

文章编号: 1674-8190(2021)01-085-06

高速旋转状态下高压涡轮叶盘振动试验研究

罗莉^{1,2}, 黄大永^{1,2}

(1. 中国航发商用航空发动机有限责任公司 设计研发中心, 上海 200241)

(2. 上海商用飞机发动机工程技术研究中心, 上海 200241)

摘要: 在高速旋转状态下, 开展对高压涡轮转子叶片的振动特性和缘板阻尼装置减振效果的试验研究, 有利于后期的设计迭代, 获得真实的叶片振动情况。以高压涡轮转子模拟件为对象, 采用雾化油滴非接触式激励方式模拟涡轮叶片周期性气动激励, 建立高速旋转状态下高压涡轮转子叶片振动特性试验系统, 并进行介于静止状态夹具固定式测试和整机直接测试之间的组件级试验, 在高速旋转状态下实现叶片非接触式高频激励, 获取叶片的振动特性和缘板阻尼装置对转子叶片的减振效果。结果表明: 在常温 10 000~19 000 r/min 运行转速下, 缘板阻尼装置对转子叶片减振约 40%, 阻尼质量较大的叶片频率较高。

关键词: 高压; 涡轮; 转子叶片; 振动; 阻尼; 减振

中图分类号: V232.4; V231.92

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.01.011

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Vibration Test of Blade Disc of High Pressure Turbine in High Rotating Speed

LUO Li^{1,2}, HUANG Dayong^{1,2}

(1. Department of Discipline Engineering, AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China)

(2. Shanghai Engineering Research Center of Civil Aero Engine, Shanghai 200241, China)

Abstract: In the high-speed rotating state, the experimental study on the vibration characteristics of high-pressure turbine rotor blade and the vibration reduction effect of flange damping device is beneficial to the later design iteration and obtain the real blade vibration situation. With high pressure turbine rotor simulator as an object, simulating the turbine blade periodic pneumatic excitation by non-contact atomizing oil excitation, the vibration characteristics test system of high rotational speed high pressure turbine rotor blades is designed and created. The component level test is between the fixed blade test and the direct test of the core turbine aero-engine system. The test system excites the rotor blades under operation status, obtains data of blade vibration characteristics successfully, and verifies the vibration reduction level of the platform damper. Research shows under 10 000~19 000 r/min operating rotating speed at the normal temperature, the platform damper device can reduce the vibration of rotor blades by about 40%, and frequency of the rotor blade with higher damping mass is higher.

Key words: high pressure; turbine; rotor blade; vibration; damper; vibration reducing

收稿日期: 2020-03-12; 修回日期: 2020-05-07

基金项目: 上海市经济信息委员会项目(2018-RGZN-02036)

通信作者: 罗莉, jianjian20012@163.com

引用格式: 罗莉, 黄大永. 高速旋转状态下高压涡轮叶盘振动试验研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(1): 85-90.

LUO Li, Huang Dayong. Vibration test of blade disc of high pressure turbine in high rotating speed[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(1): 85-90. (in Chinese)

0 引言

航空发动机的涡轮转子叶片在工作过程中承受离心力、高温、气动压力,涡轮叶片经常会由于过大的振动应力导致高周疲劳断裂^[1-2],从而导致发动机失去推力。目前主要通过转子叶片调频或者安装干摩擦阻尼等方式降低叶片振动的高周疲劳风险,避免高压涡轮转子叶片在工作过程中产生不可接受的振动应力。然而调频和阻尼装置设计均需要获取转子叶片的振动特性和振动水平。通常采用两种方式对高压涡轮转子叶片的振动特性和振动水平进行测试研究^[3]。一种方式是叶片处于静止状态,采用夹具固定^[4-6]或者预紧^[7]的方式,测量叶片榫头固定时高压涡轮转子叶片的振动特性,通过振动台、激振器等施加叶片振动激励,测量高压涡轮叶片所能承受的振动应力极限;另一种方式是在核心机或者整机试验^[8-9]中,测量高压涡轮叶片的实际振动特性和应力水平。前一种试验转子叶片的安装形式和约束刚度通常和发动机实际情况存在差异,振动特性测量结果存在误差^[10]。林垵等^[11]、范秀杰等^[12]分别对涡轮叶片在夹具固定安装和非旋转状态下开展试验,但无法模拟真实的叶片离心力状态,获取的叶片频率偏低。后一种试验在整机上开展,这类试验能反映叶片振动的真实结果,但往往要等核心机或者整机设计和试制全部完成以后才能开展试验,存在设计反复的风险,时间和经济成本较高。因此考虑一种介于静止状态夹具固定式测试和整机直接测试之间的组件级试验,在高速旋转状态下实现叶片非接触式高频激振^[13-14],既可获取更真实的叶片振动特性和振动水平,又能方便快捷地在产品设计早期使用该试验系统,有利于设计迭代。

大多数叶盘振动问题是由于空气力的激励引起的,气流激振^[15]是一种较好的非接触式激振方法,但该方法会导致试验的真空腔真空度下降,试验系统阻尼增加,无法达到试验需要的运行转速。因此,本文在高速旋转试验台开展试验,采用雾化油滴的方式模拟涡轮导叶周期性气动激振的情况,建立高速旋转状态下的测试系统,既能还原转子叶片与轮盘的连接方式,又可实现涡轮叶片周期性气

动激励,获取高速旋转状态下转子系统的叶片振动特性和阻尼减振效果。

1 试验系统

高速旋转状态叶盘激振试验台如图 1 所示,该试验系统主要由高速旋转试验器、喷油激振系统、回油供油系统、实时数据采集和分析系统组成。通过驱动电机、高速滑环、试验腔等组成高速旋转试验器,驱动电机作为驱动源,试验腔内抽真空以减少转子系统高速旋转引起的功率损耗,达到试验件的运行转速,获取转子叶盘的真实离心力。转子系统的外围安装多个喷嘴,喷嘴喷出雾化油滴,模拟导叶尾流激励,以实现转子叶片在高速旋转状态下的非接触式激励,利用涡轮转子叶片上的应变片测量涡轮叶片的振动特性和响应。通过数据采集系统实时采集振动响应。回油供油系统中的回油泵将试验腔内的油液送回外部油箱,液体经增压泵增压后输送至喷嘴处。试验系统实现闭环。

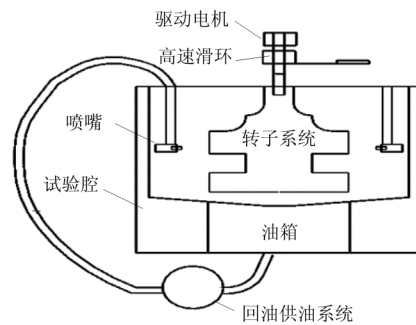


图 1 试验系统示意图

Fig. 1 Test system scheme

1.1 激励装置

激励装置示意图如图 2 所示,先用螺栓将上安装板固定在试验腔盖上,再用螺栓将下安装环(第一层安装环)固定,将多个喷嘴周向并排布置在滑杆外安装环上。螺栓和喷嘴滑杆的长度和数量可根据试验件具体情况调节。喷嘴块可自由地在滑杆上滑动和旋转,喷嘴通过螺纹连接在喷嘴块上。喷嘴安装于真空仓内,是可拆卸的,以便于调整其数量。在试验过程中,喷嘴的喷射量和喷射角度可调节,以便调节对叶片的激振力。激励装置的实物如图 3 所示。

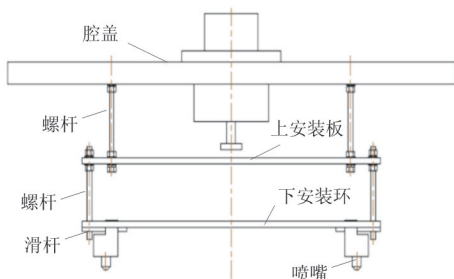


图 2 激励装置示意图

Fig. 2 Exciter scheme



图 3 激励装置实物

Fig. 3 Exciter physical plot

当激振频率与试验件频率相同时引起共振,激振频率为

$$f = N \times n / 60$$

式中: f 为激振频率; N 为喷嘴数; n 为转速。

1.2 供油装置

油管由主油站出油口连接至试验腔盖上的分油器,而后连接至各喷嘴块的进油口,以实现多路油路同时供油。根据所需喷嘴数量,可以通过堵住多余的出油口来实现不同喷嘴数的供油。将回油桶放置在试验腔底部,将油箱出油口与底板的接口相连,再连接至回油泵装置的进油口,经过滤器及回油泵连接至主油箱,完成回油管路安装。

1.3 布线装置

在高速旋转状态下,离心力较大的应变片及引线在喷油激励作用下受到较大的冲击载荷,当模拟试验件沿程较长,零件表面存在几何突变时,高速

旋转过程中应变片容易脱落、引线易断裂。为了确保引线和应变片能在高速旋转且存在较大激振力的情况下,依然能正常工作,设计空心轴的布线方案(如图 4 所示),避免引线的大段长度承担离心力,引线沿着光滑的通道直接从空心轴孔穿出,再沿着试验件外壁粘贴。应变片粘贴进行固化,利用高温胶带将应变片引线排布固定在试验件表面。应变片引线的排布自然弯曲,避免引线断裂。

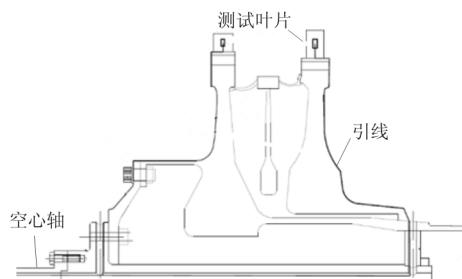


图 4 布线方案示意图

Fig. 4 The cable layout scheme

1.4 数据采集

采用高速滑环数据传输系统,将高速旋转的应变信号转换为非旋转信号,且具有较高的信噪比。将滑环引电器的引线通过信号线连接至动态信号采集分析系统,如图 5 所示,实现多通道应变数据同步采集与实时频谱分析。



图 5 动态信号采集分析系统

Fig. 5 Dynamic signal acquisition system

2 试验件介绍

对高压涡轮转子模拟件开展试验,考虑转子系统的动平衡和试验实施的方便性,对试验件叶片沿轮盘周线成对角线布置,分别为 1 号、2 号、3 号、4 号叶片。高压涡轮叶片的缘板阻尼装置在叶片缘板下侧,相邻叶片之间,其结构形式如图 6 所示,阻尼器两个侧面分别和相邻的两个转子叶片的缘板

接触,在离心力作用下接触面产生正压力,当叶片振动时,相邻叶片缘板位置的振动位移存在相位差,使缘板阻尼器的缘板接触面发生相对滑动,滑动摩擦消耗叶片的振动能量,发挥阻尼效果。

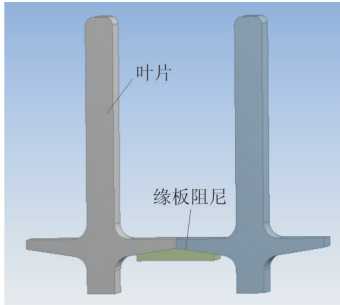


图 6 缘板阻尼装置结构示意图

Fig. 6 Structural diagram of platform damping device

3 试验测试结果

3.1 叶片振动频率的测试结果

在喷油嘴个数确定的情况下,试验转速为 10 000~19 000 r/min,对带阻尼和不带阻尼装置的叶片开展振动特性测试,获取叶片的一阶频率,如表 1 所示,缘板阻尼装置的质量有三种,对阻尼装置的质量进行无量纲化;对叶片频率取均值并进行归一化,以无阻尼装置叶片的频率为基准。

表 1 涡轮叶片不同阻尼状态的频率比
(质量和频率归一化)

Table 1 Frequency ratios of turbine blades in different damping states (mass and frequency normalization)

阻尼情况	阻尼装置质量比(m)	叶片频率比
无阻尼装置	0	1
	0.62	1.004
带阻尼装置	0.78	1.010
	1.00	1.020

从表 1 可以看出:无阻尼装置时叶片的频率小于有阻尼装置的叶片频率,这是因为当带有阻尼装置时,阻尼装置与缘板之间产生正压力,提高了叶片的刚度;带有最重的缘板阻尼叶片的频率增加约 2%;带有不同质量阻尼装置的叶片频率随着阻尼装置质量的增大而略微增大。

3.2 叶片动应变的测试结果

在叶片接近根部的位置粘贴应变片。在相同

激振力,相同转速的情况下,获取不同阻尼装置情况下叶片振动响应水平,如图 7 所示,横坐标表示叶片带有不同质量比的阻尼装置,纵坐标为叶片测得的应变比。

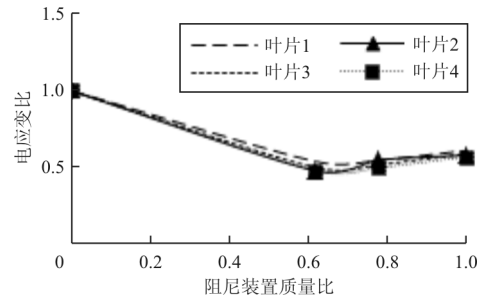


图 7 叶片动应变测试结果

Fig. 7 Test results of dynamic strain of blades

对叶片的应变进行归一化,以无阻尼装置时的应变为基准,即无阻尼装置时的叶片应变比为 1,并对阻尼装置质量进行无量纲化。对 4 只叶片的动应变取均值,涡轮叶片的应变结果如表 2 所示。

表 2 涡轮叶片的应变结果随阻尼质量的变化
Table 2 Variation of strain results of turbine blades with damper mass

阻尼情况	阻尼装置质量比(m)	应变比
无阻尼装置	0	1
	0.62	0.50
带阻尼装置	0.78	0.53
	1.00	0.59

从图 7 和表 2 可以看出:带缘板阻尼装置叶片比无阻尼装置的动应变显著下降,在 10 000~19 000 r/min 运行转速下,阻尼装置对叶片的减振效果达到 40%;在阻尼装置质量变小时,叶片动应变的结果缓慢减小,这是因为质量较小的阻尼装置与叶片缘板的接触面更小,阻尼装置和叶片缘板更容易产生相对滑动,消耗更多能量,减小振动。

4 结论

(1) 本文采用非接触式雾化油滴激振的方法模拟涡轮叶片的周期性气动激励,可以获取高速旋转状态下,高频率小尺寸转子叶片的振动特性,解决了高速旋转状态下涡轮叶片激励施加的难题。

(2) 本文设计的试验系统布线方案,解决了离心力较大、沿程较长、冲击载荷等因素作用下动应

变片容易脱落、引线易断裂的问题,确保试验正常开展。

(3) 该试验技术为常温条件下高压涡轮缘板阻尼的设计提供了较真实的工作状态,为转子叶片和阻尼装置的设计提供了试验支撑,可以减少设计迭代周期。

(4) 通过对某转子系统开展带缘板阻尼装置的叶盘振动特性试验,获取了高压涡轮动叶的振动频率有效数据和规律,阻尼装置使叶片频率略有增加,安装质量最大的阻尼装置的叶片其频率增加大约 2%。

(5) 某转子系统在高速旋转状态下获取其叶片动应变的结果及缘板阻尼装置的减振水平,该缘板阻尼装置在常温高速旋转状态下减振明显,特定转速下可达 40%。

本文所提试验技术可应用于燃气轮等各类旋转机械的转子叶片研究中,但该试验方案未考虑高温对转子叶片振动特性的影响,未来还需发展同时考虑转速、高温、尾流激振等载荷共同作用的试验研究,更进一步逼近真实的发动机运行情况,为发动机的研发提供更完善的试验条件。

参考文献

- [1] 李其汉,王延荣,王建军. 航空发动机叶片高循环疲劳失效研究[J]. 航空发动机, 2003, 29(4): 16-18,41.
LI Qihan, WANG Yanrong, WANG Jianjun. Investigation of high cycle fatigue failures for the aeroengine blades[J]. Aeroengine, 2003, 29(4): 16-18,41. (in Chinese)
- [2] 马利丽,何立强,任伟峰. 航空发动机自由涡轮叶片裂纹故障分析[J]. 航空发动机, 2018, 44(6): 54-58.
MA Lili, HE Liqiang, REN Weifeng. Blade crack fault analysis of aeroengine free turbine[J]. Aeroengine, 2018, 44(6): 54-58. (in Chinese)
- [3] 李春旺,李海云,王澈,等. 航空发动机涡轮叶片振动模式影响因素研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2014, 15(1): 5-9.
LI Chunwang, LI Haiyun, WANG Che, et al. A study of influencing factors on frequencies and mode shapes of aeroengine turbine blade[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2014, 15(1): 5-9. (in Chinese)
- [4] 李全通,廖明夫,陈卫,等. 缘板干摩擦阻尼器叶片减振实验研究[J]. 机械科学与技术, 2008, 27(11): 1392-1400.
LI Quantong, LIAO Mingfu, CHEN Wei, et al. An experimental study of decreasing vibration on blade with platform dry friction damper[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2008, 27(11): 1392-1400. (in Chinese)
- [5] KOH K H, JOHN H. Dynamic behavior of spherical friction dampers and its implication to damper contact stiffness [J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2007, 129: 511-521.
- [6] 王金鑫. 带楔形阻尼器叶片减振特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
WANG Jinxin. Investigation on vibration characteristics for blade with a wedge damper[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)
- [7] 周显丁,谢永慧,吴君. 新型阻尼结构叶片振动特性试验研究[J]. 东方汽轮机, 2011(4): 4-10.
ZHOU Xianding, XIE Yonghui, WU Jun. Experimental study on vibration characteristics of blade with new damping structure[J]. Dong Fang Turbine, 2011(4): 4-10. (in Chinese)
- [8] 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]. 燃气涡轮试验与研究, 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. (in Chinese)
- [9] 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[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(10): 1964-1969. (in Chinese)
- [10] 李勋,张东明,赵开宁. 锤击法在航空发动机部件模态试验中的常见问题浅析[J]. 航空发动机, 2010, 36(5): 47-51.
LI Xun, ZHANG Dongming, ZHAO Kaining. Common problems analysis of impact modal test in aeroengine component[J]. Aeroengine, 2010, 36(5): 47-51. (in Chinese)
- [11] 林垲,高庆,黄维娜. I级涡轮叶片振动特性研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2002, 15(3): 28-32,46.
LIN Kai, GAO Qing, HUANG Weina. Study on vibration characteristics of 1st stage turbine rotor blade[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2002, 15(3): 28-32,46. (in Chinese)
- [12] 范秀杰,刘伟,刘涛. 某发动机高压涡轮工作叶片振动特性试验研究[J]. 中国新技术新产品, 2015(20): 1-3.
FAN Xiujie, LIU Wei, LIU Tao. Experimental study on vibration characteristics of high pressure turbine blade of an engine[J]. China New Technologies and Products, 2015(20): 1-3. (in Chinese)
- [13] 王宇华,段发阶,叶声华,等. 涡轮机叶片振动的非接触测量[J]. 宇航计测技术, 2002, 22(3): 20-24.
WANG Yuhua, DUAN Fajie, YE Shenghua, et al. Non-contact vibration measurement on turbines rotor blades[J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2002, 22(3): 20-24. (in Chinese)

- [14] IBRAHIM A S, EVGENY P P, DAVID J E. Experimental and numerical investigation of rotating bladed disk forced response using underplatform friction dampers[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130: 042503-1-11.
- [15] 宁智轶, 杜少辉, 韩清凯, 等. 模拟叶片气激及涂层阻尼减振有效性研究[J]. 航空发动机, 2013, 39(5): 14-17.
NING Zhiyi, DU Shaohui, HAN Qingkai, et al. Study on validity of air-excited vibration and coating vibration damping of simulation blade[J]. Aeroengine, 2013, 39(5): 14-17. (in Chinese)

作者简介:

罗莉(1983—),女,硕士,工程师。主要研究方向:发动机强度与试验,复合材料。

黄大永(1988—),男,硕士,工程师。主要研究方向:发动机强度与试验。

(编辑:马文静)

(上接第 71 页)

- [12] 刘宇, 刘永超. 航电系统安全性分析工具设计与研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2017(3): 10-16.
LIU Yu, LIU Yongchao. Design and research on safety analysis tool for avionics system[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2017(3): 10-16. (in Chinese)
- [13] SAE. Guidelines and methods for conducting the safety assessment process on civil airborne systems and equipment; SAE ARP4761 [S]. US: Society of Automobile Engineers Inc., 1996.
- [14] FAA. System design and analysis: FAA-AC 25.1309-1B [S]. US: FAA, 2002.

作者简介:

张辉(1985—),男,硕士,工程师。主要研究方向:民用飞机通信导航系统集成和验证、系统安全性分析。

陈世浩(1979—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:民用飞机通信导航监视系统设计、集成和验证。

(编辑:马文静)

(上接第 78 页)

- LIU Hailiang, WANG Lixin. Evaluation of directional ground stability and control characteristics in crosswind landing for civil airplane based on digital virtual flight[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(3): 516-525. (in Chinese)
- [20] 黄淼, 廉滋鼎, 左仔滨, 等. 水陆两栖飞机模型水池波浪试验研究[J]. 航空科学技术, 2016, 27(1): 74-78.
HUANG Miao, LIAN Ziding, ZUO Zaibin, et al. Experimental study on motion response of a seaplane on waves[J]. Aeronautical Science Technology, 2016, 27(1): 74-78. (in Chinese)
- [21] 褚林塘. 水上飞机水动力设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014.
CHU Lintang. Seaplane hydrodynamic design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2014. (in Chinese)
- [22] 盛振邦. 船舶原理[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2019.
SHENG Zhenbang. The principle of ships[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2019. (in Chinese)
- [23] 王峥华, 李超. 多发飞机着陆进场最小操纵速度人机闭环仿真[J]. 飞行力学, 2015, 33(1): 78-82.

WANG Zhenghua, LI Chao. Aircraft-pilot closed loop simulation of the minimum control speed during landing approach for multi-engine airplane[J]. Flight Dynamics, 2015, 33(1): 78-82. (in Chinese)

作者简介:

王峥华(1985—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行力学、飞行器设计。

段旭鹏(1980—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:空气动力学、飞行器设计。

程志航(1983—),男,学士,工程师。主要研究方向:飞行力学、飞行器设计。

孙卫平(1964—),男,硕士,研究员。主要研究方向:飞行器设计。

(编辑:马文静)