第 57 卷第 2 期 2025年4月 Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition)

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.02.017

静电传感器在航空发动机超转监控中的应用分析

郭家琛1. 左洪福2. 甄 博1. 张 异1

(1.中国民用航空适航审定中心,北京 100102; 2.南京航空航天大学民航学院,南京 211106)

摘要:航空发动机运行中可能发生超转事件,严重时会导致"非包容的高能碎片"的危害性后果。从航空发动机 适航审定对超转事件的安全要求切入,分析电子式超转保护系统对新型传感器的需求。基于某型号航空涡轴发 动机尾气静电监测探索性试验的实测信号开展了信号分析,分析结果显示静电传感器信号的频谱信息可以实时 动态跟踪转子转速。在75、210、420、630、840和1000kW6种输出轴功率工况的静电信号的频谱信息中均识别 出处于170~180 Hz间的动力涡轮转速及其倍频。所得结果表明静电传感器具备在航空发动机超转监控中的应 用潜力。

关键词:静电传感器;航空发动机;超转;适航审定;状态监测 中图分类号:V231.2 **文章编号:**1005-2615(2025)02-0361-10 文献标志码:A

Analysis on Application of Electrostatic Sensor in **Aero-engine Overspeed Monitoring**

GUO Jiachen¹, ZUO Hongfu², ZHEN Bo¹, ZHANG Gong¹

(1. Airworthiness Certification Center, Civil Aviation Administration of China, Beijing 100102, China; 2. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: Overspeed events may occur in the operation of aero-engines, which may lead to hazardous engine consequences of "uncontained high-energy debris". Based on the safety requirements of aero-engine airworthiness certification for overspeed events, this paper analyzes the requirements of electronic overspeed protection system for a new type of sensors. We analyze the measured signals of the exploratory test of exhaust electrostatic monitoring of a certain type of aero-turboshaft engine. The analysis results show that the spectrum information of the electrostatic sensor signal can dynamically track the rotor speed in real time. The power turbine speed between 170-180 Hz and its doubling frequency are identified in the spectrum information under six output shaft power conditions of 75, 210, 420, 630, 840 and 1 000 kW. The obtained results demonstrate that electrostatic sensor has potential applications in aero-engine overspeed monitoring. Key words: electrostatic sensor; aero-engine; overspeed; airworthiness certification; condition monitoring

中国现行有效的航空发动机适航审定规章 CCAR-33-R2《航空发动机适航规定》根据风险的 严酷程度将可能发生的失效后果分类,其中 CCAR 33.75g(2)条款对严酷等级最高的危害性后 果给出了明确定义[1]:航空发动机在实际运行中可 能出现超转事件,轮盘类转子质量过大且转速过

高,一旦发生超转容易产生较大的变形和离心力, 严重时会导致轮盘破裂,产生"非包容的高能碎片" 危害性后果。为保证航空发动机的安全,需从设计 上确保转子部件具有足够强度,在所有工况下不会 破裂。航空发动机结构失效包含"防错"和"容错" 两种设计理念,张弓等[2]提出的发动机结构审定基

收稿日期:2024-05-12;修订日期:2024-10-18

通信作者:郭家琛,男,工程师,E-mail:guojiachen_acc@caac.gov.cn。

引用格式:郭家琛, 左洪福, 甄博, 等. 静电传感器在航空发动机超转监控中的应用分析[J]. 南京航空航天大学学报(自 然科学版), 2025, 57(2): 361-370. GUO Jiachen, ZUO Hongfu, ZHEN Bo, et al. Analysis on application of electrostatic sensor in aero-engine overspeed monitoring[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2025, 57(2): 361-370.

本原理对此进行了详细论述,针对转子部件超转导 致轮盘破裂的失效设计属于"防错"设计,通过赋予 裕度的方式来防止失效发生。在针对轮盘破裂的 "防错"运行机制中,不仅需要通过强度设计使轮盘 具有破裂转速高于所有工况可能达到的最高转速 的强度储备来实现,而且需要有效的超转保护系统 配合。超转保护系统是转子系统在达到最终破裂 转速前的屏障,其作用是在转子发生一定程度超转 但距离最终破裂转速尚有一定裕度时采取作动以 防止轮盘发生破裂。除了常用于航空涡扇发动机 的香蕉叶片碰摩设计和常用于航空涡扇发动机的 整圈叶片脱落保护设计等纯机械式的结构保护手 段之外,航空发动机的电子控制系统也在其中起到 了举足轻重的作用,其超转保护系统被认为是最关 键的电子保障系统之一^[3]。

当前航空发动机主要采用全权限数字电子控 制(Full authority digital engine control, FADEC) 系统,其中超转保护系统实现了从传统机械液压式 向电子式的转变[4]。电子式超转保护系统的中枢 是发动机电子控制器(Engine electronic control, EEC),以双转子构型为例,EEC基于高、低转子转 速信号在极短的响应时间(往往是几百毫秒)内进 行逻辑判断以实现超转保护。然而电子式超转保 护系统目前仍有提升空间。已广泛机载化的转速 传感器主要采用磁电式传感器。磁电式传感器必 须以音轮作为附件,音轮往往安装于航空发动机前 部的机匣或外部齿轮箱上,通过传动链路与轴系相 连。它的原理是通过内部的永磁体感知由音轮引 起的磁场变化来测量转速,但是高温和高温度梯度 会极大影响磁场变化及永磁体自身特性。因此磁 电式传感器并不适用于高温场景,不耐高温的性质 也同样限制了磁电式传感器的安装位置。在大多 数工况下,当控制系统无故障时电子式超转保护系 统可以对其他失效模式引起的超转事件开展有效 的作动。但是,针对断轴引起的完全失去负载这类 特殊的失效模式,由于磁电式转速传感器无法安装 在高温气动站位处,电子式超转保护可能对相关构 型发动机在相关轴系上发生的断轴带来的完全失 去负载失效引起的超转无法采取有效作动。本文 不论述三转子发动机构型可能产生的特殊情况,以 传统双转子发动机构型为例,高压轴断轴使得轴系 完全失去负载后,压端会快速自动进入喘振,使涡 端失去加速动力源而自动降转,以避免轮盘破裂和 非包容的危害性后果。但是,和高压轴系不同,低 压轴系发生断轴使得轴系完全失去负载后,压端不 会快速自动进入喘振状态,位于前端的转速传感器 检测到压端转速下降,但涡端在高速气流冲击下在 很短时间内转速骤升,此时转速传感器无法正确感 知涡端的超转,若无其他机械式超转保护手段,轮 盘可能超转至破裂,导致非包容的危害性后果。开 发新型的不依赖于音轮附件及不受高温环境影响 的转速传感器对提升电子式超转保护的能力和边 界有较大意义。

静电传感器是一种原理新颖的传感器,其感应 原理是常见的静电感应现象,通过感知带电颗粒物 携带的电荷量直接监测航空发动机主流道气路和 润滑油路中存在的颗粒物本体,与基于物理量的二 次效应进行测量的振动、温度和压力等传统传感器 相比更为敏感。静电传感器因其优越的原理和巨 大的应用潜力被英国研究人员誉为实现全面预测 与健康管理(Prognostics and health management, PHM)的新工具^[5]。静电传感器在燃气轮机及航 空发动机领域的研究从20世纪70年代起步。尾 喷管排气物电荷量在发生故障前突变的现象被美 国空军偶然发现,并开展针对性试车并在领域内首 次探测到由转子-静子碰摩和异常烧蚀造成的尾喷 管排气物静电信号突变[6]。20世纪80和90年代, 英国 Stewart Hughes 公司进行了大量静电传感器 应用研究, Powrie 等^[7-11]工程师基于进气道碎屑监 测系统(Ingested debris monitoring system, IDMS) 和尾气碎屑监测系统(Exhaust debris monitoring system, EDMS)在斯贝发动机上开展了大量静电 监测台架试车,提出事件率(Event rate, ER)和活 动率水平(Activity level, AL)等静电时域特征来 描述电荷波动,成功监测到不同类型气路故障,验 证了静电传感器的可行性。最终美军将 IDMS 和 EDMS 整合到 F-35 战斗机的 F-135 航空涡扇发动 机健康管理系统中,实现了静电传感器在航空发动 机的首次机载化应用[12],并作为军事机密禁止向 中国出口。在气路静电传感器多年的技术积累下, Stewart Hughes公司从1994年开始和南安普顿大 学研究团队合作[13],将静电传感器用于探测润滑 油路磨屑,开展了磨损及表面接触试验[14-18]。近年 来该团队尝试将其他监测技术与静电传感器融合 以探测风电齿轮箱的磨损状态[19-20]。同时,意大利 CESI公司将英国在航空发动机气路静电监测的研 究成果应用于地面燃气轮机并将设备集成为产品 化的 ELMO 系 统^[21]。锡耶纳大学的 Addabbo 等[22-27]针对该领域内前期研究缺乏的测量系统频 响特性和运动颗粒测量响应进行了充分的理论 分析。

国内在静电监测的研究起步较晚,为打破国外 技术垄断,南京航空航天大学左洪福教授团队从 21世纪初开始了技术攻关。文振华等[28]搭建了故 障模拟实验台并分析了静电传感器的基本原理和 降噪方法。李耀华等[29-30]针对转子-静子碰摩故障 开展了模拟实验,研究了碰摩故障识别方法,开展 了国内首个某型号航空涡轴发动机静电监测探索 性试车试验,基于ER和AL等参数对静电信号进 行了时域分析。刘鹏鹏等[31-34]在某型号航空涡喷 发动机试车试验中成功探测到积碳和滑油泄漏造 成的静电信号异常波动。付宇[35]对进气道环状静 电传感器开展了感应原理分析和实验研究。Guo 等[36-38]和钟志荣等[39-40]分析了航空发动机气路棒 状和环状静电传感器感应电荷脉冲波形的影响因 素并在此基础上开展了阵列式静电监测理论和实 验研究。姜衡等[41]首次将静电监测用于叶尖径向 间隙测量,提出理论模型并开展了验证。Liu等[42] 于实际静电试车信号完成了信号降噪方法的研究。

与磁电式传感器相比,静电传感器无需音轮作 为附件,且静电传感器的核心传感部件是耐高温金 属探极,具有耐高温特性,安装位置具有很大的灵 活性,具有很高的应用潜力,但目前尚无研究分析 静电传感器在航空发动机超转监控中的应用。本 文基于某型号航空涡轴发动机尾气静电监测探索 性试车试验的实测静电信号进行了信号分析,从频 域分析的角度报道了静电传感器对转子转速信号 跟踪识别的能力,展望了未来在该技术领域需要解 决的关键技术难题和发展趋势。

1 航空发动机尾气静电监测原理

1.1 航空发动机气路静电监测系统架构

航空发动机气路静电监测系统包含 IDMS 和 EDMS两大子系统,其核心探测元件分别位于发 动机的进气道和尾喷管,它们独立运行并实时监 控。在Powrie等^[12]提出的系统架构中,IDMS的核 心探测元件是安装于进气道机匣内侧的两个环状 静电传感器,用于探测被吸入进气道的外来异物 (Foreign object, FO)。两个环状金属探极间隔一 定距离,通过双脉冲信号估算FO的运动速度,进 气道机匣被视作探极的屏蔽罩,探极和机匣内表面 之间通过绝缘层分隔。EDMS 的核心探测元件是 插入尾喷管机匣上的棒状静电传感器,用于探测在 主流道气路内部生成并随尾气排出的带电颗粒物, 棒状传感器的金属屏蔽罩外壳和尾喷管机匣固定 连接形成等势体,用于探测尾气颗粒物带电量的金 属棒状探头和传感器的金属屏蔽罩外壳之间通过 绝缘层隔开。由于尾喷管的气流温度比进气道的 气流温度高很多,棒状静电传感器金属探头往往采 用耐高温的镍基合金材料。

IDMS环状探极和EDMS棒状探极捕获到的 颗粒物携带的电荷信号通过信号调理电路的处理 后输入到EEC的故障诊断模块,为航空发动机的 控制决策提供输入信息。由IDMS和EDMS组成 的航空发动机气路静电监测系统架构示意图如图 1所示。



Fig.1 Configuration of aero-engine gas path electrostatic monitoring system

1.2 航空发动机尾气静电传感器

尽管环状静电传感器探极和棒状静电传感器 探极的外形不同,但它们的感应原理均为静电感 应。本文所述台架试验采用的是尾气静电传感器, 即图1所示的EDMS棒状静电传感器,棒状静电传 感器金属探极的感应原理如图2所示。当航空发 动机尾喷管尾气排出物携带的带电颗粒物随气流 向后流过棒状金属探极时会在棒状探极表面形成 与颗粒物带电量极性相反的电荷,打破探极原有的 平衡电势,移动的带电颗粒物在棒状探极内部激发 出感应电流,最终形成棒状探极的感应电荷脉冲信 号。针对棒状静电传感器的感应原理解析及相关 影响因素分析可详见文献[36]。



2 试验台架及试车程序

2.1 试验台架

文献[30]记录了在某型号航空涡轴发动机进行的 200 h 寿命考核试车期间开展的尾气静电传 感器台架试车试验。试验中一个棒状静电传感器 被安装于该航空发动机的尾喷管后部,如图 3 所示。



图 3 试验用静电传感器 Fig.3 Electrostatic sensor for test rig

作为国内首次成功完成的尾气静电监测试车 试验,该试验具有开拓性的工程实践意义,为后续 静电监测台架试车试验打下了基础。

该试验中使用的某型号航空涡轴发动机为设 计功率为1000kW级的涡轴发动机,属于航空发 动机常见的双转子构型,其核心转子系统由燃气发 生器和动力(自由)涡轮及其动力输出装置组成。 燃气发生器排出的高温高能燃气驱动动力涡轮做 功,测功机对动力涡轮输出的轴功率进行测量。该 试车试验台架总体方案如图4所示。由图4可知, 该型号航空涡轴发动机通过结构对称分布的两个



尾喷管排出尾气。由于本试验是探索性试车试验, 考虑到该航空涡轴发动机本身正在进行的200h 寿命考核试车任务,尾气棒状静电传感器并没有严 格地插入尾喷管排气机匣内部,而是被安装在其中 一个尾喷管出口后方不远的位置。尾喷管中的尾 气可以在排出后不久经过棒状静电传感器,以尽可 能多地感知探测随尾流排出的带电颗粒物。

值得强调的是,由于该试验是在十几年前开展 且是国内首次开展的跨越较长时间间隔的静电监 测试车探索性试验,因此试验中使用的数据采集设 备并不完善,静电信号采集系统的硬件组成中并没 有电荷放大器,即棒状探极上感应到的静电信号直 接通过信号线输出到采集卡进行记录。没有电荷 放大器调整的等效测量电路示意图如图5所示,图 中*R*为等效电路中等效电阻阻值,*C*为等效电路中 等效电容值,*Q*为感应电荷量,*U*为当前*t*时刻传感 器输出的电压信号,其输出电压和感应电荷之间的 拉式变换关系为

$$U(s) = \frac{R \cdot sQ(s)}{RCs + 1} \tag{1}$$

式中:U(s)为输出电压的拉氏变换;Q(s)为感应电荷的拉氏变换。



Fig.5 Equivalent circuit of electrostatic sensor

当*RCs*≪1时,输出电压为

$$U(t) = R \cdot Q'(t) \tag{2}$$

式中Q'(t)为t时刻棒状探极感应电荷量的导数。 如图5和式(2)所示,由于输出的是电压信号,所以 实际上该静电监测试车试验中采集到的静电监测 原始信号反映的是气路棒状探极感应电荷信号的 微分,即棒状探极上原始感应电荷波形的变化速 率。将该试车试验中原始静电采集信号进行积分 才能得到棒状探极上的感应电荷信号。

由于本文分析主要针对信号的频域进行频谱 分析,并不涉及电荷分析,因此有无安装电荷放大 器并不影响分析结果。但是这一问题值得未来开 展静电监测试车试验数据分析时重视。

2.2 试车程序

每次试车被称为一个试车循环,根据试车试验 大纲要求,每次试车循环都采用有效时长为1h的 标准操作程序。该试验总共包含200个试车循环。 试验中,第1次到第85次试车循环中并未安置尾气 棒状静电传感器。首次被安装在2.1节所述位置 的时间是第86次试车循环,此后尾气静电传感器 一直随整体的寿命考核任务搭载到最后的第200 次试车循环。因此本试验总共采集了115次试车 循环的静电监测试车实测数据。在每个时长1h的 试车中,输出轴功率变化过程如图6所示。





由图 6 可知,试车程序按时间顺序依次分为14 个稳定运行工况,以让该型号航空涡轴发动机分别 在 75、210、420、630、840和1000kW 6种稳定的输 出轴功率下运行。考虑到相应的试车谱编制原则 和方法,14个阶段的轴功率先后顺序为75kW→ 210kW→1000kW→840kW→630kW→420kW→ 840kW→630kW→420kW→1000kW→210kW→ 1000kW→210kW→75kW。

在每次1h的试验循环里,尾气静电信号采集 系统均早于试车开启信号采集,晚于试车停止信号 采集,以保证静电信号的采集涵盖了每次1h试车 循环中的全部14个输出轴功率工况。因此在开展 静电信号分析之前会将开头和结尾段的无用信号 去除,仅保留与1h试车时间完全对应的静电信 号。在该试验中,静电监测系统的硬件具体包括: 气路棒状静电传感器、电磁屏蔽作用良好的信号传 输线、数据采集卡、静电监测信号采集软件(Lab-VIEW软件开发,采样率为2kHz)和计算机。

3 试验数据分析

3.1 典型试车循环中的原始静电信号

总共115次试车循环中航空发动机的性能状态一定是不同的。随着时间的不断推进,主流道气路内部的叶片出现烧蚀,不可避免的轻微尺寸增长

带来的转子-静子刮擦导致磨损,相关结构部件的 高周和低周疲劳都在不断累积,燃烧室的燃烧性能 也在不断退化。但是,对较短时间(单次试车循环) 内的尾气静电监测信号分析,可认为发动机燃烧性 能几乎没有下降。作为第86次至第200次试车循 环的总共115个试车循环中的典型,第143次试车 循环下采集到的静电监测原始时域信号与输出轴 功率的对比如图7所示。



Fig.7 Contrast between output shaft power and original electrostatic signal of No.143 test

动力涡轮轴的输出轴功率反映了燃料供应量 的变化。燃料供应量直接影响燃烧室燃烧产生的 碳烟颗粒物。发动机主流道气路内的碳烟颗粒是 气路带电颗粒物中最主要的构成成分,直接影响气 路内部带电颗粒物整体的静电电荷基线水平。因 此燃料供应量直接影响静电信号幅值大小。如图 7所示,在试车循环中的起始和结束阶段(即75kW 工况下),燃料并没有得到充分燃烧。静电信号幅 值在试车谱第1阶段和第14阶段轴功率工况下静 电信号幅值过大,因为大量未经充分燃烧的油滴随 尾气排出。在除了75kW之外的其他5个输出轴 功率的运行工况下,燃料在燃烧室内可以得到比较 充分的燃烧,静电信号的幅值保持稳定,且与燃料 供应之间保持很强的相关性。

3.2 信号频域分析

尽管文献[30]针对试车循环采集到的原始静 电信号开展了基于AL和ER等参数的时域特征分 析,但并没有对信号开展详细的频域分析,文中仅 开展了简单的轴频分析,并没有获得有价值且具有 可解释性的分析结论。因此实测试车静电信号中 蕴含的频谱信息并没有被有效地深入挖掘。本节 继续选择第143次试车循环下的实测尾气静电信 号数据作为典型开展静电信号的频谱分析。

对第143次试车全部6种稳定工况下的原始实测静电信号进行快速傅里叶变换(Fast Fourier transform, FFT),计算结果如图8所示。



Fig.8 FFT results of six stable conditions of No.143 test

由图8可知,单次试车循环中,不同输出轴功 率工况下的实测静电信号的频谱信息展现了很强 的一致性,所有6种稳定工况下静电信号蕴含的频 谱信息是完全一致的。在静电信号的频谱分布中, 不同输出轴功率工况下的静电监测信号均在 170~180 Hz间的某相同频率值处出现峰值,且其 倍频信息在频谱图中非常明显。该航空涡轴发动 机的转子包括燃气发生器和动力涡轮两部分,在试 验中静电传感器的安装位置距离动力涡轮很近。 对于涡轴发动机而言,燃气发生器的转速随燃料供 应而变化,然而用于输出轴功率的动力涡轮的转速 在试验期间是保持恒定的,这是典型涡轴发动机控 制策略。在试车循环中,该涡轴发动机的动力涡轮 的转速 N。稳定在 170~180 Hz 间的频率值不变。 动力涡轮的旋转是典型的周期运动,周期运动的频 谱会产生显著的倍频,因此在频谱中170~180 Hz 间的频率值及其倍频反映了涡轴发动机动力涡轮 的转子转速信息。图8所示的全部6种工况下的频 谱信息中展现的倍频规律符合涡轴发动机的动力 涡轮转速实际情况。该结果和文献[43]的结果互 相验证,即转子的旋转运动作用在颗粒物上时,颗 粒物的静电信号会蕴含着转子的转速信息。

图8所示的频域分析结果表明静电信号的频 域信息可以实时动态跟踪航空发动机转子的转速 信息。尽管此次试车只是在普通的寿命考核试验 中开展的,没有在试验中刻意模拟超转事件,仅靠 此次的试验数据不能说明静电传感器具备监控超 转事件的能力,但其体现了静电传感器在航空发动

机超转监控中的应用潜力,且与已经广泛采用的磁 电式传感器相比具有一定优势。主要体现在静电 传感器的安装位置具有很大的灵活性,相比磁电式 传感器具有更多的布局可能。传统的 EDMS 棒状 传感器安装于尾喷管,棒状静电传感器结构外形和 热电偶温度传感器十分类似,且棒状探极可采用镍 基合金材料。该材料耐高温,具备取代发动机气路 不同气动站位热电偶温度传感器中的一支或多支 的潜力。由于依赖音轮及不耐高温的限制,磁电式 传感器往往安装于发动机前部的机匣或齿轮箱上, 而棒状静电传感器布局的灵活性可以使得其根据 适航需求和设计需要安装在不同气动站位的机匣 上。将棒状探极插入气路内部实时感测不同气动 站位发动机气路颗粒物携带的静电荷水平变化,可 以弥补磁电式传感器安装位置受限的不足。

为了对比数据结果在不同试车循环中的分散 性,选择第145次试车和第147次试车中的6种工 况开展FFT分析,结果如图9和图10所示。

由图9、10可知,第145次和第147次试车中不 同输出轴功率工况下的实测静电信号频谱信息中 N.及其倍频在频谱图中依然可以很清晰地展现, 且不随工况变化而变化,和第143次试车的分析结 果一致。但是值得强调的是,第145次和第147次 试车中信号频谱分析获得的N。具体数值和第143 次试车的N。数值有一定差异,这可能是不同试车 循环中试车程序操作的差异造成的,也可能是不同 试车中静电信号差异性或测量系统及外部环境干 扰引起的,尽管数值上的差异比较小,但是这一频



Fig.10 FFT results of six stable conditions of No.147 test

谱分析结果的分散性与电子式超转保护系统的控制精度及控制策略息息相关,需要在未来的研究中进行深入的分析和讨论。

4 结 论

本文从航空发动机适航审定中对超转事件的 安全要求切入,分析了电子式超转保护系统在底层 传感器数据获取方面的需求,介绍了航空发动机气 路静电监测原理并基于某型号航空涡轴发动机的 探索性静电试车试验实测信号开展了信号分析。 频谱分析结果表明,静电传感器信号的频域信息可 以实时动态反映转子转速情况,具备在航空发动机 超转事件监控中的应用潜力。但是本文仅仅是针 对静电传感器在这一新颖应用领域的初探,此问题 尚存在大量亟待攻克的难点,具体可以总结为如下 几点:

(1)本文所得的静电信号频谱分析结果仅能证 明静电传感器具备动态跟踪反映转子转速的能力, 具备监控超转事件发生的潜力。要想充分证明静 电传感器监控探测超转事件的能力,需要在特定的 试验中开展超转事件模拟,针对涡扇发动机等更多 类型的航空发动机开展静电试车试验,以进一步证 明静电传感器监测的适用性并扩展其应用范围。 未来可充分发挥静电传感器安装布局位置的灵活 性,分析静电传感器实测信号,深入了解其对转速 快速变化的跟踪能力。

(2)本文试验是基于航空涡轴发动机开展的, 在静电信号的频谱信息中清晰反映了恒定不变的 动力涡轮转速的倍频信息。但是对于变化的燃气 发生器转速并不能给出定量的结论,针对燃气发生 器转速的跟踪能力需要进一步针对静电信号应用 无转速信息的阶次跟踪技术开展分析。

(3)未来需要详细对比磁电式传感器和静电传感器在转速监控方面的优劣。需要从传感器频率响应特性和时间分辨率的角度展开详细分析,以充分对比两种传感器在超转事件发生时的响应时间。

(4)未来需要针对频谱分析的分散性进行更为 深入的研究,深入分析诸如人为因素、静电信号影 响、测量系统硬件干扰和外部环境影响等因素对频 谱分析的干扰作用。

参考文献:

- [1] 易阳.基于贝叶斯网络的发动机"安全分析"条款验证 方法研究[D].南京:南京航空航天大学,2022.
 YI Yang. Research on compliance demonstrating method for CCAR33.75 "safety analysis" of aircraft engines based on Bayesian network[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2022.
- [2] 张弓,何歆,冯建文,等.发动机结构审定的基本原 理及其应用[J].航空动力学报,2023,38(8):2034-2041.

ZHANG Gong, HE Xin, FENG Jianwen, et al. Principle and application of engine structure certification [J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(8): 2034-2041.

- [3] 郭迎清,李睿,薛薇.航空发动机状态监控系统研究
 [J].航空发动机,2010,36(5):39-43.
 GUO Yingqing, LI Rui, XUE Wei. Study on aeroengine condition monitoring system[J]. Aeroengine, 2010, 36(5): 39-43.
- [4] 陈君伟.航空发动机超转保护系统适航符合性研究
 [J].燃气涡轮试验与研究, 2016, 29(6): 56-60.
 CHEN Junwei. Compliance with pertinent regulations for aero-engine overspeed protection system[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2016, 29(6): 56-60.
- [5] FISHER C E. Gas path debris monitoring—A 21st century PHM tool [C]//Proceedings of 2000 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, USA: IEEE, 2000:

441-448.

- [6] COUCH R P. Detecting abnormal turbine engine deterioration using electrostatic methods[J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(10): 692-695.
- [7] POWRIE H, MCNICHOLAS K, POWRIE H, et al. Gas path monitoring during accelerated mission testing of a demonstrator engine[C]//Proceedings of the 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Seattle, USA: AIAA, 1997: 2904.
- [8] POWRIE H E G, WORSFOLD J. Gas path debris monitoring for heavy-duty gas turbines—A pilot study [C]//Proceedings of IDGTE Gas Turbine Symposium. [S.l.]: [s.n.], 2001: 168-179.
- [9] POWRIE H E G, FISHER C E. Monitoring of foreign objects ingested into the intake of a gas turbine aero-engine[C]//Proceedings of International Conference on Condition Monitoring. Swansea, UK: [s.n.], 1999: 175-190.
- [10] POWRIE H E G, FISHER C E. Engine health monitoring: Towards total prognostics[C]//Proceedings of 1999 IEEE Aerospace Conference. Snowmass, USA: IEEE, 1999: 11-20.
- [11] NOVIS A, POWRIE H. PHM sensor implementation in the real world—A status report[C]//Proceedings of 2006 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, USA: IEEE, 2006: 1-9.
- [12] POWRIE H, NOVIS A. Gas path debris monitoring for F-35 Joint Strike Fighter propulsion system PHM
 [C]//Proceedings of 2006 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, USA: IEEE, 2006: 8.
- [13] POWRIE H, WANG L, WOOD R. Electrostatic monitoring of tribo-contacts: Then and now[C]//Proceedings of the 1st World Congress on Condition Monitoring(WCCM 2017). London, UK: [s.n.], 2017.
- [14] TASBAZ O D, WOOD R J K, BROWNE M, et al. Electrostatic monitoring of oil lubricated sliding point contacts for early detection of scuffing[J]. Wear, 1999, 230(1): 86-97.
- [15] WANG L, WOOD R J K, HARVEY T J, et al. Wear performance of oil lubricated silicon nitride sliding against various bearing steels[J]. Wear, 2003, 255 (1/2/3/4/5/6): 657-668.
- [16] WOOD R J K, RAMKUMAR P, WANG L, et al. Electrostatic monitoring of the effects of carbon black on lubricated steel/steel sliding contacts[M]//Life Cycle Tribology. Amsterdam, The Neatherlands: Elsevier, 2005: 109-121.
- [17] BOOTH J E, NELSON K D, HARVEY T J, et al. The feasibility of using electrostatic monitoring to identify diesel lubricant additives and soot contamination interactions by factorial analysis[J]. Tribology Interna-

tional, 2006, 39(12): 1564-1575.

- [18] CRAIG M, HARVEY T J, WOOD R J K, et al. Advanced condition monitoring of tapered roller bearings: Part 1[J]. Tribology International, 2009, 42(11/12): 1846-1856.
- [19] ESMAEILI K, ZUERCHER M, WANG L, et al. Advanced signal processing techniques for wind turbine gearbox bearing failure detection[C]//Proceedings of the 1st World Congress on Condition Monitoring. London, UK: International Society for Condition Monitoring, 2017.
- [20] ESMAEILI K, ZUERCHER M, WANG L, et al. A study of white etching crack bearing failure detection using electrostatic sensing in wind turbine gearboxes[J]. International Journal of Condition Monitoring, 2018, 8(3): 82-88.
- [21] LAPINI G L, ZIPPO M, TIRONE G. The use of electrostatic charge measurements as an early warning of distress in heavy-duty gas turbines[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2001: Power for Land, Sea, and Air. New Orleans, USA: [s.n.], 2014.
- [22] ADDABBO T, FORT A, MUGNAINI M, et al. Theoretical modeling of an electrostatic gas-path debris detection system with experimental validation [C]//Proceedings of 2015 IEEE Sensors Applications Symposium (SAS). Zadar, Croatia: IEEE, 2015: 1-5.
- [23] ADDABBO T, FORT A, GARBIN R, et al. Theoretical characterization of a gas path debris detection monitoring system based on electrostatic sensors and charge amplifiers[J]. Measurement, 2015, 64: 138-146.
- [24] ADDABBO T, FORT A, MUGNAINI M, et al. Multisensor electrostatic detection of moving charged particles[C]//Proceedings of 2016 IEEE Sensors Applications Symposium (SAS). Catania, Italy: IEEE, 2016: 1-6.
- [25] ADDABBO T, FORT A, MUGNAINI M, et al. A smart measurement system with improved low-frequency response to detect moving charged debris[J].
 IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2016, 65(8): 1874-1883.
- [26] ADDABBO T, FORT A, MUGNAINI M, et al. Automated testing and characterization of electrostatic measurement systems for the condition monitoring of turbo machinery[C]//Proceedings of 2016 IEEE Metrology for Aerospace (MetroAeroSpace). Florence, Italy: IEEE, 2016: 271-275.
- [27] ADDABBO T, FORT A, MUGNAINI M, et al. Measurement system based on electrostatic sensors to detect moving charged debris with planar-isotropic ac-

curacy[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2019, 68(3): 837-844.

- [28] 文振华, 左洪福, 李耀华. 气路颗粒静电监测技术及 实验[J]. 航空动力学报, 2008, 23(12): 2321-2326.
 WEN Zhenhua, ZUO Hongfu, LI Yaohua. Gas path debris electrostatic monitoring technology and experiment[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23 (12): 2321-2326.
- [29] 李耀华, 左洪福. 碰摩故障静电监测方法及模拟实验
 [J]. 航空学报, 2010, 31(6): 1156-1163.
 LI Yaohua, ZUO Hongfu. Method for rub fault detection based on electrostatic technique: Model and simulated experiments[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(6): 1156-1163.
- [30] 李耀华, 左洪福, 刘鹏鹏. 某型航空涡轮轴发动机尾
 气静电监测探索性实验[J]. 航空学报, 2010, 31
 (11): 2174-2181.
 LI Yaohua, ZUO Hongfu, LIU Pengpeng. Gas path

electrostatic monitoring of turbo-shaft engine: An exploratory experiment[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(11): 2174-2181.

[31] 刘鹏鹏, 左洪福, 孙见忠, 等. 气路静电监测技术在 涡喷发动机试车中的应用[J]. 中国机械工程, 2013, 24(20): 2758-2763, 2790.

LIU Pengpeng, ZUO Hongfu, SUN Jianzhong, et al. Research on gas path electrostatic monitoring technology being used in a new turbojet engine[J]. China Mechanical Engineering, 2013, 24(20): 2758-2763, 2790.

[32] 刘鹏鹏, 左洪福, 付宇, 等. 涡喷发动机尾气静电监测及气路故障特征[J]. 航空动力学报, 2013, 28
(2): 473-480.

LIU Pengpeng, ZUO Hongfu, FU Yu, et al. Exhaust gas electrostatic monitoring and gas path fault feature for turbojet engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(2): 473-480.

 [33] 刘鹏鹏, 左洪福, 孙见忠, 等. 涡喷发动机气路滑油 泄漏故障在线监测研究[J]. 仪器仪表学报, 2012, 33 (11): 2601-2607.

LIU Pengpeng, ZUO Hongfu, SUN Jianzhong, et al. Study of on-line monitoring of lubricating oil leakage in turbojet engine gas path[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2012, 33(11): 2601-2607.

- [34] LIU P P, ZUO H F, SUN J Z. The electrostatic sensor applied to the online monitoring experiments of combustor carbon deposition fault in aero-engine[J].
 IEEE Sensors Journal, 2014, 14(3): 686-694.
- [35]付字.航空发动机进气道静电传感器理论与实验研究[D].南京:南京航空航天大学,2014.
 FU Yu. Theoretical and experimental study on electrostatic sensor of aero-engine inlet[D]. Nanjing: Nan-

jing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.

- [36] GUO J C, ZUO H F, JIANG H, et al. Numerical analysis and experimental verification of the induced waveform characteristics for aeroengine gas path debris electrostatic sensor[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2021, 235(13): 1854-1867.
- [37] GUO J C, ZUO H F, ZHONG Z R, et al. Foreign object monitoring method in aero-engines based on electrostatic sensor[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 123: 107489.
- [38] GUO J C, ZHONG Z R, JIANG H, et al. Identification methods of charged particles based on aero-engine exhaust gas electrostatic sensor array[J]. Science Progress, 2021, 104(2): 368504211023691.
- [39] ZHONG Z R, ZUO H F, GUO J C, et al. Research on estimation method of information of multiple charged particles using electrostatic sensor array[J]. Progress in Electromagnetics Research C, 2021, 115: 127-144.
- [40] 钟志荣, 左洪福, 郭家琛, 等. 基于阵列式静电传感 器的颗粒带电量估计方法[J]. 仪器仪表学报, 2020, 41(7): 80-90.

ZHONG Zhirong, ZUO Hongfu, GUO Jiachen, et al. An estimation method of particle charge based on array electrostatic sensors[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2020, 41(7): 80-90.

[41] 姜衡, 左洪福, 郭家琛, 等. 航空发动机叶尖径向间 隙静电监测方法[J]. 航空动力学报, 2021, 36(3): 466-476.
JIANG Heng, ZUO Hongfu, GUO Jiachen, et al. Electrostatic monitoring method for blade tip radial clearance of aero-engine[J]. Journal of Aerospace

Power, 2021, 36(3): 466-476.

- [42] LIU Q, ZUO H F, GUO J C, et al. De-noising method of aero-engine gas path electrostatic signal based on sparse representation[C]//Proceedings of 2020 IEEE 2nd International Conference on Civil Aviation Safety and Information Technology. Weihai, China: IEEE, 2020: 699-703.
- [43] GUO J C, ZUO H F, ZHONG Z R, et al. Simulated experiments of rotor-stator interaction rubbing and sand ingestion fault based on aero-engine electrostatic sensor[C]//Proceedings of 2021 Global Reliability and Prognostics and Health Management (PHM-Nanjing). Nanjing, China: IEEE, 2021: 1-5.

(编辑:张蓓)