

某型航空涡扇发动机静电传感器 机载化监测实验

殷逸冰¹, 左洪福¹, 付 宇², 刘宸宁¹, 冒慧杰¹

(1. 南京航空航天大学 民航学院, 南京 211106;

2. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300)

摘 要: 设计了一种特定尺寸的静电传感器, 并将其装配在涡扇发动机低压涡轮出口附近的尾喷管管壁, 以民用涡扇发动机为静电传感器载体及监测对象开展静电监测实验. 以一个完整性能试车过程为周期, 采集周期内的尾气静电信号, 进一步对静电信号和发动机性能参数进行数据对比分析, 同时对测试过程中异常状态下活动率水平(AL)和负事件率(NER)进行计算. 实验验证了航空发动机静电监测技术具备机载化的可行性, 实验结果表明: 正常状态下静电信号电压幅值大小约为 5 mV, 静电水平跟随运行功率变化并呈正相关性; 静电传感器对尾气中存在的异常颗粒具有良好的监测效果, 在发动机富油状态下静电信号的活动率水平和负事件率分别达到 14 pC 及 8%.

关 键 词: 涡扇发动机; 静电监测; 传感器; 尾气; 特征参数

中图分类号: V231.25

文献标志码: A

Experiment on electrostatic sensors airborne monitoring of a turbfan aero-engine

YIN Yi-bing¹, ZUO Hong-fu¹, FU Yu², LIU Chen-ning¹, MAO Hui-jie¹

(1. College of Civil Aviation,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;

2. Institute of Aviation Engineering,

Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: A kind of electrostatic sensor with specific size was designed and assembled on exhaust nozzle in wall of turbfan engine nearby the low pressure turbine, and the civil turbfan engine was served as electrostatic sensor carrier and monitoring object in exhaust electrostatic monitoring experiment. The whole performance test process was taken as test period, and exhaust electrostatic signal was fully acquired during the test period. Data processing and contrastive analysis of electrostatic signal data and aero-engine performance parameters were taken, meanwhile the activity level (AL) and negative event rate (NER) of abnormal signal in the test period were calculated, and reason of the abnormality was analyzed. This experiment verified the feasibility of airborne installing for electrostatic monitoring technology. Results show that, the electrostatic signal is about 5mV in normal condition, electrostatic level changes with the operating power and has an obvious positive correlation trend; electrostatic sensor has great effects on monitoring abnormal particle in exhaust,

收稿日期: 2015-03-12

基金项目: 国家自然科学基金与中国民航联合资助基金重点项目(60939003); 国家自然科学基金(61179056); 航空科学基金(2013ZB52029)

作者简介: 殷逸冰(1992—), 男, 安徽宣城人, 博士生, 主要从事航空发动机状态监控及故障诊断方面的研究.

the AL and NER can reach 14 pC and 8% in fuel-rich combustion condition.

Key words: turbofan engine; electrostatic monitoring; sensor; exhaust; feature parameter

航空发动机是飞机的心脏部位,为飞机提供动力源泉.因此对航空发动机进行在线健康状态监测关系到飞机的可靠性和安全性,也是航空发动机故障预测与健康管理的(prognostics and health management, PHM)的基础研究之一^[1-3].相关资料表明,航空发动机总体故障中有九成以上是气路部件发生故障导致,原因是发动机气路部件通常都在高温、高应力的恶劣环境下工作,往往容易发生关键气路部件失效的情况或存在潜在失效的情况.

传统的航空发动机气路在线监测技术主要包括转子振动监测与发动机性能参数监测等监控方法,但传统状态监测方法的弊端在于其不具备一定故障预警能力,往往只有当发动机部件已经失效或接近失效边界时,部件故障征候才能在监测信息中反映出来.20世纪70年代,气路静电监测技术因其被发现具备一定的故障预警能力而成为国外航空发动机状态监控的研究热点.这项技术是通过实时监测发动机气路电荷水平的变化情况,来达到提供初始故障的早期预警的目的,为发动机叶片-机匣碰摩、积碳、掉块、烧伤类故障等气路部件故障进行实时状态监测和故障诊断,能够为发动机健康管理提供一种全新的理论方法和技术手段^[4-6].

美国学者 Fisher^[7-9]开始使用静电传感器对船用燃气轮机的工况进行初步探索性监测,并研究了燃气轮机工况与所测静电信号的对应关系.从90年代开始,Novis 和 Powrie^[10-11]开始对静电监测技术在航空发动机上的应用开展一系列实验研究,并进一步研制了对发动机气路带电颗粒进行监测航空发动机综合静电检测系统,包括发动机损伤监测系统和吸入物监测系统,两套系统成功运用于某型联合歼击机的发动机健康管理系统中.文献^[10-11]详细介绍了发动机损伤监测系统的使用安装方法与监测实验,对静电信号处理方法进行研究,提出了静电信号的特征参数提取方法并对系统验证实验的结果进行分析.由于静电监测技术不作为出口技术,后续没有文献报道其相关应用.南京航空航天大学航空安全与保障技术研究所对航空发动机气路静电监测技术开展

全方位探究,文振华等^[12-14]对静电传感器进行了设计优化,并将其搭载于气路静电模拟实验台进行系列模拟验证实验;刘鹏鹏等^[15-17]开展对某型航空涡轴发动机气路静电监测的验证实验,初步验证了气路静电监测方法的可行性;Fu 等^[18-19]开展小型涡喷发动机的在线静电监测研究,并利用静电信号检测到发动机滑油泄露等故障.

民用航空涡扇发动机对可靠性和安全性的要求极高,其气路部件的故障也是其常见的故障种类,针对大型民用航空涡扇发动机的静电监测探索实验在国外及国内都鲜见诸报道.本文通过特定设计尺寸的静电传感器,将其并安装于某型涡扇发动机尾喷管涡轮出口截面后的尾喷管管壁,以民用涡扇发动机为对象开展静电监测实验.与之前的实验研究相比,本研究中静电传感器实现完全嵌入式安装,可以准确反映所监测位置的原始气路静电信号.通过本次实验,为气路静电监测在民航发动机的应用研究提供数据支撑和研究依据.

1 气路静电监测技术原理

1.1 气路静电监测原理

带电的颗粒与导体靠近,由于带电颗粒在周围产生电场,使导体内部的电子产生流动,当电荷颗粒经过静电传感器探极附近,导致传感器探极内部的电子重新分布以平衡位于附近的电荷,进而传感器会生成感应电动势.这一过程中带电颗粒与传感器之间并没有电荷的交换,电荷是由静电感应产生的.一旦带电颗粒离开传感器附近,传感器内部的电子将重新恢复到自然平衡状态,感应电压恢复至零.

在正常情况下,传感器输出的感应电压会维持在一个正常的水平波动,当发动机故障产生的很多带电颗粒后,会使金属探极处于较强电场强度的环境下,因此会输出异常电压信号,如图1所示.通常处于正常工况下的发动机尾气中碳烟颗粒的粒径较小,因此静电监测信号处于稳定波动状态.而当发动机处于异常工作状态或者发生了气路部件故障(如碰摩、掉块)时,尾气颗粒中则会包含尺寸较大的颗粒物,当这些异常颗粒产生后,

通常会因为摩擦或电子吸附作用而带上异常量值电荷,静电传感器则能够监测到异常电荷变化,从而对发动机的气路状态进行判断。

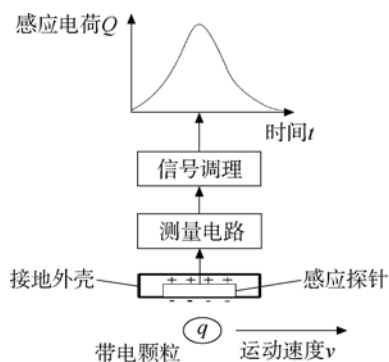


图1 静电传感原理

Fig. 1 Principle of electrostatic sensing

1.2 静电传感器物理感应模型

静电传感器的物理测量模型如图2所示,高速气流是静电传感器一个重要的工作环境,高速气流中夹杂着许多大小不一、带电量不尽相同的带电颗粒,这些带电颗粒将会被静电传感器探测到。在探测过程中,静电传感器获取经过探测空间的所有带电颗粒的带电情况,探针上的感应电荷经过信号检测电路模块(测量电路)经过信号电缆输出电压信号,传感器探针与传感器外壳之间填充了绝缘材料,传感器外壳与大地之间需要接地线,及时的消除其表面感应的电荷,避免这些感应电荷对传感器探针产生影响。

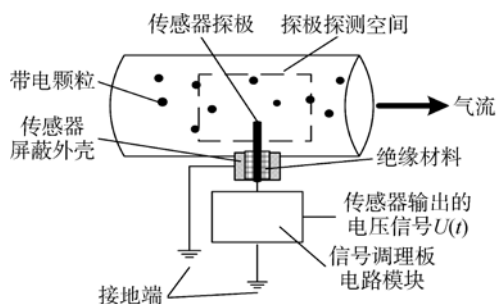


图2 静电传感器物理测量模型

Fig. 2 Physical measuring model of electrostatic sensor

1.3 静电传感器空间传感模型

假设带电颗粒为点电荷,参考已有研究和先验知识,当带电颗粒位于金属探针感应区域时,下列泊松方程和狄利克雷边界条件正是颗粒所产生静电场的约束条件

$$\begin{cases} \nabla \cdot [\epsilon_0 \nabla \phi(x, y, z)] = -\rho(x, y, z) \\ \phi(x, y, z) |_{(x, y, z) \in \Gamma_s} = 0 \\ \phi(x, y, z) |_{(x, y, z) \in \Gamma_w} = 0 \\ \phi(x, y, z) |_{(x, y, z) \in \Gamma_e} = C_e \end{cases} \quad (1)$$

式中 (x, y, z) 为颗粒某一空间位置; ϵ_0 为感应区域的电介质分布函数; $\rho(x, y, z)$ 为静电场场域内体电荷密度分布函数; $\phi(x, y, z)$ 为静电场场域内电势分布函数; ∇ 为Nabla算子,表示对空间各个正交方向的全微分; Γ_s, Γ_w 和 Γ_e 分别代表传感器接地外壳、信号传输线和感应金属探针的空间位置集合; C_e 为定常值,表示金属探针在静电感应后是等势体。

对式(1)分析可知,当给定狄利克雷边界条件,感应静电场的相关分析即是求泊松方程解的过程。基于唯一性定理,当边界电势给定且感应区域内的电荷分布 $\rho(x, y, z)$ 确定时,感应区域内的电场分布则是唯一确定的,即在边界上和区间内分别满足给定电势和泊松方程,电极上的感应电荷密度可以根据高斯定理得到。假设金属探针为等势体,则其感应电荷密度可以表示为

$$\begin{aligned} \sigma(x, y, z) &= D_n(x, y, z) = \\ \epsilon_0 E_n(x, y, z) &= -\epsilon_0 \frac{\partial \phi(x, y, z)}{\partial n} \end{aligned} \quad (2)$$

式中 $D_n(x, y, z)$ 为电极内侧的电位移矢量; $E_n(x, y, z)$ 为感应电场中探针表面的场强分布; $\partial \phi(x, y, z) / \partial n$ 为电势分布函数在感应探针表面法向偏导。由式(2)可以得到感应电荷密度 $\sigma(x, y, z)$ 。则当传感器金属探针内已知时,其感应到的电荷量 Q 为

$$Q = \int_{S_1} \sigma(x, y, z) \cdot ds \quad (3)$$

式中 S_1 为金属探针的有效感应面积。当带电颗粒流经过金属探针时,金属探针上产生的感应电荷会随着荷电颗粒的靠近或远离而发生变化,则静电传感器可以感应到一定量值的极性相反的静电荷。静电传感器等效电路如图3所示,当尾气中排放的带电颗粒流经过金属探针时,金属探针上产生的感应电荷会随着荷电颗粒的靠近或远离而发生变化,则静电传感器可以感应到一定量值的极性相反的静电荷。图中: R_i 为此电路中等效电阻的阻值; C 为此电路中等效电容的值; $U(t)$ 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式为

$$U(s) = \frac{R_i s Q(s)}{R_i C s + 1} \quad (4)$$

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。

当 $R_1 C s \ll 1$ 时, 输出电压为

$$U(t) = R_1 \cdot Q'(t) \quad (5)$$

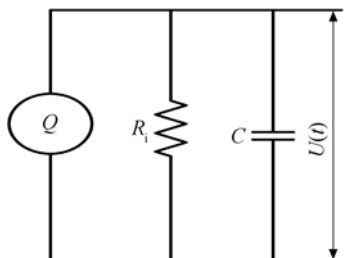


图 3 静电传感器的等效电路

Fig. 3 Equivalent circuit of electrostatic sensor

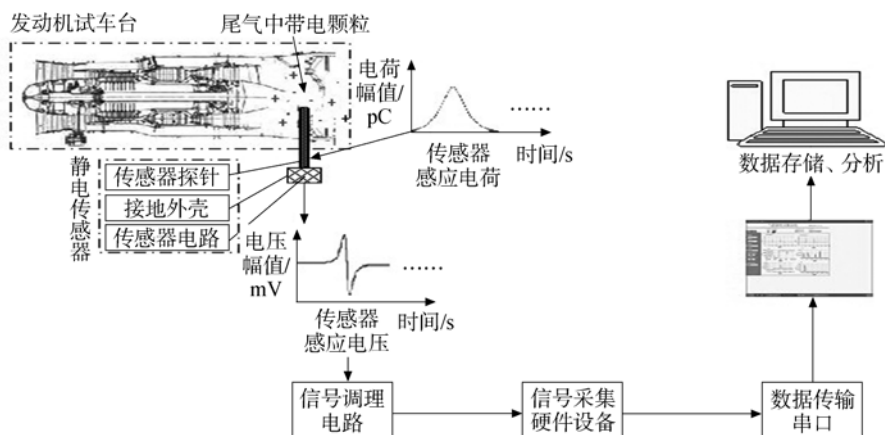


图 4 航空发动机静电监测流程

Fig. 4 Process of aero-engine electrostatic monitoring

2 实验设备及安装方案

2.1 静电传感器

本次实验使用的静电传感器为嵌入探针式传感器, 实物图如图 5 所示, 感应探头置于涡扇发动机的尾喷管通道内部, 感应探极使用镍基合金材料制成, 能够具有良好的耐热性能, 完全能够适应实验涡扇发动机的尾气温度极限值, 传感器外壳使用不锈钢材料起到隔热和屏蔽干扰作用, 内部绝缘材料为陶瓷套管(图中白色部分), 能够在高温下保持良好的绝缘性能。

2.2 安装方案

本次静电监测实验对象为某型航空涡扇三转子发动机, 实验在北京国航 AMECO(北京飞机维修工程有限公司)发动机试车台上展开。涡轮风扇发动机由进气道、风扇、低压压气机、中压压气机、

式中 $Q'(t)$ 为 t 时刻金属探极感应电荷量导数。

1.4 发动机气路静电监测流程

气路静电监测流程如图 4 所示, 静电传感器安装于航空发动机气路通道中, 当尾气中带电颗粒经过传感器探极时会引起探极上产生感应电流, 经过电路调理后将电流转换为电压信号。传感器将监测信号经过信号调理后传输至监测系统的信号分析处理模块, 根据处理后感应静电信号的波形及相关特征参数, 综合判断发动机可能存在的故障和异常状态, 为维护人员提供一定的预警信息, 并帮助管理层做出适当的维修决策, 以确定需要的修理级别, 保证航空发动机运行的安全性及并提高运营经济性。

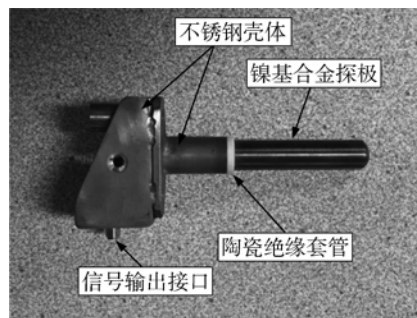


图 5 静电传感器实物图

Fig. 5 Photo of electrostatic sensor

高压压气机、燃烧室、高压涡轮、中压涡轮、低压涡轮和尾喷管组成。实验安装方案的示意图如图 6 所示, 静电传感器嵌入式安装于涡扇发动机低压涡轮后端的尾喷管。

静电传感器机载安装实物图如图 7 所示, 探头感应位置低压涡轮出口后约 0.3 m 处, 能够最

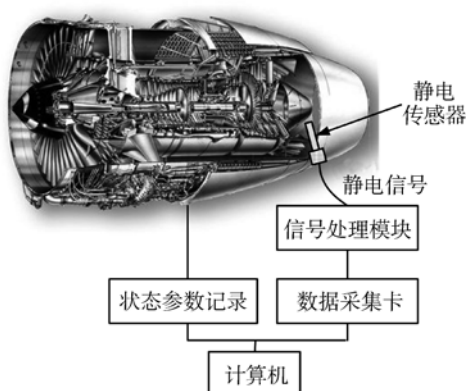


图6 静电传感器机载化安装方案
Fig. 6 Scheme of airborne installing for electrostatic sensor



图7 静电传感器机载化安装实物图
Fig. 7 Photo of airborne installing for electrostatic sensor

先探测到燃烧后的尾气静电信号,对之前相关研究中传感器完全置于发动机外部的安装方式进行了改进.此外,由于嵌入式的探极完全处于发动机的尾喷管内部,发动机金属机匣本体能够从一定程度上屏蔽外界干扰信号及其他设备电磁耦合干扰.信号采集线采用美国富兰克林3层屏蔽线(图中蓝色导线),传输线接入发动机试车控制间后与信号处理单元和数据采集卡连接后信号传输至计算机,采样频率设为2000 Hz.同时,发动机本身的状态参数在试车过程中以采样频率为20 Hz的速度被记录,便于添加性能参数进行对比分析.

3 实验目的及方法

3.1 实验目的

对涡扇发动机尾气排放颗粒所产生的发动机尾气静电背景环境和异常信号进行在线监测,并进一步对涡扇发动机机载化静电监测进行可行性

验证.结合实际监测数据探究发动机功率变化情况下尾气静电信号的波动情况,捕捉相关的信号异常点并通过提取静电信号表征参数,寻找涡扇发动机尾气静电水平的波动规律.

3.2 实验流程

实验使用与涡扇发动机传感器安装位匹配设计的静电传感器及信号处理模块,搭载于某型涡扇发动机开展静电监测探索性实验.

三转子涡扇发动机于2015年1月14日晚19:35开启试车程序,在19:42左右当发动机进入低慢车稳定状态后,研究人员开启气路静电采集系统开始静电信号.全性能试车于20:42结束,静电信号采集总时间为61 min,采集信号为静电感应电压信号.信号采集频率为2000 Hz,分组单采集样本容量设置为120000点数据(即1 min时间阶段数据,当前一分钟数据采集记录后立即保存并进入下一分钟数据采集阶段).实验共记录61个数据样本,历经高低慢车、急加速、急减速、起飞功率测试等阶段,采集了全性能试车全部操作阶段静电信号.

3.3 实验分析方法与信号表征参数

静电传感器采集信号为发动机气路环境中原始静电信号,并不能完全准确的表征对性能试车阶段静电水平的动态变化情况,因此需要从原始信号中提取相关特征参数对各阶段进行描述,同时便于与试车阶段发动机其他状态参数进行总体对比.

详细分析需要统计全试车过程视角的尾气静电信号的原始数据,通过对起飞功率性能测试阶段的静电信号水平进行观测,初步推断在发动机功率变化情况下尾气静电水平的变化趋势;进一步对起飞功率测试中不同功率状态下的尾气静电的信号监测样本截取,根据截取样本数据计算不同功率状态下的信号表征参数,如样本均值,活动率水平以及事件率等;最后将信号表征参数与发动机本身的性能参数进行对比分析和数据拟合,研究发动机性能参数与静电信号表征参数之间数学关系,从而深层次探究静电信号在发动机不同工况下的动态变化情况.所选择的静电信号的表征参数如下:

1) 样本均值

对某一静电信号统计样本组中的算术平均值称为分组样本均值

$$\bar{x} = \frac{1}{n}(x_1 + x_2 + \cdots + x_n) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \quad (6)$$

式中 $\bar{x}$ 为统计样本中算术平均值, 其中 x_i 为该样本中第 i 个数据的值, n 为样本中数据的个数. 本文中分组样本均值代表了在某个样本所处时间阶段中(即当前 1 min 内)静电信号的大致水平范围, 能够帮助分析静电信号在发动机不同工况下的数值范围.

2) 活动率水平

活动率水平(activity level, 量符号记为 L_a) 是求静电信号的在某一段时间内的有效值, 这个参数是对一段时间间隔 Δt 内气路通道中微小带电颗粒总带电量水平的评估和度量, 适合用于评估气路静电的真实水平, 单位为皮库(pC). 活动率水平计算公式为

$$L_a = \sqrt{\frac{1}{\Delta t} \int_0^{\Delta t} C_f^2(t) dt} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{n=1}^N C_{fs}^2} \quad (7)$$

式中 Δt 为所取间隔时间长度(本文取 1 s); $C_f(t)$ 为电荷量信号; N 为电荷信号在时间 Δt 内的采样点数, 因采样频率为 2000 Hz, 因此此处后续取 $N=2000$; C_{fs} 为 $C_f(t)$ 离散采样的电荷信号. 由于静电传感器的输出信号是电压信号, 因此需要对原始气路信号做一次积分预处理算出离散电荷信号.

3) 事件率

事件率(event rate, 量符号记为 R_e) 用来衡量单位时间内气路通道内的异常颗粒出现的频率, 物理意义是静电传感器上在一定的时间间隔 Δt 内(本文为 1 s), 感应电荷量值超过当前间隔 L_a 值 K 倍电荷量的点的个数所占该段时间间隔 Δt 内总采样点数 N 的百分比. 其表达式为

$$R_e = \frac{M}{N} \cdot 100\% \quad (8)$$

式中 M 为时间 T 内事件异常信号发生的次数, K 是常数, 具体取值需要根据实际实验来确定, 本文中取 $K=3$. 事件率根据监测静电信号的正负极性分为正事件率(positive event rate, PER)和负事件率(negative event rate, NER). 尾气颗粒属于非金属颗粒, 通常具有带负电的性质^[20], 所以本文使用负事件率作为特征参数.

4 实验过程及分析

4.1 典型尾气静电测试信号

在发动机低慢车风扇低速运转状态下, 截取此时间段内的原始静电背景信号, 如图 8 所示. 在从静电传感器的采集数据来看, 静电传感器对尾气静电信号具有很高的灵敏度.

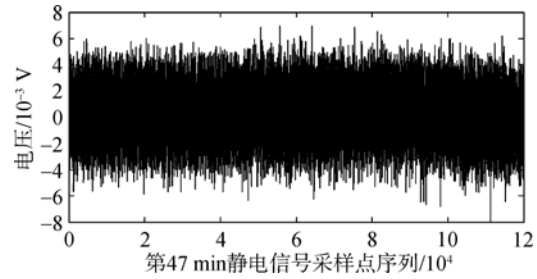


图 8 典型尾气静电测试信号

Fig. 8 Typical electrostatic signal of exhaust

从图 8 中可以看出, 实测正常气路静电背景信号是毫伏级电压信号, 在零线附近上下波动, 电压幅值大小约为 5 mV.

图 9 为本次试车过程中测试工程师一次缓慢加大功率操作阶段的静电信号图, 由于静电传感器对非金属颗粒感应信号通常呈带负电信号, 因此随着发动机功率增加, 实测的负向静电信号比例逐渐增大, 同时此阶段整体静电信号水平呈负向偏移趋势. 从图 9 中可以看出, 静电信号水平随着发动机运转功率的变化而偏移.

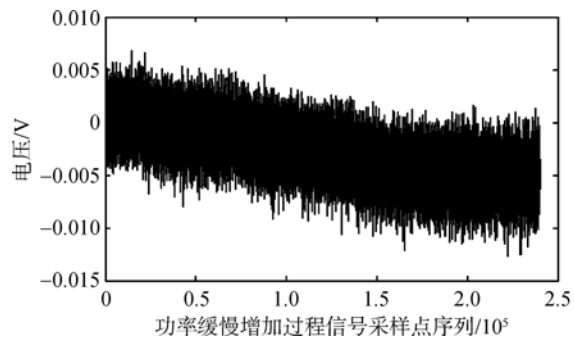


图 9 功率缓慢增加过程中尾气静电信号

Fig. 9 Electrostatic signal of exhaust in process of increasing power slowly

4.2 全试车过程尾气静电信号水平分析

上文已经提到, 某个静电信号数据样本的均值能够一定程度上反映本样本时间阶段的尾气静电水平范围. 图 10 为本次涡扇发动机全性能试车过程功率性能参数记录软件界面显示图, 图中绿色线即为推力. 将推力参数单独提取绘制出了如图 11 所示的推力(T)谱图. 推力性能参数的采样频率为 20 Hz, 全过程共记录了 76 000 点数据. 从图 11 中可以看出, 发动机推力在测试过程中呈阶段性变化, 最大推力达到 199.26 kN.

全试车过程共采集 61 个分组数据样本, 求出这 61 组数据的样本均值后取绝对值(尾气颗粒有带负电趋势, 当尾气颗粒环境越强烈, 静电信号水

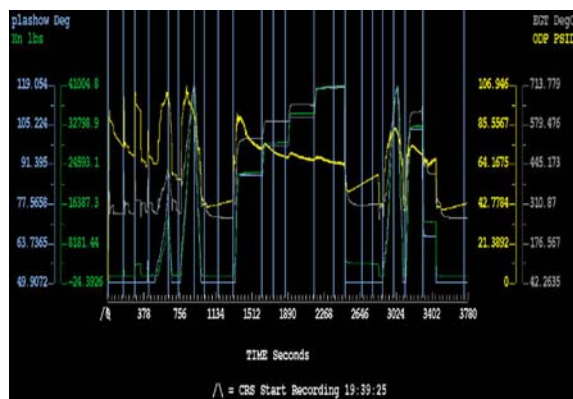


图10 涡扇发动机性能参数采集软件界面

Fig. 10 Acquisition software interface of turbofan engine performance parameters

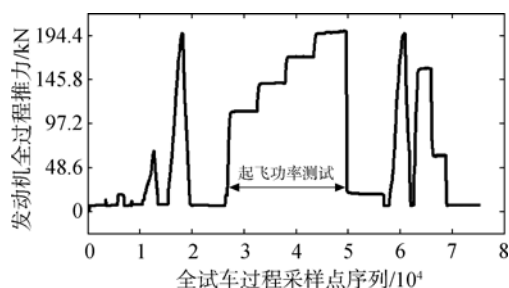


图11 涡扇发动机试车推力谱图

Fig. 11 Thrust spectra of turbofan engine test running

平呈负向增加的趋势,因此对样本均值求绝对值更适合反映出全过程中静电信号水平变化),并将61个均值绝对值点绘制如图12所示的散点图.与图11对比可以发现,静电信号水平与发动机的推力密切相关,信号均值绝对值点谱图与发动机推力谱图走势基本一致;当发动机推力呈阶梯状增加,分组静电信号均值绝对值谱图上同样出现相对应的阶梯状增加.从大时间尺度及全程角度来看,可以得到如下结论:航空涡扇发动机尾气静电信号水平与发动机运行功率密切相关,涡扇发

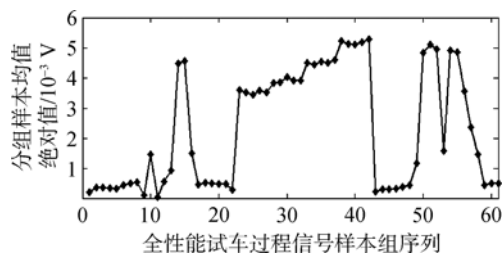


图12 全试车过程中静电信号样本均值点走势图

Fig. 12 Trend chart of electrostatic signal sample average point in process of test running

动机自身功率越大,则尾气环境的静电水平越强.

通过进一步分析,认为产生此现象的原因可能是:当发动机的功率增加时,发动机所消耗燃油量增加,使得尾气中对应的燃烧排放的颗粒数量及质量分数同步增加,从而增强了尾气环境中整体电荷水平,下文将对起飞功率测试阶段静电信号进行进一步分析.

4.3 变功率运行状态下静电信号分析

涡扇发动机全性能试车包含了起飞功率测试阶段,此阶段试车包含4种不同运转功率.本研究选取了发动机4个不同功率大小工况时对应的稳定静电信号分组样本,分组样本所对应的稳定推力大小分别约为110.516,140.940,170.586,197.802 kN.4个分组样本及对应原始静电信号背景图如图13所示,蓝色线为原始信号,红色虚线为4组样本的均值线.可见随着涡扇发动机的推力增大,尾气环境静电信号水平很明显呈现逐渐负向阶梯状增加趋势,静电信号水平明显增强,验证了第4.2节中信号水平跟随发动机功率趋势波动现象.

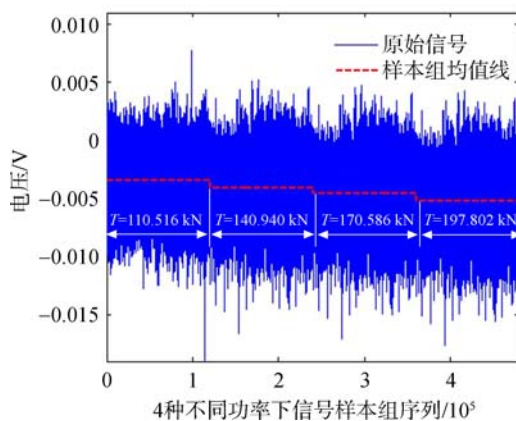


图13 4种运行功率下尾气静电信号水平

Fig. 13 Exhaust electrostatic signal level under four kinds of operating power

分别求出4组尾气静电信号样本的均值绝对值,发现当推力为110.516 kN左右时,此阶段静电信号样本组均值绝对值约为3.4 mV,而随着发动机推力增加到197.802 kN时,静电信号样本组均值绝对值达到5.2 mV.利用软件Matlab曲线拟合工具中1次函数将涡扇发动机的推力数据与4个推力工况下对应的静电信号样本均值绝对值拟合,拟合结果如图14所示.

经过数据拟合后,4组样本组静电信号的均值绝对值与所对应时间段内发动机推力呈正相关

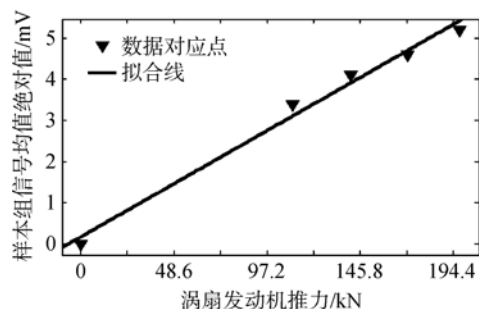


图 14 推力-样本均值点线性拟合图

Fig. 14 Linear fitting figure of thrust-average point

的线性关系,95%置信区间内得到的拟合线表达式为

$$V = 0.0001289 X_n + 0.1723 \quad (9)$$

其中 X_n 为发动机稳定状态下的推力,单位为磅(1磅=4.86N).其中 V 为稳定工况下对应样本组信号均值绝对值,单位为毫伏(mV).拟合结果得到相关系数 $R_{\text{square}} = 0.9874$,说明线性拟合效果较好.

4.4 富油工作状态异常信号分析

在 20:35 左右,即全性能试车过程的最后降功率停车阶段,出现了大量异常幅值静电信号,如图 15 所示,异常信号幅度甚至达到伏级.

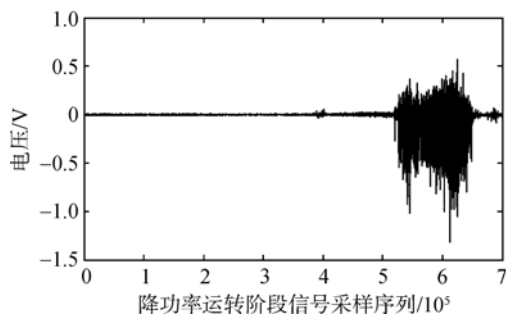


图 15 降功率运转阶段异常静电信号

Fig. 15 Abnormal electrostatic signal in power reduction

进一步对此阶段信号的活动率水平及负事件率进行计算,分析计算结果分别如图 16、图 17 所示,信号的活动率水平在信号异常时基本大于 2 pC,最高点达到 14 pC 以上.负事件率甚至达到了 8%,说明此运转阶段发动机尾气中包含很多大量异常带电颗粒被静电传感器探极感应.

对此阶段异常静电信号的初步分析如下:在涡扇发动机准备停车后,虽然涡轮及压气机等气路部件开始逐渐降功率运转,但燃油喷嘴中仍会向燃烧室喷出一定量燃油滴,这些燃油液滴在降功率运转状态下未能充分燃尽,此时发动机燃烧

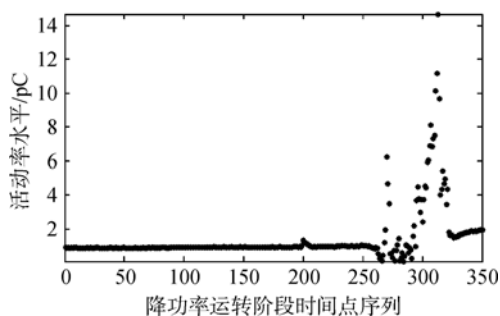


图 16 降功率运转阶段活动率水平

Fig. 16 Activity level in power reduction

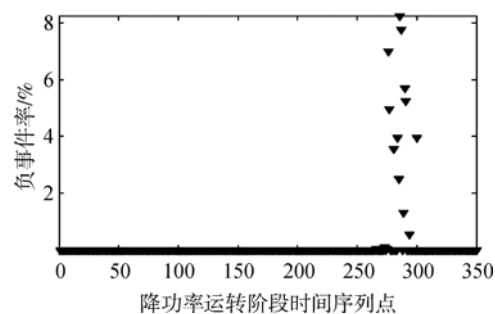


图 17 降功率运转阶段事件率

Fig. 17 Negative event rate in power reduction

室处于富油燃烧状态,会有大量未燃尽的燃油液滴伴随着气流被喷出,在经过尾喷口时被静电传感器探极感应到,造成了尾气静电信号的异常波动,相似现象在文献[15]的实验研究中也捕捉到.在发动机彻底停止运转之后,研究人员进入试车间内,对试车发动机进行目视检查,在尾喷管出口处发现大量燃油液滴附着并汇聚在尾喷管出口内壁壁上.

5 结 论

本次实验以特定设计匹配尺寸的静电传感器,以民用涡扇发动机为对象开展静电监测实验.静电传感器安装搭载于某型涡扇发动机尾喷管涡轮出口处位置,实现完全嵌入式安装,能准确反映发动机尾喷管处的原始尾气静电信号.进一步对静电信号分析,可以得到以下几点重要结论:

1) 涡扇发动机的尾气原始静电信号总体呈负电趋势,这种现象与发动机本身的燃烧排放产物有关,在发动机气路部件无机械故障(如碰摩、掉块)的情况下,发动机尾气排放产物主要是非金属碳烟颗粒物,非金属颗粒物通常呈带负电的性质.

2) 实验监测的涡扇发动机在平稳运行状态下的静电信号的绝对幅值较小,为毫伏级信号,而

静电信号相对水平与涡扇发动机的运行功率密切相关,从实验分析结果可以看出,当涡扇发动机的运行功率逐渐增大时,尾气环境静电信号水平逐渐增强。

3) 对静电信号数据和发动机性能参数对比分析后发现,全性能试车过程中尾气静电信号数据样本均值绝对值与涡扇发动机推力的趋势走向几乎完全一致。进一步截取起飞功率试车过程中的4组稳定状态下的数据样本,对样本均值取绝对值后与发动机推力数据拟合,得到数学公式,发现尾气静电信号水平与发动机推力呈线性关系,可以认为这是对发动机变推力工况下尾气带电颗粒量及质量分数改变的直接反映。

4) 在试车过程最后阶段监测到了过量燃油引起的异常静电信号,且这些异常信号的幅值较大,原始静电信号达到1V以上,且活动率水平负事件率分别达到14pC及8%;实验证明静电传感器对异常带电颗粒的感应十分灵敏,后续的研究可以通过更多批次地面试车实验捕捉异常静电信号,结合发动机自身运行状态和性能参数对发动机的健康状态进行在线综合诊断。

5) 实验结果已经证明尾气环境静电信号与尾气排放物之间存在一定关系,后续利用尾气静电传感器的实时监测数据和涡扇发动机的燃油消耗量对尾气排放量进行实时监测和估算,建立相关估算模型和方法。

6) 实验为气路静电监测技术的机载化可行性和意义提供进一步的验证;但由于本次实验并非为长时间试车实验,且民航发动机的气路部件机械故障概率较小,因此在本研究尚未能监测到涡扇发动机气路部件故障发生时的尾气静电信号,后续应该通过大批次的试车搭载实验继续研究,捕捉故障阶段信号,结合涡扇发动机维修报告建立故障样本数据库,实现基于气路静电监测技术的发动机故障诊断。

致谢:

感谢北京国航 AMECO 飞机维修工程有限公司发动机维修测试部的孙迪工程师、魏庆庆工程师、周洪林高级工程师、鲁凤翔高级工程师对本次实验研究工作的大力支持与配合。

参考文献:

[1] Powrie H E G, Mcnicholas K. Gas path condition monitoring during accelerated mission testing of a demonstrator engine[R]. Seattle, WA: The 33rd AIAA/ ASME / SAE/

ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1997.

- [2] Powrie H E G, Fisher C E. Monitoring of foreign objects ingested into the intake of a gas turbine aero-engine[R]. Swansea, UK: International Conference on Condition Monitoring, 1999.
- [3] Navarra K, Lawton R, Hearrell N. An enterprise strategy for implementing conditioned-based maintenance plus (CBM+) research in the USAF[R]. Big Sky, MT: IEEE Aerospace Conference, 1997.
- [4] Sangha M S, Yu D L, Gomm J B. On-board monitoring and diagnosis for spark ignition engine air path via adaptive neural networks[J]. Journal of Automobile Engineering, 2006, 220(11): 1641-1655.
- [5] Powrie H E G, Fisher C E. Engine health monitoring: towards total prognostics[R]. Big Sky, MT: IEEE Aerospace Conference, 1999.
- [6] Powrie H E G, Fisher C E. Monitoring of foreign objects into the intake of a gas turbine aero-engine[R]. Big Sky, MT: IEEE Aerospace Conference, 1999.
- [7] Fisher C E. Gas path debris monitoring: a 21st century PHM tool[R]. Big Sky, MT: IEEE Aerospace Conference, 2000.
- [8] Fisher C E. Gas turbine condition monitoring systems: an integrated approach[R]. Big Sky, MT: IEEE Aerospace Conference, 2000.
- [9] Fisher C E. Data and information fusion for gas path debris monitoring[R]. Big Sky, MT: IEEE Aerospace Conference, 2001.
- [10] Novis A, Powrie H E G. PHM Sensor implementation in the real world: a status report[R]. Big Sky, MT: IEEE Aerospace Conference, 2001.
- [11] Powrie H E G, Novis A. Gas path debris monitoring for F-35 joint strike fighter propulsion system PHM[R]. Big Sky, MT: IEEE Aerospace Conference, 2006.
- [12] 文振华, 左洪福, 李耀华, 等. 一种新的航空发动机气路监测方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(2): 248-252.
WEN Zhenhua, ZUO Hongfu, LI Yaohua, et al. New method for aero engine gas path monitoring[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 41(2): 248-252. (in Chinese)
- [13] 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. (in Chinese)
- [14] 文振华. 基于静电感应的航空发动机气路监测技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
WEN Zhenhua. Aero-engine gas path monitoring technology based on electrostatic induction[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)

- [15] 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. (in Chinese)
- [16] 李耀华,左洪福,文振华,等. 航空发动机气路颗粒静电监测技术模拟实验[J]. 航空学报,2009,30(4):604-608.
LI Yaohua,ZUO Hongfu,WEN Zhenhua,et al. Simulated experiment of aircraft engine gas path debris monitoring technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2009,30(4):604-608. (in Chinese)
- [17] 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 experiment[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2010,31(6):1156-1163. (in Chinese)
- [18] Fu Y,Zuo H F. Recognition for change-point of aero-engine components based on projective transformation[J]. Information Technology Journal,2014,13(2):347-352.
- [19] Fu Y,Zuo H F. Mean change-point model for aero-engine component faults[J]. Journal of Vibroengineering,2013,15(4):1627-1633.
- [20] 文振华,左洪福,王华,等. 航空发动机气路静电监测传感器特性[J]. 传感器与微系统,2008,27(11):28-31.
WEN Zhenhua,ZUO Hongfu,WANG Hua,et al. Characters of sensor for aero-engine gas path electrostatic monitoring[J]. Transducer and Microsystem Technologies,2008,27(11):28-31. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)