

文章编号:1000-8055(2011)04-0752-08

某微型涡喷发动机地面试车故障分析及措施

陈 巍, 杜发荣, 丁水汀, 李云清

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对某微型涡喷发动机的地面试车实验过程,介绍了发动机结构,地面实验台的搭建,测试系统的布置,试车线路的制定,并重点分析了试车过程中遇到的多种故障现象及解决办法.这些故障现象包括:点火可靠性、火焰拖尾、转速悬挂、转静件碰摩、尾喷管翼子板焊缝开裂、涡轮端轴承热失稳、发动机喘振、电控程序调试等.实验结果表明:进一步降低涡轮端轴承热负荷、改进国产压气机叶轮材料机械性能、提高工艺水平,是目前微型涡喷发动机设计中亟待解决的问题;其他故障形式均可以通过采取相关措施予以克服.

关 键 词: 微型涡喷发动机; 转子; 振动; 碰摩; 故障分析; 地面试车

中图分类号: V263.4

文献标志码: A

Faults analysis and solution in ground operation of a micro turbojet engine

CHEN Wei, DU Fa-rong, DING Shui-ting, LI Yun-qing

(School of Transportation Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on series of ground operations of a newly designed micro turbojet engine, this paper presented the establishment of engine structure, process of test rig, configurations of measure system, confirmation of engine running plan, and put stress on analyzing the reasons of all the faulty phenomena met in engine operations and their solutions. These phenomena include ignition reliability, flame localization behind the nozzle too much, speed hang-up, rubbing faults between rotor and stator, cracks of welding sews of wing fender in the nozzle, failure of bearing in the side of turbine because of thermal instability, engine surge and debugging of electronic-control programs. The ground operation results show that reducing thermal load of the bearing in the side of turbine, improving mechanical characteristics of the compressor impeller's materials made in China, and promoting manufacturing level are main missions to be finished so far in the design of micro turbojet engine, and other faults stated in the paper can be overcome by appropriate methods.

Key words: micro turbojet engine; rotor; vibration; rub; faults analysis;
ground operation

微型涡喷发动机是我国“十五”以来积极研发的微型旋转动力装置,它和轻型燃气轮机均属于微型分布式能源动力系统,在军事、民用领域有着

广阔的应用前景^[1-3].10年来,我国在微型旋转动力系统方面的研究取得了阶段性成果,这些成果涉及零部件设计及优化、总体结构规划、发动机控

收稿日期:2010-03-18; 修订日期:2010-07-15

基金项目:国家 985 工程项目

作者简介:陈巍(1980—),男,河北景县人,助理研究员,博士,研究方向:转子动力学、振动与测试.

制系统及控制规律、实验台设计、发动机故障诊断等^[4-10]。但在整机可靠性、发动机使用寿命方面没有获得关键性技术的突破,因此,没有实现拥有自主知识产权的微型涡喷发动机和轻型燃机产品的批量化生产。而国外在相关领域的设计、制造、材料、控制等方面已经发展得比较成熟^[11-15],并且已将研究重点放在发动机故障智能识别、系统参数主动控制、节能减排、提高效率、新材料开发应用、电控系统优化等方面^[16-23]。因此,加快研究步伐,解决面临的技术难题,对于提高我国微型旋转动力机械研制水平,实现相关产品的国产化具有重要意义。

本文研究对象为自主设计的某微型涡喷发动机。以地面试车实验为主要研究内容,介绍了实验系统的构建、测试系统的布置,并结合试车过程中遇到的故障现象,分析故障原因,提出解决办法,给出相关措施的验证结果。从现有资料看,少有文献系统介绍微型涡喷发动机地面试车台搭建、故障现象分析及其解决办法。本文所述内容旨在说明微型涡喷发动机设计、实验中相关问题的解决办法,设计难点所在,突出未解决的技术问题,为国内类似机型或系列化机型设计提供参考。

1 发动机结构

图1是发动机沿轴向纵剖图,发动机相关设计参数见表1。发动机采用0-2-0支撑形式,进气端为单级离心压气机,排气端为单级轴流式涡轮。由于轴向尺寸较短,为保证燃烧充分,采用环形预蒸发式燃烧室。发动机体积小,转速高,热负荷高且集中,使用混合式陶瓷轴承支撑转子。

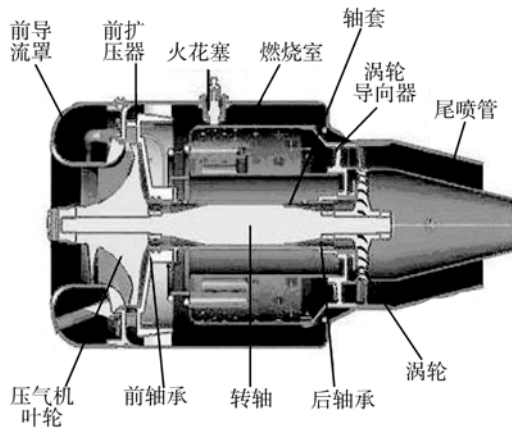


图1 发动机结构

Fig. 1 Engine configuration

表1 发动机设计参数

Table 1 Design parameters of the engine

设计参数	数值
推力/N	245
质量/kg	2.0
外径/mm	131
长度/mm	294
怠速/(r/min)	36 000
最高转速/(r/min)	100 000

按发动机结构,气流依次经过前导流罩整流,经单级离心式叶轮扩压,进入前扩压器;经径向、轴向扩压、整流后,进入燃烧室,油气混合后由火花塞点火燃烧。高温、高压燃气经涡轮导向器整流、扩压,推动单级轴流式涡轮旋转。燃气进入尾喷管后降压、增速、产生推力。轴套套在转轴外作为轴承座,起支撑和传力作用,并对轴及轴承起隔热、保护作用。

2 实验系统及试车步骤

2.1 实验台

该型发动机实验系统按系统功能类型主要分为以下几个子系统:起动系统、供油系统、发动机台架、测试系统、监控系统、电控系统、辅助系统。其中,辅助系统包括实验环境排、换气,消防安全器材,高压气源等辅助设施。其他子系统构成实验核心系统。

图2所示为地面试车系统原理图。其中,AM为加速度传感器,DM为速度传感器,TM为热电偶、温度传感器,HM为湿度计,ADAM为数模转换器,FM为拉力传感器。图3为地面试车系统连接图。图中示出了实验原理、各子系统构成和实物连接关系。实验中使用了热电偶温度传感器、加速度传感器、霍尔转速传感器、拉压式力传感器、气体压力传感器等五种类型的传感器测量系统实时状态参数。热电偶测量进气端、排气端的气流温度;速度传感器测量发动机转速;加速度传感器测量整机振动;拉压式力传感器测量发动机最大推力值;压力传感器测量压气机出口、涡轮进出口、环境等的压力。其中,转速值和排气温度作为控制电路的条件判断语句参数;振动加速度值用来评估整机振动水平和转子系统动力稳定性。

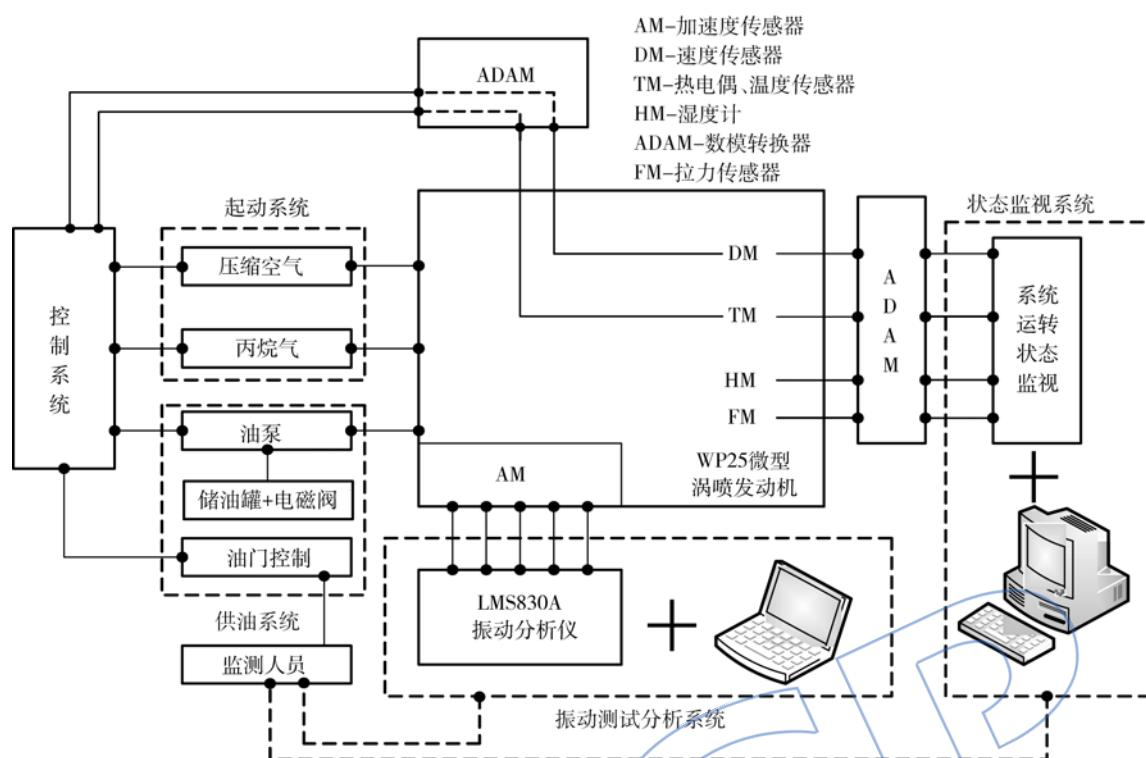


图 2 地面试车系统原理图

Fig. 2 Principle chart of ground operation system

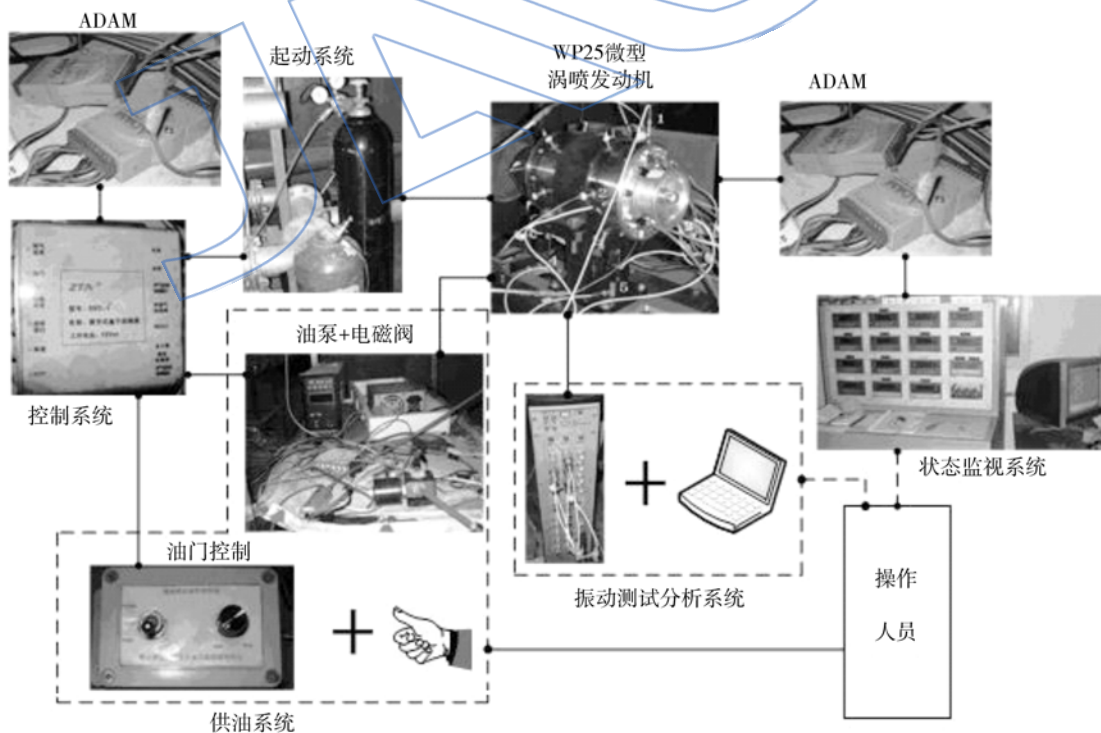


图 3 地面试车系统连接图

Fig. 3 Configuration of ground operation system

2.2 振动测试系统

实验利用加速度传感器测量系统振动加速度

幅值,通过 LMS830A 信号分析仪与显示终端连接,实时处理振动数据,监控发动机振动情况,当

发动机出现异常振动时可随时停车检查.图4示出了加速度传感器安装位置,表2对安装位置给出了详细说明.测振系统参数设置为:采样频率为4096 Hz,频率分辨率为1 Hz.

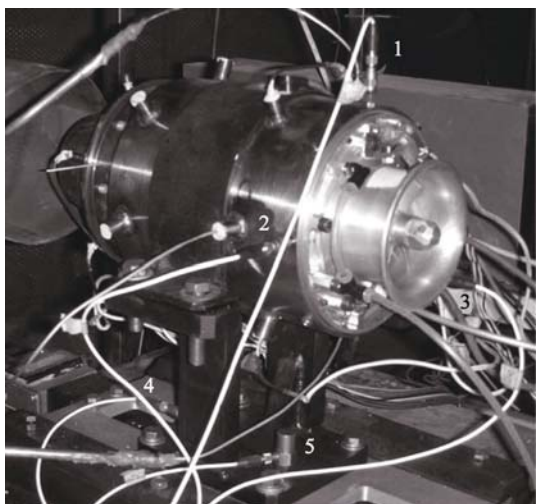


图4 振动传感器布置

Fig. 4 Configuration of vibration sensors

表2 传感器位置

Table 2 Sensors' location

编号	位置
1	发动机垂直
2	发动机水平
3	发动机轴向
4	支座水平
5	支座垂直

2.3 试车方案

试车方案安排基于以下几点考虑:①新装样机试车前加足润滑油,并用压缩空气冷吹至一定转速运行一段时间,以充分润滑关键零部件,避免试车时零件磨损并保证发动机运转灵活性.②试车步骤要包括发动机各设计工况点,工况点之间可以按一定间隔插入试车运行点,以保证发动机逐渐升速,安全运行.③接近发动机最大转速点时,升速间隔适当减小,运行时间适当减少,以保证发动机安全,待确定发动机可以安全运行后,逐渐延长运行时间,考察发动机耐久性.④考察完发动机工况点运行状况后,进行加减速实验,以考察发动机加减速过程顺畅性、瞬态响应稳定性、连续变工况可靠性.表3为发动机试车步骤安排,表中详细列出了各试车工况点对应的转速和发动机运行策略.

表3 试车方案

Table 3 Ground operation plan

工况点	内容
冷吹	灌注润滑油,冷吹至6000 r/min
36000 r/min	起动至慢车转速运行10 min
60000 r/min	起动至慢车1 min 升速至60000 r/min 运行10 min
80000 r/min	起动至慢车1 min 升速至80000 r/min 运行10 min
90000 r/min	起动至慢车1 min 升速至90000 r/min 运行10 min
100000 r/min	起动至慢车1 min 升速至100000 r/min 运行2 min
加减速	慢车5 min—50%油门稳定—全油门 1 min—80%油门稳定—慢车稳定— 100%油门1 min—慢车—停车

3 试车故障现象及分析

3.1 点火可靠性

该发动机采用气吹点火方式起动,起动过程由电控程序控制完成.由压缩空气冷吹发动机升速至预设转速,丙烷气阀打开,同时火花塞开始点火.丙烷气燃烧后,当转速和尾喷管排气温度达到预设值后,主燃油管开始喷油,发动机转速继续升高并进入慢车状态,起动过程完成.

在试车初期阶段,多次发生点火失败,表现为:冷吹至点火转速后,火花塞多次点火,丙烷气不着;火花塞不工作或点火能量不足.经实验、总结,故障产生和多种因素有关,总结如下:①丙烷气气路应顺畅,气路长度不宜过长,保证气源压力,减少气路中的节流环节.保证燃烧室内的丙烷气质量分数满足点火需求.②环境温度较低时(尤其冬季),易出现丙烷气供应不足,可以采用晃动储气罐,提高储气罐局部温度等措施,以增加供气压力.③火花塞深入燃烧室深度不够,造成电火花周围可燃气体质量分数不够,无法着火燃烧.此时,可以适当增加火花塞的拧入深度;或手工拉长火花塞电极,但此法操作较精细,易损坏火花塞,即使改造成功也会减短其使用寿命.④火花塞不打火.此时应用万用表检查电路是否有中断,火花塞电极是否损坏,电池电压是否下降.另外,火花

塞为损耗件,使用寿命较短,实验中应记录其使用时间或次数,达到寿命极限后应及时更换。⑤燃烧室型式影响点火可靠性。燃烧室型式影响可燃气体分布,进而影响到点火成功率。因此,试车前的燃烧室选型实验非常重要。

3.2 火焰拖尾

该型发动机试车期间,火焰拖尾、后燃现象主要出现在起动初期。表现为:燃烧位置置后,靠近喷管;火苗从喷管延长至发动机外,且停留时间较长,火焰颜色以黄色、红色为主,喷管被烧至通红色。正常情况为:点火成功后丙烷气燃烧,达到温度、转速阈值后主油管喷油,燃烧加剧,燃烧范围扩大,火焰延伸至喷管外,颜色为黄红色。随着喷油量增加,转速、温度迅速上升,火焰逐渐收回喷管内,且在喷管出口处火焰颜色为淡蓝色。后燃拖尾时间过长会导致零件过热损坏,出现该现象时应及时停机、降温。

故障原因主要包括:①若发动机经历多次点火失败,燃烧室内有大量可燃气体、残余润滑油和前次运行未充分燃烧的剩余燃油。此时一旦点火燃烧,燃烧剧烈,火焰扩散范围较大,可引起发动机外壳或台架大面积燃烧。因此,当连续多次点火失败时或发动机运行一段时间后,宜用压缩空气冷吹一段时间,减少燃烧室内可燃物积累。②燃烧室结构影响。燃烧室结构直接决定了燃烧中心的位置、空气和燃油的混合质量、燃油能否燃烧充分。所以,在燃烧室设计、选型阶段要考虑燃烧稳定期火焰的中心位置,以降低涡轮端零部件热负荷。③电控程序中设置的点火条件阈值应适当,防止引起初燃过于猛烈导致的后端燃烧增多。

3.3 转速悬挂

转速悬挂或热悬挂是旋转动力装置常见的故障形式,一般发生在起动阶段的加速过程中,表现为发动机升速率降低或变为零,转速曲线出现平台区。本发动机试车中也多次出现转速悬挂现象,使得正常加速过程无法完成而被迫停车。

故障原因包括:①供油管路较长,沿途流阻导致加速时供油不足。实验中,燃油从储油罐到发动机经历电磁阀、流量计、管路转接头、油泵等多个流阻环节。加速时,燃油流量、流速突然加大,瞬时消耗在流阻的能量就越多,而有效燃油增量不足,造成供油相对短缺。因此,供油管路中流阻越低、供油越直接越好。②燃油管路过长,管壁内外存在温差,使得管路中气泡产生的几率提高,燃油夹杂

气泡自然导致供油不足。③火焰中心位置靠后或存在后燃时,排气温度迅速上升,使得电控程序进入温度控制阶段,从而主动降低供油量,导致转速悬挂。④涡轮后端热电偶传感器探头若有累积污垢存在,会导致局部热容增大,误判断温度升高,导致电控程序减少供油量的错误动作。

3.4 转静件碰摩

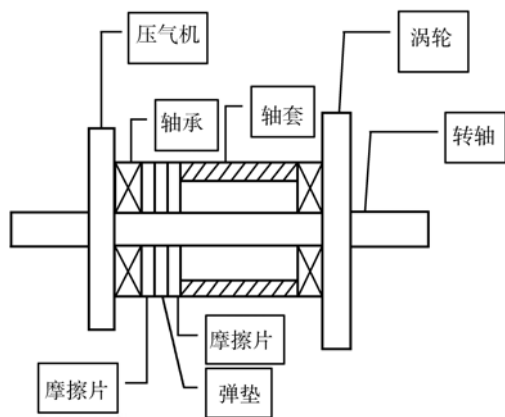
试车过程中,发动机多次出现转静件碰摩现象,导致压气机叶轮、涡轮、前后导向器罩产生不同程度的磨损。最严重的一次导致多个零件失效,发动机报废。导致碰摩的原因较多,实际运行中常为多因素耦合作用的结果。主要影响因素包括:①剩余不平衡质量较大,高转速下使得转子振动过大;②转静件间隙不均匀,产生气隙力激振,使得转子失稳;③热状态下压气机端和涡轮端热流密度不同,导致转子、支撑件刚度变化差异,造成动态响应恶化,进而产生碰摩;④热状态下支撑件刚度降低,导致转子横向振动位移绝对值加大;⑤转子叶片发生蠕变,径向尺寸增加,可直接导致碰摩或引起转子件的气动力分布不均,产生气动力激振,使转子失稳碰摩。

实验中,采取以下措施降低转子振动:①提高转子件动平衡精度;②对压气机叶轮和涡轮进行单件动平衡,再对转子合件(叶轮、涡轮、转轴、锁紧螺母的装配件)进行动平衡,并作标记记录零件相对装配位置;③专门设计了干摩擦阻尼减振器,控制转子振动。图5为带有阻尼器的转子结构原理图(图5(a))及实际安装图(图5(b))。利用轴向间隙,在压气机端轴承和轴套间安装弹性垫圈和多个干摩擦片。图6为使用的弹性垫圈和摩擦片。

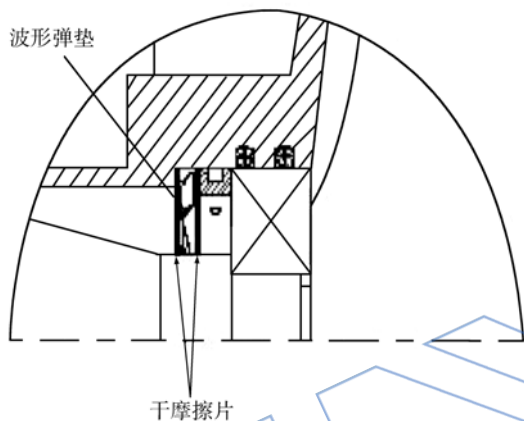
干摩擦阻尼系统安装方式为:从轴套左侧到压气机叶轮间依次是摩擦片、弹性垫圈、摩擦片、轴承。其中,弹性垫圈两侧的摩擦片数量可以调整,但总厚度不得超过轴向间隙调整值。

减振原理:通过对前锁紧螺母施加预紧力矩产生轴向预紧力,使弹性垫圈产生初始变形和弹性力,该弹性力即为产生摩擦力所需的正压力。摩擦片工作时,随转子涡动主要产生横向(发动机截面两个方向)和绕轴转动3个自由度(不考虑轴向运动)的运动,由相对运动产生的干摩擦阻尼效果将转子涡动能耗散掉,达到减振的目的。经过实验对阻尼器结构参数进行优化选择,确定相关参数为4个干摩擦片,预紧力矩为 $8\text{ N}\cdot\text{m}$ 。

图7为相同工况下优化阻尼器前后的振动效果对比图。其中,实线型为优化减振前振动时域曲



(a) 阻尼器安装原理图



(b) 阻尼器实际安装图

图 5 带阻尼器转子结构

Fig. 5 Rotor system with damper

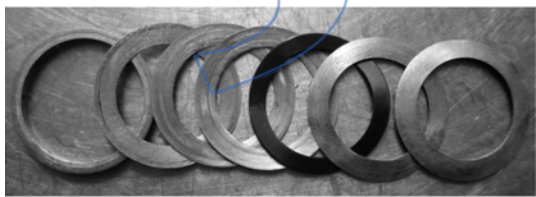


图 6 干摩擦片

Fig. 6 Dry friction pads

线,虚线型为优化后振动曲线。由图可见,相同工况下的振动值大幅下降。经全转速范围内运行实验,并停机检查,没有发现碰摩迹象,且在发动机设计寿命周期内,阻尼器满足可靠性要求,证明以上措施可以解决碰摩问题。

3.5 尾喷管翼子板热疲劳开裂

实验中发现,经过一段时间的运行,尾喷管翼子板焊缝开裂,使得内锥体位置偏离轴线。虽然该故障出现次数很少,但有必要引起重视。故障原因:①焊接工艺存在缺陷;②零件热负荷过高,焊

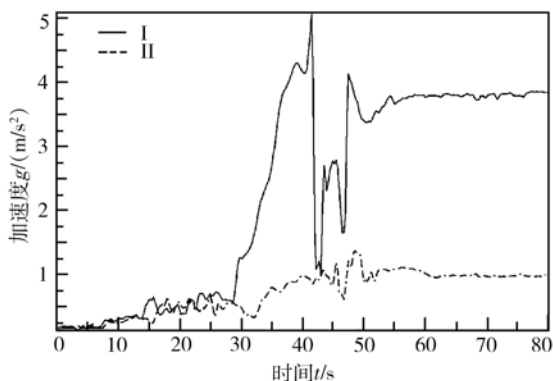


图 7 优化减振前后对比图

Fig. 7 Optimized vibration chart before and after using damper

缝强度下降,且温度分布不均,在热应力下焊缝开裂。一方面,火焰中心位置靠后会引起涡轮端零件过热;另一方面,燃油燃烧不充分,也会引起后端燃烧过度,从而增加热负荷。问题解决主要考虑两方面:①改进焊接工艺,使得周向各焊缝处的残余应力尽量分布均匀;②优化设计燃烧室,合理定位火焰中心位置,优化油气比,使燃油充分燃烧,主要目的是降低涡轮端零件热负荷。经由以上措施,该故障已完全得到解决。

3.6 涡轮端轴承热失稳

微型涡喷发动机采用混合式陶瓷轴承作为转子支撑,以适应高温、高应力的工作条件。实验中测得涡轮端轴承座外壁温度接近 600 K,累计工作不到发动机设计寿命,涡轮端轴承失效。图 8~图 9^[5]分别为失效轴承外圈和内圈。经检查发现:外圈颜色发蓝或褐色,蓝色为轴承钢回火所致,褐色为润滑油高温氧化所致;内圈整体呈深蓝色,且轨道表面部分区域发黑、金属表层脱落露出内层金属光亮的颜色,表明轴承内圈在高温、高接触应力作用下发生表面金属剥落。高温作用使润滑失效,滚动体和滚道接触面粘着,金属表面摩擦因数和剪切应力增大。同时陶瓷球和滚道间的高接触应力使得切向摩擦力在润滑失效后进一步增大。综合作用的结果使表层金属脱落。

改进措施如下:①前述干摩擦阻尼器的使用可以迅速衰减转子涡动,减少滚珠和内圈轨道间由动载荷带来的高应力作用时间;②增强润滑油管的润滑、冷却效果,保持涡轮端轴承润滑,降低热负荷,经实验验证,增大润滑油流量后,涡轮端轴承寿命得到明显延长;③在发动机结构设计阶段可在涡轮端支撑处加入热阻环节,从而降低此处的热流密度。



图8 轴承外圈

Fig. 8 Outer ring of the bearing



图9 轴承内圈

Fig. 9 Inner ring of the bearing

3.7 发动机喘振

喘振是叶轮机械常见故障,表现为压气机效率下降,压气机出口处流量降低,压力波动明显,并发出低沉而有节奏的气动噪声。本样机试车时,在70000~80000 r/min间出现过喘振。

总结故障原因为:①对于新制样机,往往因为叶轮设计存在缺陷(如叶片颤振导致的喘振),导致喘振发生。因此,叶轮设计应由叶型气动设计、结构强度校核、动力稳定性设计、结构优化设计等多学科结合完成。②随发动机运行时间的增加,压气机端温度会持续上升。此时,相对环境温度而言,压气机端成为高温热源,会产生一定程度的与进气流方向相反的逆流效应。此时,相对飞行状态下的进气流量,地面试车时的进气量会受到影响(影响程度视实验台具体条件而定),进而产生诱发喘振的倾向。

本机实验中,通过对叶轮重新进行结构优化,材料、工艺评估改进后,喘振现象不再出现,满足了地面试车阶段的要求。

3.8 电控程序可靠性

试车过程中,发动机所有相关的动作指令均有电控系统发出和管理。因此,电控程序可靠性对实验的顺利进行有着决定性作用。若程序稳定性、可靠性存在缺陷,可导致指令错误、发动机行为异

常,对排查方向产生误导,影响实验进度。

对于自制控制系统及程序,可利用相关仿真软件仿真,或在油泵实验台上验证电控喷油规律等手段进行考核。待确认其有效性、可靠性、稳定性后,再对样机进行实验。

3.9 其他影响因素

这里主要针对振动测试系统提出几点注意事项,以免测试过程中数据质量受到影响,进而对发动机振动水平、动力稳定性判断出现偏差。①测试过程中避免有外界振动输入系统,包括噪声、声振。杂频信号的混入会影响振动分析准确性,增加数据处理难度;②避免电磁干扰,电磁干扰会影响传感器准确性,导致测量数据不准确,或无法使用;③避免传感器线路摆动,保证测试数据准确性;④避免连接到发动机的各管路(油路、气路)出现振荡,影响系统运行状态。

4 结论

经某微型涡喷发动机地面试车实验研究,介绍了实验系统的搭建与配置,描述了实验中遇到的故障现象,分析了故障产生的原因,提出了解决措施,给出了措施验证结果。

从以上工作内容得出结论:①燃烧室结构影响点火可靠性、涡轮端零件热负荷、燃油燃烧完全程度等方面。因此,燃烧室设计、选型、优化工作,对发动机可靠性、安全性、寿命等方面有直接影响。②利用干摩擦阻尼器可以有效控制转子振动,增强转子系统高速状态下的稳定性。③国产压气机叶轮材料及关键零部件的焊接等加工工艺有待进一步提高。④涡轮端轴承热失稳是其主要失效形式,增强冷却、降低热负荷,是亟待解决的问题之一。⑤多次试车连续进行时,应及时排空发动机内积累的剩余可燃物,以保证实验安全。⑥样机试车前,须验证、优化电控程序,确保其可靠性和稳定性。⑦实验时尽量避免干扰源的存在,减少杂频信号混入测试系统,保证信号纯度和可信度。⑧减少供油管路流阻,管路设计尽量简短,排除管路中的气泡,定期检查传感器工作状态,有利于排除转速悬挂故障。⑨对压气机叶轮进行多学科综合设计、优化、评估,确保样机试车中不出现结构缺陷导致的喘振故障,以提高实验效率。

参考文献:

- [1] Chigier N, Gemci T. A review of micro propulsion technology[R]. AIAA 2003-670, 2003.

- [2] Epsteln A H. Milimeter-scale, MEMS gas turbine engines [R]. ASME GT-2003-38866, 2003.
- [3] Gerendas M, Pfister R. Development of a very small aero-engine [R]. ASME 2000-GT-0536, 2000.
- [4] 黄国平, 温泉, 李博, 等. 微型涡喷发动机顶层设计研究 [J]. 航空动力学报, 2003, 18(6): 832-838.
HUANG Guoping, WEN Quan, LI Bo, et al. Top level design of micro turbine jet engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 832-838. (in Chinese)
- [5] 陈巍, 杜发荣, 丁水汀, 等. 微型涡喷发动机转子系统设计 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 1171-1176.
CHEN Wei, DU Farong, DING Shuiting, et al. Design of rotor system for micro turbojet engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 1171-1176. (in Chinese)
- [6] 唐云冰, 罗贯火. 厘米级微型发动机转子系统分析 [J]. 航空发动机, 2005, 31(2): 20-23.
TANG Yunbing, LUO Guanhuo. Analysis of the rotor system of centimeter-level micro turbine engine [J]. Aero-engine, 2005, 31(2): 20-23. (in Chinese)
- [7] 张绍基. 航空发动机控制系统的研发与展望 [J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 375-382.
ZHANG Shaoji. A review of aeroengine control system [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 375-382. (in Chinese)
- [8] 刘源, 黄向华, 张天宏. 厘米级微型涡轮喷气发动机关键控制技术研究 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 480-484.
LIU Yuan, HUANG Xianghua, ZHANG Tianhong. Research on key control technology of micro turbine engine in centimeter size [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 480-484. (in Chinese)
- [9] 张天宏, 黄向华, 曹谦. 微型涡轮发动机控制系统仿真及台架试验 [J]. 推进技术, 2006, 27(5): 445-449.
ZHANG Tianhong, HUANG Xianghua, CAO Qian. Control system simulation and bed test form icro turbine engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(5): 445-449. (in Chinese)
- [10] 蒋世奇, 古天祥. 发动机关键参数测量与状态监测系统 [J]. 仪器仪表学报, 2005, 26(8): 406-408.
JIANG Shiqi, GU Tianxiang. Crucial parameter measurement and state monitoring system for aeroengine [J]. Chinese Jurnl of Scientific Instrument, 2005, 26(8): 406-408. (in Chinese)
- [11] Léonard O, Thomas J P, Borguet S. Ten years of experience with a small jet engine as a support for education [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2009, 131(1): 1-10.
- [12] Pratt D T. Mixing and chemical reaction in continuous combustion [J]. Progress in Energy and Combustion Science, 1976, 1(2-3): 73-86.
- [13] McManus K R, Poinso T, Candel S M. A review of active control of combustion instabilities [J]. Progress in Energy and Combustion Science, 1993, 19(1): 1-29.
- [14] Benini E, Giacometti S. Design, manufacturing and operation of a small turbojet-engine for research purposes [J]. Applied Energy, 2007, 84(11): 1102-1116.
- [15] Geels F W. Co-evolutionary and multi-level dynamics in transitions: the transformation of aviation systems and the shift from propeller to turbojet (1930-1970) [J]. Technovation, 2006, 26(9): 999-1016.
- [16] Tsai B J, Wang Y L. A novel Swiss-Roll recuperator for the microturbine engine [J]. Applied Thermal Engineering, 2009, 29(2-3): 216-223.
- [17] Dahl G, Suttrop F. Engine control and low-NO_x combustion for hydrogen fuelled aircraft gas turbines [J]. Journal of Hydrogen Energy, 1998, 23(8): 695-704.
- [18] Honnorat Y. Issues and breakthrough in the manufacture of turboengine titanium parts [J]. Materials Science and Engineering, 1996, 213(1): 115-123.
- [19] Witek L. Experimental crack propagation and failure analysis of the first stage compressor blade subjected to vibration [J]. Engineering Failure Analysis, 2009, 16(7): 2163-2170.
- [20] Braun E M, Lu F K, Wilson D R. Experimental research in aerodynamic control with electric and electromagnetic fields [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2009, 45(1-3): 30-49.
- [21] Donat W, Choi K, An W, et al. Data visualization, data reduction and classifier fusion for intelligent fault diagnosis in gas turbine engines [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130(4): 1-8.
- [22] Hannius O, Ring D, Karlsson J. Derivation of diagnostic requirements for a distributed UAV turbofan engine control system [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130(2): 1-11.
- [23] Kyriazis A, Mathioudakis K. Enhanced fault localization using probabilistic fusion with gas path analysis algorithms [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2009, 131(5): 1-9.