

航空发动机尾气静电带电机理分析与试验研究

杜照恒, 刘尚合, 胡小锋, 魏明, 王雷

(军械工程学院 静电与电磁防护研究所, 石家庄 050003)

摘要: 航空发动机工作时燃烧室内发生复杂的物理化学变化, 生成大量带电粒子, 导致发动机尾气静电带电; 理论分析了发动机喷流尾气中带电粒子产生演化过程和带电影响因素, 讨论对比了多种测试原理与传感器方案, 确立了非接触式静电感应测试方案, 研制了共轴喇叭状静电传感器和静电监测系统, 开发了自动测试软件并对某型航空发动机进行了机载尾气静电带电试验研究, 验证了测试平台的有效性, 成功获得了大量喷流尾气静电信号; 研究表明: 航空发动机正常工作时喷流尾气中带电粒子总体显正极性, 平均体电荷密度约为 0.077 nC/m^3 , 发动机等效充电电流为 2.26 nA 。

关键词: 航空发动机; 尾气静电; 静电监测; 非接触式测试; 静电传感器

Mechanism and Experimental Study on Aero-Engine Exhaust Electrostatic Charging

Du Zhaoheng, Liu Shanghe, Hu Xiaofeng, Wei Ming, Wang Lei

(Institute of Electrostatic and Electromagnetic Protection, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China)

Abstract: Complex physical and chemical reactions in combustion chamber while aero-engine's working will generate a large number of charged particles, causing the aero-engine electrification. The formation and evolution of charged particles is investigated using a theoretical model. Particular emphasis is placed on the comparative analysis (contrast analysis) of electrostatic testing principle and sensor scheme. A special electrostatic sensor, an electrostatic monitoring system, and an automatic monitoring software platform are developed. The efficiency of the platform is shown by the field test on a certain type of aircraft, which provides a large amount of exhaust gas electrostatic signal. Study results indicate that the starting and stopping process of aero-engine will produce significant electrostatic signal, the polarity of aero-engine normal exhaust gas's charged particles is positive, the average volume charge density is 0.077 nC/m^3 , the equivalent charging current is 2.26 nA , the corona discharge frequency caused by aero-engine exhaust electrification is 14 kHz .

Keywords: aero-engine; exhaust electrification; electrostatic monitoring; non-contact testing; electrostatic sensor

0 引言

航空发动机是飞机最为重要的组成部分之一, 被视为飞机的心脏, 对航空安全有举足轻重的影响, 直接关系到人民的生命财产安全。因此, 应用发动机故障在线监测系统对发动机状态进行实时监控, 并在故障早期提供预警就显得尤为重要^[1]。基于航空发动机尾气静电带电的气路颗粒静电特性故障在线监测及诊断技术在该领域显露出巨大的价值, 是发动机安全稳定可靠运行的有效保障。该技术可追溯至 20 世纪 70 年代, 随后英国 Smith 公司的 Celia Fisher 和 H. E. G. Powrie 等人于 90 年代提出基于航空发动机尾气静电带电的发动机故障诊断和状态监控技术^[2], 并研制了发动机损伤监测系统 (Engine Distress Monitoring System, EDMS) 和吸入物监测系统 (Ingested Debris Monitoring System, IDMS)。多国多用途联合攻击机 (JSF) 的发动机采用该 EDMS 系统, 用于监控燃气涡轮排气中存在的与静电电荷有关的碎屑, 获得成功^[3]。目前, 该技术已经被美国列为军事技术限制出口。国内南京航空航天大学左洪福教授及其团队基于气路颗粒的静电感应特性对航空发动

机碰撞故障的在线监测技术进行了开拓性研究, 取得了大量成果^[4-5], 但总体看国内该领域理论和试验研究仍然较为匮乏, 亟需进一步加强。

航空发动机的尾气静电带电作为航空器静电起电的最重要原因之一^[6], 对航空器的带电极性和带电量有决定性的影响^[7], 进而对航空器静电放电的强度、频次和辐射场特性起关键性作用^[8-10]。因此为保障航空安全, 必须对航空发动机尾气静电带电进行研究。

航空发动机尾气静电带电研究不仅对气路部件状态监控和故障诊断具有重要的意义, 而且对提高航空器导航和通讯系统抗静电放电干扰具有积极的作用。本文以某型航空发动机为对象, 在理论分析的基础上, 研制了航空发动机尾气静电测试试验平台, 对其尾气静电带电特性进行了试验研究, 得到一些有益的结果。

1 航空发动机尾气静电带电机理

航空发动机的尾气静电带电机理, 与发动机燃烧室内燃烧产生的带电粒子和中性粒子的行为有直接的关系, 因此对航空发动机的尾气静电带电进行研究, 就需要首先对发动机燃烧室中各种带电粒子的生成演化情况进行分析研究。

1.1 正负离子的演化与充电效应

碳氢火焰中的正负离子种类很多, 并且随着燃油成分和燃

收稿日期: 2014-03-03; 修回日期: 2014-04-08。

基金项目: 国家自然科学基金(61172035)。

作者简介: 杜照恒(1986-), 男, 博士研究生, 主要从事静电与磁测试技术方向的研究。

烧条件的不同,形成的粒子种类也有很大差异^[11]。在燃烧室火焰前锋的位置,燃料达到完全燃烧条件,释放大量的能量,使该区域温度达到燃烧室中的最高温度,燃烧产物的电离程度也达到最大^[12-13],形成了很高浓度的各类离子。根据气体分子动力学理论,在相同的温度下,正离子质量较大,电子质量相对来说很小,正离子比电子有更大的惯性,在燃烧室温度场、压力场和流场的共同作用下,大量正离子被定向抛射出燃烧室,而燃烧产生的电子具有比正离子快得多的弥散速度,导致相同时间内进入燃烧室金属缸体中的电子数远大于正离子数,使得金属缸体携带一定量的负电荷。仅考虑正离子和电子作用情况下的金属缸体电位 U , 可表示为^[14]:

$$U = -\frac{kT_e}{e} \ln \frac{n_i(1+\delta) \sqrt{m_e T_i / m_i T_e}}{(1-\delta)n_e} \quad (1)$$

其中: k 为比例常数 1.38×10^{-23} J/K, e 为电子电量, m_e 为电子质量, T_e 为电子的开氏温度, n_e 为电子的浓度, m_i 为正离子的质量, T_i 为正离子的开氏温度, n_i 为正离子的浓度, δ 为金属缸体的二次电子系数。若认为电子和离子的温度近似相等,则电压可表示为:

$$U = -\frac{kT}{e} \ln \left(\frac{n_i}{n_e} \cdot \frac{1+\delta}{1-\delta} \cdot \sqrt{\frac{m_e}{m_i}} \right) \quad (2)$$

因此,在发动机结构给定的情况下,电压仅取决于燃烧室内的正负离子浓度和燃烧室温度。当发动机转速升高时,燃油和空气的供给同时加大,燃烧室的温度和正负离子浓度同时增大,导致电压随之升高,尾气的体电荷密度随之增大。

1.2 碳烟颗粒的形成与带电

影响发动机尾气静电带电的另一个重要因素是碳烟颗粒的形成和带电^[15]。在航空发动机燃烧室中碳烟颗粒的形成和部分氧化是一个非常复杂的过程^[16],其形成的本质细节尚不明确。碳烟颗粒在其产生时可能就带有电荷,也可以通过热发射电子,捕获电子或者与带电粒子相接触捕获电荷而带电^[17-18]。俄罗斯学者 Sorokin 等研究认为^[11],离子吸附到碳烟颗粒上,使其大部分带上了电荷,且很大一部分带有 5~6 个元电荷,碳烟颗粒平均荷电量为正极性,使得发动机获得负极性的充电电流。碳烟颗粒和随机热运动的带电粒子发生碰撞,可以吸附电荷,该过程可表示为:

$$q_p = \frac{d_p k T}{2e^2} \ln \left(1 + \frac{d_p c \pi e^2 N t}{2kT} \right) \quad (3)$$

其中: q_p 为颗粒的带电量; d_p 为颗粒直径; k 为玻尔兹曼常数; T 为温度; e 为电子的电荷量; c 为颗粒的平均速度; N 为颗粒浓度; t 为时间。

当 $-1 < \frac{d_p c \pi e^2 N t}{2kT} \leq 1$ 时,上式可记为:

$$q_p = \frac{d_p k T}{2e^2} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{(-1)^{n-1}}{n} \left(\frac{d_p c \pi e^2 N t}{2kT} \right)^n \quad (4)$$

取一阶近似,则由上式可得

$$q_p = \frac{d_p^2 c \pi N t}{4} + \frac{d_p k T}{2e^2} o \left[\frac{d_p c \pi e^2 N t}{2kT} \right] \quad (5)$$

事实上, $\frac{d_p c \pi e^2 N t}{2kT}$ 约为 10^{-12} 量级,远远小于 1,则上式中的高阶项可以忽略,即

$$q_p \approx \frac{d_p^2 c \pi N t}{4} \quad (6)$$

当航空发动机转速升高时,耗油量迅速加大,燃烧不完全产物碳烟颗粒增多,颗粒浓度 N 增大,颗粒直径 d_p 也趋于增大,使得碳烟颗粒带电量增大。这些带电碳黑颗粒随发动机尾气一起喷射出去,使得尾气体电荷密度增大。

航空发动机正常工作时,其燃烧产物产生的大量正负离子和带电的碳烟颗粒等,共同构成了气路的总体静电荷水平。影响尾气静电带电的因素除了颗粒物自身的物理性质(能带结构、表面态、几何特性等)外,燃油成分、发动机运行状态和工作环境都会对燃烧室内的正负离子的生成演化产生显著影响,从而影响航空发动机尾气静电带电水平。

2 试验平台的设计

航空发动机尾气静电带电涉及分子动力学理论,气固两相流体力学和燃烧学等学科,是多场相互耦合的非线性过程^[19],仅通过理论分析和数值模拟,很难全面反映实际情况中的尾气静电带电过程。因此必须在理论分析和数值模拟研究的基础上,对航空发动机尾气静电带电进行大量的试验研究。

2.1 测试原理对比分析与传感器设计

根据电荷守恒原理,若航空发动机工作时存在尾气静电带电,则必然产生了正负电荷的分离与转移。若排放的喷流尾气带有某种极性的电荷,则发动机必然带有等量异号的电荷。试验研究航空发动机的尾气静电带电情况,既可以通过间接研究发动机的静电带电情况进行,又可以通过直接研究尾气本身的带电情况进行。

根据静电测试的特殊要求,直接测试发动机的对地电位或者携带的电荷量,系统对地泄露电阻应该在 $10^{12} \Omega$ 以上^[20],且必须满足相应的机械性能,确保航空发动机能够可靠稳定安全的工作。然而由于航空发动机系统庞大、构成复杂,航空发动机试车平台往往没有针对静电测试设计专门的对地绝缘结构,不满足测试的基本条件。因此必须改造试车平台,将包括航空发动机在内的所有系统与地绝缘起来,这无疑大大增加了测试的难度和不确定性。因此该方法不适合于航空发动机的尾气静电带电研究。

航空发动机燃烧室处于高温高压状态,物理化学变化复杂,但尾喷口处温度较低,压力相对较小,尾气流场和整体荷电情况较为稳定,可以近似认为航空发动机喷射的高速喷流尾气是均匀带电的气固两相流。

静电监测技术在气固两相流流量监测方面有广泛的应用,按照测试原理可分为接触式测量和非接触式测量两大类^[21]。两者都以静电感应原理为基础,利用传感器电极与带电体间的静电感应产生的电荷分布来监测信号,因而均要求测试电极有极低的电荷弛豫时间,并要求对监测电极进行良好的屏蔽以防止外界干扰。然而此处所谓的接触式测量,与传统静电测试原理中的接触式测量存在概念上的差异。在气固两相流流量监测领域,接触式测量是指传感器与气固两相流发生直接接触的传感器布设方式及其相应的测试原理;而静电测试原理中的接触式测量往往用于静电电位的测试,是指使被测物体与静电电压表直接接触,利用等电位原理进行测量的测试方法^[20],该方法仅适用于对静电导体带电电位的测试。显然,气固两相流中空气电阻率极高,带电的固相颗粒存在空间分布,电位也随位置的不同而不同,气固两相均不能视为

静电导体。同时由于传感器深入流场布置, 不但会对流场造成干扰, 而且传感器会与气固两相流直接摩擦, 产生接触一分离起电, 使传感器带上静电电荷。这个信号就与邻近带电颗粒在传感器上感应的电位信号相叠加, 共同影响传感器输出, 从而导致传感器数据的不确定性。摩擦过程剧烈, 接触一分离起电强烈时, 该信号将淹没固相带电颗粒在传感器上产生的静电感应信号。因此在航空发动机尾气静电带电机理研究不宜采用接触式的静电测试方法。

针对航空发动机尾气静电带电测试的特殊要求, 需要专门设计敏感区域较大, 灵敏度较高的静电传感器。同时为防止发动机的高速喷流尾气在空气中逐渐扩散并与传感器内壁发生接触导致影响测试结果, 综合考虑后将传感器设计为共轴喇叭状非接触式静电传感器^[22], 见图 1。传感器外筒长度适当大于内筒, 这样就保证内筒获得良好的静电屏蔽, 并且可近似认为内外筒组成理想的法拉第筒。内筒为测试电极, 内外筒间通过若干特制的静电绝缘支撑杆与外筒隔离。该共轴喇叭状非接触式静电传感器不但具有较高的灵敏度和稳定性, 而且结构简单紧凑, 布设方便, 不会破坏原航空发动机系统。

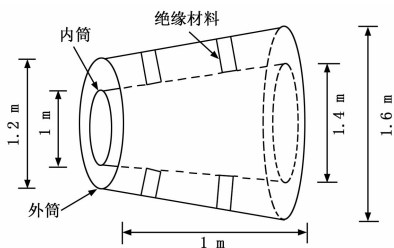


图 1 共轴喇叭状非接触式静电传感器

当带电量为 $+q$ 的微粒靠近传感器时, 由于静电感应, 在内筒的内壁将会感应出一定量的电荷, 记为 $-q$ 。由于电荷守恒, 则在内筒的外壁, 必然同时出现等量异号的电荷。由于共轴喇叭状非接触式静电传感器近似可以认为是理想的法拉第筒, 因此外筒的内壁必然同时出现 $-q$ 的电荷, 而外筒外壁感应出的 $+q$ 的电荷, 则经接地线导向大地, 使得等势体的外筒整体仍然保持零电位。于是在内外筒间形成由内向外的径向电场, 产生电势差, 且内筒电位高于外筒, 即静电测试仪器读数为正。类似的, 若带电微粒电荷为负电, 则静电测试仪器读数为负。当含有大量正负电荷的发动机喷流尾气穿过内筒时, 传感器就会测得这些正负电荷的综合作用。

2.2 测试系统的设计

航空发动机尾气静电带电静电信号的测试不同于一般的电信号测量, 它具有自身的特点。由于传感器上的感应电荷量很少, 测试仪器的引入将对原来的电荷分布产生较大影响。为降低测试仪器对传感器信号的影响, 要求测试仪器有很小的输入电容和极高的输入电阻。测试精度越高, 输入电阻就要越大, 一般而言输入电阻不得低于 $10^{14} \Omega$ 。在航空发动机的启动和停止瞬间, 燃烧室状态与稳定工作时有较大差别, 燃烧过程中各种粒子的形成和演化瞬态过程显著, 处于快速变化中, 尾气静电带电状态也因此有较大变化, 这就要求测试仪器具有较宽的通频带。在本研究中, 要求低通频带宽度不小于 1 kHz 。

传统的静电电压表有 Q-V 系列静电电压表和阻容分压式

静电电位计。但两者由于响应时间长、频率失真大等问题, 不能很好地满足尾气静电带电测试研究。针对尾气静电带电测试研究中电压信号小, 动态性能要求高的特点, 测试仪器采用自主研发的 ZPD-1A 型静电电位动态测试仪^[23]。该仪器采用信号自屏蔽—电荷耦合原理, 把被测电位信号转换为与之成正比的电荷量, 测试探头的外电极既是被测信号的输入端, 又是耦合信号的屏蔽导体。利用静电信号的自屏蔽特性, 解决了接地屏蔽带来的非线性失真问题, 巧妙解决了静电测试中屏蔽深度与仪器灵敏度的矛盾, 在提高仪器灵敏度的同时, 仪器的抗干扰能力也得到了显著增强。测试电路输入级利用深反馈的同相放大器组成阻抗变换器, 使测试仪器的等效输入电阻达到 $10^{14} \Omega$ 以上。计量校准表明, 该测试仪器输入电阻大于 $10^{14} \Omega$, 低通频带宽度大于 1 kHz , 衰减时间常数达到 10^7 s 量级, 能够满足本测试要求。

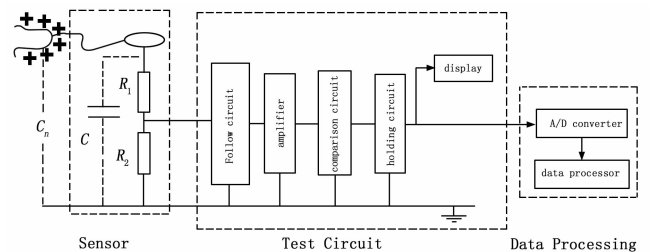


图 2 智能静电电位动态测试仪器原理

为提高测试效率, 增强实时分析处理能力, 改善测试平台的兼容性, 适应自动化智能化的测试要求, 开发了虚拟仪器自动测试系统。该系统不但能实时监测被测信号的变化, 便捷地调整采样频率等参数, 而且能够进行实时处理和显示, 大大提高了测试效率。

2.3 航空发动机尾气静电带电试验方法

为增强数据的可靠性, 贴近航空发动机工作实际情况, 试验在已经装备某型航空发动机的飞机上实施。该型发动机为双转子双涵道涡轮风扇发动机, 当飞机启动时, 需首先启动一小型发动机。该辅助发动机持续运转并逐渐加速, 带动主发动机缓慢加速。当主发动机转速达到启动要求后, 主发动机点火启动, 转速迅速提高, 随后辅助发动机迅速熄火停止工作。主发动机正常运行时, 尾喷口气流温度不超过 $620 \text{ }^\circ\text{C}$, 气流速度约为 150 m/s 。

试验时将静电传感器固定于发动机正后方, 并使发动机喷口轴心与共轴喇叭状非接触式静电传感器轴心重合。静电传感器外筒接地, 内筒通过导线直接与静电电位动态测试仪输入端连接, 确保导线中间部分不接触任何其它物体, 以保证静电测试的大输入阻抗。静电电位动态测试仪输出端连接测试系统数据采集模块, 通过自动测试程序保存在工控机中, 见图 3。试验环境温度为 $24.2 \text{ }^\circ\text{C}$, 相对湿度为 31.7% , 静电传感器电容为 496 pF 。

3 试验结果与分析

航空发动机尾气静电带电试验可分为 5 个阶段: $1 \sim 5 \text{ s}$, 主发动机在辅助发动机的驱动下缓慢加速至最高转速的 10% ; $2.5 \sim 32 \text{ s}$, 主发动机点火启动, 转速迅速增加到最大值; $3.32 \sim 42 \text{ s}$, 发动机缓慢降低转速; $4.42 \sim 47 \text{ s}$, 发动机重新

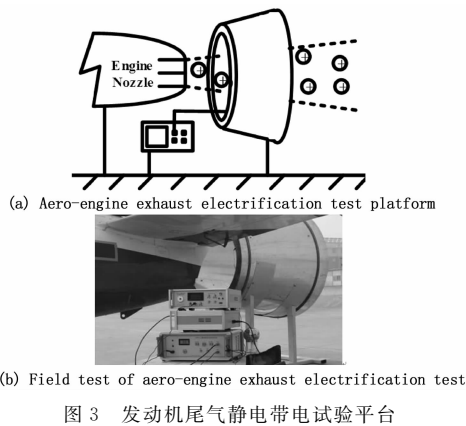


图 3 发动机尾气静电带电试验平台

逐渐加速；5.47~53 s，发动机再次缓慢降低转速直至稳定。测得的传感器电位随发动机状态变化的典型结果如图 4 所示。

试验第 1 阶段，传感器电位保持零电位不变。这是因为此时主发动机在辅助发动机的驱动下缓慢加速运转，燃烧室内不存在燃烧反应，没有带电粒子生成，即通过传感器的气体为电中性的空气，因此传感器电位保持零电位不变。

试验第 2 阶段，主发动机达到启动条件，点火启动，发动机转速迅速上升至最大值，传感器所测电位随转速迅速升高并稳定在 24 V。这是因为，主发动机启动后转速迅速增加，耗油量迅速增大，燃烧室内正负离子和电子浓度迅速增加，碳烟颗粒浓度也同时增大，导致尾气中带电粒子大大增加，尾气中静电电荷量也随之加大，静电电位随之迅速升高。

试验第 3, 4, 5 阶段，随着发动机转速的降低和升高，传感器电位也同步的减小和增大，当发动机稳定在一定工况后传感器电位也随之稳定在 18 V。这是因为发动机的转速与耗油量直接相关，而耗油量的变化会导致燃烧室内正负离子和电子浓度的同步改变，并最终影响尾气中的静电电荷量。

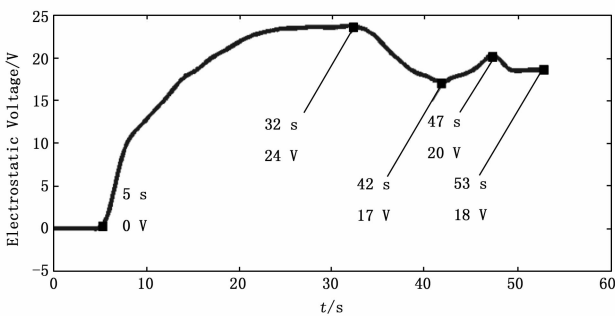


图 4 航空发动机尾气静电带电测试传感器静电电位

根据传感器电位可计算发动机尾气静电带电对航空器充电放电的影响。主发动转速最大时，传感器上的静电电位保持 24V 恒定，则传感器敏感区域内尾气的体电荷密度：

$$\rho = \frac{Q}{V} = \frac{UC}{SL} = \frac{UC}{\pi R^2 L} \quad (7)$$

计算可得发动机喷流尾气的体电荷密度约为 0.077 nC/m³，根据电流定义，

$$I = \int_S \vec{J} \cdot \vec{S} = \rho v S = \rho \pi R^2 v \quad (8)$$

计算可得发动机尾气对航空器的等效电流为 2.26 nA。据此计算，该型发动机在空中工作时，一小时将对飞行器充电 15.6 μC。若将飞行器视为孤立导体，取其电容典型值为 556 pF，则一小时内飞行器充电电位将升高 14.7 mV。实际上，当电压持续升高，飞行器尖端处场强达到空气击穿阈值时，就会发生静电放电，抑制电位的持续增大。在高空飞行时气压较低，空气流速较大，会加剧静电放电，辐射强烈的电磁波。由于放电点就在飞行器表面，且多靠近孔、缝、凸起等位置，使得电磁辐射干扰更容易耦合进入天线和飞行器内部，使电磁兼容形势更为严峻^[6]。飞行器的静电放电多为电晕放电。由于发动机的喷流起电使飞行器带负电，故电晕放电为负极性电晕放电^[24]。取单次负极性电晕放电平均放电电量典型值为 162.5 pC，则单位时间内的放电频次可达为 1.4 万次。若飞行器以 2 倍音速运动，则两次放电间隔内的运动距离仅为 0.049 m，远小于一般飞行器的几何尺度，这一特征无疑具有很广阔的军事民事应用前景。

4 结论

(1) 在理论分析发动机尾气静电带电机理的基础上，对比分析了多种测试原理与传感器方案，研制了由共轴喇叭状非接触式静电传感器、静电电位动态测试仪和自动测试软件等构成的航空发动机尾气静电带电测试系平台，并对某型航空发动机进行了实地尾气静电带电试验测试，验证了测试平台的有效性。

(2) 航空发动机工作时喷流尾气带正电，对航空发动机本身形成负极性的充电电流，使发动机带负电，等效充电电流为 2.3 nA，发动机转速越高，耗油量越大，其燃烧尾气带电量就会越大。

(3) 航空发动机喷流尾气的静电水平与发动机启动、停止、加速、减速等工作状态有直接关系，通过监测尾气静电水平可以判定发动机的工作状态，为气路部件故障诊断和状态监控提供支持。

本研究不仅在保证航空安全方面有积极的作用，而且通过监测发动机尾气静电水平，可以检测尾气中燃料燃烧不完全产物碳烟颗粒的水平，为评价燃油型发动机燃烧效率，促进环境保护提供了新的技术手段。

参考文献：

[1] Lu Z, Sun Y. Research on Maintainability Evaluation Model Based on Fuzzy Theory [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2007, 20 (5): 402-407.

[2] Powrie H, Novis A. Gas Path Debris Monitoring for F-35 Joint Strike Fighter Propulsion System PHM [J]. IEEEAC paper, 2006, 2 (4): 1-8.

[3] Wen Z H, Zuo H F, Pecht M G. Electrostatic Monitoring of Gas Path Debris for Aero-engines [J]. IEEE Transactions on Reliability, 2011, 60 (1): 33-40.

[4] 孙见忠, 左洪福, 詹志娟. 涡轴发动机尾气静电监测信号影响因素分析 [J]. 航空学报, 2012, 33 (3): 412-420.

[5] 陈志雄, 孙见忠, 左洪福, 等. 航空发动机尾气静电信号基线模型分析及应用 [J]. 航空动力学报, 2013, 28 (3): 531-540.

[6] Temnikov A G, Gilyazov M Z, Matveev D A, et al. Studying elec-

tromagnetic interference spectrum in an antenna under aircraft radome using models with artificial charged aerosol clouds [J]. Technical Physics Letters, 2011, 37 (9): 845 - 848.

[7] 郑会志, 胡小峰, 杜照恒, 等. 飞行器表面材料沉积静电成因分析及模拟试验 [J]. 高电压技术, 2011, 37 (10): 2612 - 2616.

[8] 黄建国, 韩建伟. 航天器内部充电效应及典型事例分析 [J]. 物理学报, 2010, 59 (4): 2907 - 2913.

[9] 刘进, 陈永光, 谭志良, 等. 静电放电电磁场的特性分布规律 [J]. 高电压技术, 2012, 38 (2): 435 - 443.

[10] 雷晓勇, 刘尚合, 王雷, 等. 静电放电电磁脉冲辐射场数值建模与仿真 [J]. 高电压技术, 2010 (11): 2749 - 2753.

[11] Sorokin A, Vancassel X, Mirabel P. Emission of ions and charged soot particles by aircraft engines [J]. Atmospheric Chemistry and Physics, 2003, 3 (3): 325 - 334.

[12] Sorokin A, Mirabel P. Ion recombination in aircraft exhaust plumes [J]. Geophysical research letters, 2001, 28 (6): 955 - 958.

[13] Vatazhin A B, Golentsov D A, Likhter V A. Experimental study of body charging in combustion products with soot particles [J]. Journal of Aerosol Science, 2004, 35 (2): 477 - 488.

[14] 曹鹤飞, 刘尚合, 孙永卫, 等. 等离子体环境非偏置固体表面带电研究 [J]. 物理学报, 2013, 62 (11): 577 - 581.

[15] Yu F, Turco R P. The role of ions in the formation and evolution of particles in aircraft plumes [J]. Geophysical Research Letters,

1997, 24 (15): 1927 - 1930.

[16] Penner J E. Aviation and the Global Atmosphere: Special Report of the IPCC Working Groups I and III in Collaboration with the Scientific Assessment Panel to the Montreal Protocol on Substances that Deplete the Ozone Layer [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1999: pp194 - 210.

[17] 黄勇, 林宇震. 燃烧与燃烧室 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009.

[18] Popovicheva O B, Starik A M. Aircraft-generated soot aerosols: Physicochemical properties and effects of emission into the atmosphere [J]. Izvestiya, Atmospheric and Oceanic Physics, 2007, 43 (2): 125 - 141.

[19] Mattingly J D, Heiser W H, Pratt D T. Aircraft engine design [M]. AIAA, 2002: 147 - 153.

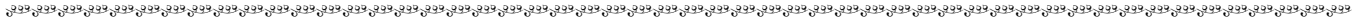
[20] 刘尚合. 静电理论与防护 [M]. 北京: 兵器工业出版社, 1999.

[21] 陆慧林, 赵广播, 别如山, 等. 管内气固两相流动的试验和模拟计算 [J]. 工程热物理学报, 1999, 20 (5): 627 - 631.

[22] 朱利, 刘尚合, 郑会志, 等. 航空发动机喷流起电机理建模与试验研究 [J]. 物理学报, 2013, 62 (22): 225201.

[23] 魏明, 王书平. 静电电位动态测量波形重建算法 [J]. 高电压技术, 2012, (9): 2230 - 2236.

[24] Chang J, Lawless P A, Yamamoto T. Corona discharge processes [J]. Plasma Science, IEEE Transactions on, 1991, 19 (6): 1152 - 1166.



(上接第 2140 页)

由上表数据并结合公式 (1) (2) 可以求出, 当子弹速度为 300 m/s 时, $J_1 = 0.8, J_2 = 1$, 其中, J_1 为聚氨酯作缓冲材料时的 Janssen 系数, J_2 为泡沫铝作缓冲材料时的 Janssen 系数。相应可得当子弹速度为 1 000 m/s 时, $J_1 = 0.08, J_2 = 0.112$ 。

对于应力波冲击仿真实验, 采用缓冲系数 C 来评估缓冲材料的性能, 分别对泡沫铝和聚氨酯进行实验仿真, 得出在 $t=40 \mu\text{s}$ 时, 泡沫铝和聚氨酯均达到最大应力和最大能量, 如表 5 所示。

表 5 两种缓冲材料的最大应力和最大能量表

缓冲材料	最大应力 (N)	最大能量 (MJ)
泡沫铝	45	27
聚氨酯	22	2

利用公式 (3) 可求得聚氨酯的缓冲系数为 $C_1 = 0.61$, 泡沫铝的缓冲系数为 $C_2 = 11$ 。

通过对计算结果的比较可得: 在相同的外部条件下, 泡沫铝作缓冲材料时的 Janssen 系数比聚氨酯作缓冲材料时的 Janssen 系数要大; 对于两种材料的缓冲系数 C , 泡沫铝同样大于聚氨酯。上述实验结果表明, 泡沫铝的缓冲性能^[8]要优于聚氨酯, 即泡沫铝的抗冲击性能比聚氨酯的抗冲击性能好, 具有明显的优越性。

3 结论

根据模型仿真分析结果得知, 对于测试设备中缓冲材料的评估主要是通过位移、速度、加速度、应力、应变、和能量变化几个方面决定。缓冲材料的可靠性是影响设备工作稳定性的

关键。本文以泡沫铝和聚氨酯为研究对象, 采用 ANSYS/LS-DYNA 软件进行了弹体的侵入环境分析, 并用有限元分析法模拟两者的动力学响应。针对子弹速度为 300 m/s 和 1 000 m/s 的情况分别进行仿真实验, 研究了两者的抗冲击性能。采用安全冲击速度 Janssen 系数和缓冲系数 C 作为衡量测试设备缓冲材料性能好坏的评价标准。仿真实验结果表明, 泡沫铝的 Janssen 系数和缓冲系数 C 均比聚氨酯大, 因此泡沫铝在抗冲击方面具有明显的优越性, 这正是缓冲材料所需的优良性能, 具有广泛的应用前景。

参考文献:

[1] 应宗荣, 黄瑞娇, 疏芳, 等. 硬质聚氨酯泡沫复合改性研究进展 [J]. 工程塑料应用, 2013, 41 (2): 111 - 115.

[2] 陈志军, 施文康, 蔡增伸. 金属拉伸试验的测量与控制 [J]. 计算机测量与控制, 2005, 13 (12): 1322 - 1324.

[3] 何伟锋, 孙振忠, 陈海彬, 等. 泡沫铝金属材料两种制备工艺的探讨 [J]. 热加工工艺, 2012, 41 (6): 29 - 34.

[4] 谢卫红, 杜红涛, 李顺才. 聚氨酯泡沫铝复合材料动力学实验 [J]. 复合材料学报, 2011, 28 (3): 103 - 108.

[5] 景鹏. 高 g 值冲击测试关键技术研究 [D]. 太原: 中北大学, 2009.

[6] 荆鹏, 迟煜岷, 王建, 等. 泡沫金属材料制备技术及应用现状 [J]. 热加工工艺, 2012, 41 (22): 59 - 62.

[7] 王礼立. 应力波基础 (第二版) [M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.

[8] 曾斐. 泡沫铝缓冲吸能特性研究 [D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2002.