHEN Pengyue, SUN Jingguo, et al. Analysis and test verification of burst speed of a compressor wheel disk[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2024, 39(3):41–46. (in Chinese)
- [16] 孙彦博, 田 强, 何建元, 等. 燃气轮机高压涡轮盘超速预应力试验研究[J]. 热能动力工程, 2024, 39(5):50–56.
SUN Yanbo, TIAN Qiang, HE Jianyuan, et al. Experimental study on overspeed prestressing of high pressure turbine disk of gas turbine[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2024, 39(5):50–56. (in Chinese)
- [17] 聂卫健, 邓旺群, 皮滋滋, 等. 民用涡轴发动机动力涡轮盘破裂转速研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2021, 34(5):33–38.
NIE Weijian, DENG Wangqun, PI Zizi, et al. Study on rupture speed of power turbine disk for a civil turboshaft engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2021, 34(5):33–38. (in Chinese)
- [18] GJB 242A-2018, 航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范[S].
GJB 242A-2018, General specification for aircraft turboprop and turboshaft engine[S]. (in Chinese)
- [19] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册: 第2卷 变形高温合金 铸造高温合金[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002.
Editorial Committee of China Aeronautical Materials Handbook. China aeronautical materials handbook: volume 2 deformation high-temperature alloy casting high-temperature alloy[M]. Beijing: Standards Press of China, 2002. (in Chinese)