航空发动机喷流起电机理建模与试验研究*

朱利[1)] 刘尚合[1)†] 郑会志[2)] 魏明[1)] 胡小锋[1)] 索罗金·安德烈[3)]

1) (军械工程学院静电与电磁防护研究所, 石家庄 050003)

2) (中国人民解放军 95927 部队, 沧州 061000)

3) (俄罗斯中央发动机研究所, 莫斯科 111116)

(2013年7月6日收到; 2013年7月26日收到修改稿)

以研究航空发动机喷流起电的机理以及喷流起电对飞行器整体带电特性的影响为目的, 对起电机理进行了建模和实验验证. 首先以流体运动方程为基础, 建立了航空发动机带电粒子浓度的动态仿真模型, 仿真得到发动机燃烧过程中的各类粒子浓度变化情况. 其次, 设计了用于发动机喷流起电探测的静电感应传感器, 对装配涡扇发动机的某型飞行器进行了地面试验测试, 得到了发动机启动、稳定运行、加速、减速、停止等状态的动态电位. 仿真及实验结果详细地描述了发动机喷流起电的机理, 以及喷流起电会使飞行器带负电的结论, 为进一步分析飞行器飞行过程中整体带电特性提供了指导.

关键词: 航空发动机, 喷流起电, 传感器

PACS: 52.25.Dg, 52.25.Tx, 52.65.−y, 47.27.wg **DOI:** 10.7498/aps.62.225201

1 引 言

飞行器在空中高速运动过程中会产生电荷积累 [1,2], 由电荷积累带来的静电放电可能导致其油箱的起火爆炸, 静电放电产生的辐射还会对飞行器的通信和导航系统造成干扰 [3]. 20 世纪, 研究人员就对如何减少飞机静电的射频干扰对飞机通信和电子设备的影响展开了研究 [4,5], 如飞机飞行过程中的起电过程 [6] 以及其所带静电的高压特性 [7]. 飞行器在空中飞行时, 静电起电方式有很多种 [8], 包括: 摩擦起电、发动机喷流起电、感应起电、吸附带电粒子起电、Lenard 效应起电和切割磁力线起电 [9,10], 每种方式的起电极性和起电量各不相同. 其中发动机喷流起电和吸附带电粒子起电是使飞机带电的主要原因 [11,12]. 目前对于喷流起电机理研究还没有形成系统, 大多停留在理论分析阶段, 因此深入研究发动机起电的机理及其特性, 详细分析飞行器在各种状态下整体的静电带电情况成为亟待解决的课题.

发动机工作过程中, 与起电相关的粒子有自由电子、正离子、负离子以及碳黑微尘粒子. 联合国气候变化政府间专家委员会的研究结果表明, 碳黑微尘粒子带电量不超过两个基本电荷 [13]. 国内外计算发动机中各带电粒子的动态方程多以流体运动方程为基础 [14], 加以离子间相互中和、分离的过程. 其中以俄罗斯中央发动机研究所的 Vatazhin 和 Starik[15] 共同得出的计算方程应用最为广泛. 但方程存在以下几点不足: 1) 没有考虑到电子的质量远小于负离子, 电子对其他粒子的吸附性要强于负离子, 采用同样的吸附系数表示电子和负离子的吸附作用是不合适的; 2) 方程中没有表示出中性分子与离子或电子结合后生成新的离子, 这是燃烧开始时负离子的主要来源; 3) 方程中没有显示带电微尘的来源, 忽略了高温使得微尘粒子发生热辐射 [16], 产生带电微尘的过程; 4) 燃料在燃烧时会因化学反应而产生大量的离子, 在计算离子变化时应考虑到这部分离子. 北京理工大学的李彦旭等 [17] 以此为基础对动态方程进行了改进, 充分考虑了各种粒

* 国家自然科学基金 (批准号: 61172035) 资助的课题.

† 通讯作者. E-mail: liushh@cae.cn

© 2013 中国物理学会 Chinese Physical Society

子的产生和中和, 并将动态方程细分为没有微尘产生、微尘所带电荷小于 1 个基本电荷、微尘所带电荷小于两个基本电荷三种情况. 但方程中没有考虑在燃烧开始阶段由于化学反应产生的大量正离子和自由电子. 在 3 个动态方程中描述正离子变化时仅有减少的项, 而没有增加的项, 物体在自然界中是无法出现负数状态的, 从物理意义上无法解释; 动态方程中描述各粒子产生与中和都是对应出现, 因此方程应整体呈现电中性. 两组方程都无法计算燃烧室体电荷密度. 本文充分考虑了各种粒子的产生和中和过程, 以及所有粒子呈电中性的原则, 建立了各带电粒子的动态方程, 并进行仿真验证.

此外, 在故障检测领域, 诸多学者对发动机工作时喷流产生的静电进行了详细试验研究 [18], 美国已将航空发动机气路颗粒静电监测技术作为评估 F-35 战斗机故障预测与健康管理能力的重要部分 [19]. 根据监测任务的不同, 发动机气路颗粒静电监测所采用的传感器也有所不同, 但这些传感器大部分需要与尾流进行接触, 不能避免喷流与传感器产生的摩擦起电. 因此, 并不适用于本文的发动机喷流起电的监测. 针对以上问题, 本文根据法拉第筒原理设计了发动机喷流静电感应传感器, 通过地面实验, 实际测量得到了航空发动机喷流的起电特性.

2 带电粒子变化情况的建模与仿真

分别以 n_+, n_-, n_e 表示正离子、负离子、电子的浓度; 以 $N_{1+}, N_{1-}, N_{2+}, N_{2-}, N$ 分别表示带一个正电荷、一个负电荷、两个正电荷、两个负电荷和电中性的微尘粒子的浓度. 充分考虑微尘因为电子热发射、电子或离子的依附带电, 忽略微尘在的氧化、凝结, 动态方程可表示为

$$\begin{cases} \dfrac{\mathrm{d}n_e}{\mathrm{d}t} = Q(t) + J_0N + J_1N_{1-} + J_2N_{2-} + J_1N_{1+} - k_{e1}n_eN_{1+} - k_{e1}n_eN_{2+} \\ \qquad - k_{e2}n_eN_{1-} - k_{e0}n_eN - k_{ea}n_en_+ - k_{ea}n_e\alpha_aA^2 \\ \dfrac{\mathrm{d}n_+}{\mathrm{d}t} = Q(t) - k_{i2}n_+N_{1+} - k_{i1}n_+N_{1-} - k_{i1}n_+N_{2-} - k_{i0}n_+N - k_{ei}n_en_+ - k_{ii}n_+n_- \\ \dfrac{\mathrm{d}n_-}{\mathrm{d}t} = k_{ea}n_e\alpha_aA^2 - k_{ii}n_+n_- - k_{i0}n_-N - k_{i2}n_-N_{1-} - k_{i1}n_-N_{1+} - k_{i1}n_-N_{2+} \\ \dfrac{\mathrm{d}N}{\mathrm{d}t} = J_{-1}N_{1-} - J_0N + k_{i1}n_-N_{1+} + k_{i1}n_+N_{1-} + k_{e1}n_eN_{1+} - k_{i0}n_-N \\ \qquad - k_{i0}n_+N - k_{e0}n_eN \\ \dfrac{\mathrm{d}N_{1+}}{\mathrm{d}t} = J_0N - J_1N_{1+} + k_{i0}n_+N + k_{e1}n_eN_{2+} + k_{i1}n_-N_{2+} - k_{i1}n_-N_{1+} \\ \qquad - k_{e1}n_eN_{1+} - k_{i2}n_+N_{1+} \\ \dfrac{\mathrm{d}N_{1-}}{\mathrm{d}t} = J_{-2}N_{2-} - J_{-1}N_{1-} + k_{i0}n_-N + k_{e0}n_eN + k_{i1}n_+N_{2-} - k_{i1}n_+N_{1-} \\ \qquad - k_{e2}n_eN_{1-} - k_{i2}n_-N_{1-} \\ \dfrac{\mathrm{d}N_{2+}}{\mathrm{d}t} = J_1N_{1+} + k_{i2}n_+N_{1+} - k_{i1}n_-N_{2+} - k_{e1}n_eN_{2+} \\ \dfrac{\mathrm{d}N_{2-}}{\mathrm{d}t} = -J_{-2}N_{2-} + k_{i2}n_-N_{1-} + k_{e2}n_eN_{1-} - k_{i1}n_+N_{2-} \end{cases}, \tag{1}$$

其中, 电子热发射率用 $J_{e,p}$ 表示; 微尘对离子和电子的捕获率用 $k_{is,p}$ 表示; 电子与离子的结合系数用 k_{ei} 表示; 离子间的结合系数用 k_{ii} 表示; 电子对中性分子的依附率用 k_{ea} 表示; 系数 α_a 是将被电子附着的电中性气体的摩尔数, A 是中性分子的总浓度; 主要电子和正离子的浓度由燃烧区的离子生成率 $Q(t)$ 决定. 该方程组的初始条件是: $t = 0$ 时, $n_e = n_- = n_+ = 0, N_{s,p} = 0(p \neq 0), N_s^0 = N_s$.

同时各粒子的带电量满足 (2) 和 (3) 式:

$$N_{\mathrm{s}} = \sum_{p} N_{\mathrm{s,p}}, \tag{2}$$

$$n_{\mathrm{e}} + n_{-} + \sum_{p<0} |p| N_{\mathrm{s,p}} = n_{+} + \sum_{p>0} p N_{\mathrm{s,p}}. \tag{3}$$

根据 1990 年 Gerhardt 和 Homann[20] 的研究显示:

$$k_{\mathrm{ea}} \approx 1.4 \times 10^{-29} \left(\frac{300}{T}\right)^{-\frac{600}{T}}. \tag{4}$$

目前, 普遍采用的电子与离子的结合系数 k_{ei} 是由 Guo 和 Goodings[21] 测试得到的, 其值为

$$k_{\mathrm{ei}} = (0.0132 \pm 0.0004) \times T^{-1.37\pm0.05}, \tag{5}$$

可见电子与离子的结合系数也依赖于温度.

离子间的结合系数 k_{ii} 是决定发动机尾喷口处离子浓度的重要参数. Mätzing [22] 研究得到

$$k_{\mathrm{ii}}(T) = 4 \times 10^{-7} \left(\frac{300}{T}\right)^{0.5} + 3 \times 10^{-25} [M] \frac{P}{P_0} \left(\frac{300}{T}\right)^{3.5}, \tag{6}$$

其中, P 和 P_0 分别代表静压力和标准压力; $[M]$ 表示参与反应的第三方元素的密度.

根据 Mätzing[22] 的研究得到的, 发动机中温度和压力随时间的变化关系, 得到各结合系数的变化关系如图 1 所示. 由图可见, 电子对中性分子的依附率相对于带电粒子间的结合系数要小得多.

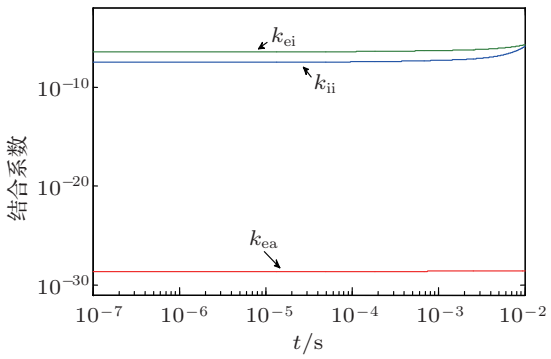

图 1 各类结合系数的变化情况

方程中电子热发射率 $J_{\mathrm{e,p}}$ 取决于环境温度、微尘的尺寸以及所带电荷, 计算方法为

$$J_{\mathrm{e,p}} = 4\pi a^2 C T^2 \exp\left(-\frac{W_I}{kT}\right), \tag{7}$$

其中, 电子对半径为 a, 带电量为 p 的微尘的功函数 $W_I = W + e^2(p+0.375)/a$, W 为整体功函数, C 为常数, 由 (8) 式决定:

$$C = 4\pi m_{\mathrm{e}} \frac{k^2}{h^3} = 7.494 \times 10^{20}\ \mathrm{cm}^{-2} \cdot \mathrm{s}^{-1} \cdot \mathrm{K}^{-2}, \tag{8}$$

式中, m_{e} 为电子的质量, h 为普朗克常数. 微尘的整体功函数可近似为石墨的功函数 $W = 4.35$ eV. 中性微尘、带有一个正电荷、带有一个负电荷、带有两个正电荷和带有两个负电荷微尘的电子热发射率分别用 J_0, J_1, J_{-1}, J_2 和 J_{-2} 表示, 它们随时间的变化情况如图 2 所示.

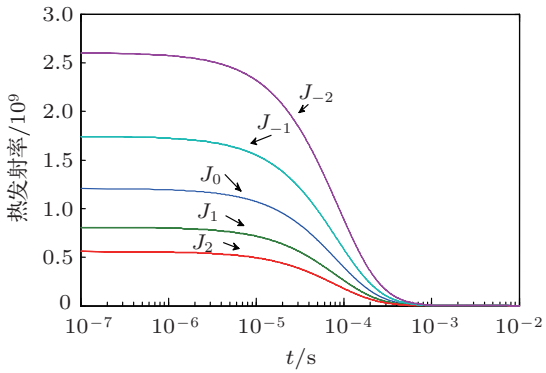

图 2 微尘热发射率变化情况

由图可见, 带有负电荷的微尘热发射率相对较高, 电中性微尘次之, 带正电的微尘发射率最小; 微尘的热发射率随温度的降低而降低.

微尘对离子和电子的捕获率 $k_{\mathrm{is,p}}$, 决定于微尘是否带电, 所带电荷与要吸附的粒子所带电荷极性是否相同. 方程组 (9) 中的 3 式分别代表微尘对中性粒子、异性电荷粒子和同性电荷粒子的捕获率 [23].

$$\begin{cases} k_{\mathrm{is,p_0}} = \pi a^2 \overline{c_{\mathrm{i}}} \left(1 + \sqrt{\dfrac{\pi e^2}{2kTa}}\right) \\ k_{\mathrm{is,p_1}} = \pi a^2 \overline{c_{\mathrm{i}}} \left[1 + \dfrac{|p| e^2}{kTa} + \dfrac{16|p| e^2}{81 kT \lambda_{\mathrm{i}}} \left(\dfrac{pe^2}{kTa}\right)^2\right], \\ k_{\mathrm{is,p_2}} = \pi a^2 \overline{c_{\mathrm{i}}} g^2 \exp\left[-\dfrac{|p| e^2}{gkTa}\left(1 - \dfrac{1}{2g(g^2-1)|p|}\right)\right] \end{cases} \tag{9}$$

式中 $\overline{c_{\mathrm{i}}}$ 为离子 i 的平均热速度, 与离子的温度、所带电量以及离子的质量有关; λ 为离子 (或电子) 的平均自由程, 与温度、压力、离子 (或电子) 的直径有关; 参数 $g = a_0/a$, 其中 a_0 表示粒子中心到库仑力消失位置的距离, 这一参数主要与所带电荷数量有关. 将这些参数代入 (7) 式, 分析得微尘对离子和电子的捕获率变化情况如图 3 所示. 其中 k_{e0}, k_{e1},

k_{e2} 分别表示电中性微尘、异性电荷微尘、同性电荷微尘对电子的捕获率, k_{i0}, k_{i1}, k_{i2} 分别表示微尘对电中性、异性电荷、同性电荷离子的捕获率.

由图 3 可见, 微尘对异性电荷离子的吸附系数略大, 对同性电荷的离子吸附系数较小; 因电子质量比离子的质量小得多, 微尘对电子的吸附系数比对离子的大.

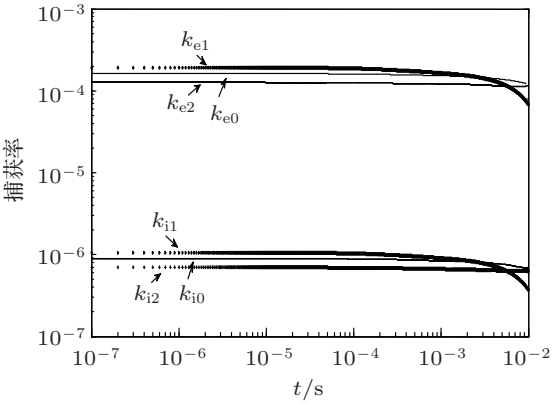

图 3 微尘对粒子的捕获率变化情况

将以上分析的各个参数代入动态方程 (1) 中, 进行仿真计算, 得到发动机内粒子的变化情况, 结果如图 4 所示.

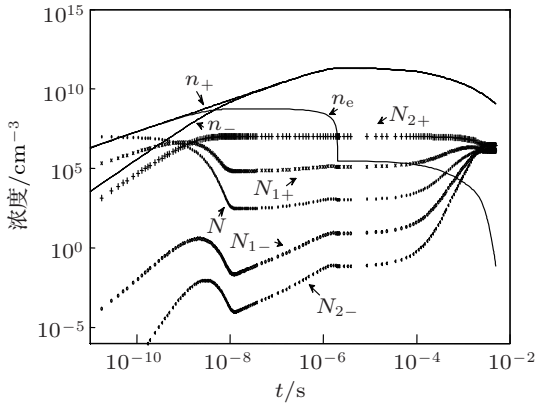

图 4 发动机内粒子浓度的变化情况

从图 4 中可以看出, 在燃烧初期主要产物为正离子、电子和微尘粒子, 随着燃烧的进行, 电子吸附中性分子形成负离子, 同时电子、正离子以及刚刚形成的负离子会与微尘粒子相结合, 形成带正电的微尘粒子和带负电的微尘粒子. 电中性的微尘粒子和带负电的微尘粒子发生热辐射, 使得电中性的微尘粒子浓度降低, 带负电的微尘粒子增速缓慢; 微尘粒子不断地捕获正、负离子和电子, 使得带电微尘粒子的密度不断增加, 而电中性的微尘粒子增速很慢; 随着温度的下降, 热辐射速度下降, 电中性微尘和带负电的微尘粒子浓度逐渐增加, 而带正电的微尘浓度减少, 在临近尾喷口时, 带正电微尘、带负电微尘和电中性微尘浓度基本相同, 达到 4×10^6 cm^{-3}. 在没有其他因素时, 燃烧室产生的粒子整体呈电中性.

为了进一步分析喷流起电的机理, 选取图 4 中任意时刻, 如 10^{-4} s 时. 正离子与负离子有相同的电荷量和质量, 当它们随着发动机喷流喷出时, 可认为它们对发动机的起电贡献为零. 带正电的微尘粒子浓度比带负电的微尘粒子浓度大, 考虑它们的平均质量相等, 则两类粒子的综合带电极性为正, 且带电量与电子带电量等量异号. 电子质量比正、负离子和微尘粒子的质量小得多, 根据动量守恒定律, 燃烧产生的电子具有比其他粒子更快的弥散速度, 会进入发动机的金属缸体中, 对飞行器整体的静电带电量做出贡献, 而综合带正电的微尘粒子在温度场和浓度场作用下, 被定向抛出金属缸体, 因此, 喷流起电会让发动机带上负电.

3 发动机喷流静电感应传感器的设计

为了进一步验证发动机喷流的起电特性, 可对航空发动机喷流起电进行实际测试. 在地面进行发动机喷流起电实验, 最理想的方式是对实际飞行器进行绝缘处理, 启动发动机之后测试飞行器的带电量. 但实验时要将飞行器对地绝缘, 这样会使飞行器带有大量电荷, 从而对飞行器机体及机载设备产生影响, 甚至会导致飞行器故障. 如果不对飞行器进行绝缘处理, 电荷会通过轮胎等与地面接触的部件泄漏, 无法对起电电位进行测试. 通过前文的分析, 喷流所带电量与发动机所带电量等量异号, 可通过监测发动机喷流所带电量间接得到发动机的起电量.

本文根据法拉第筒原理 [24], 设计了发动机喷流静电感应传感器, 其结构如图 5 所示. 与法拉第筒不同的是, 传感器两端开口, 当发动机喷流从中穿过时, 高速运动的带电气流形成的运流电流, 会使传感器感应起电, 从而被监测到. 传感器呈喇叭形, 这是为了防止喷流随喷出距离的增加逐步扩散, 而与传感器内壁接触, 内外金属筒之间采用聚四氟乙烯进行绝缘.

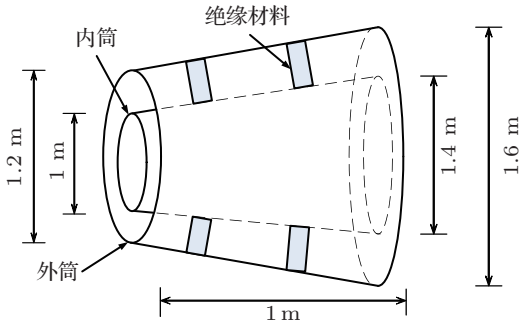

图 5 传感器结构图

4 试验测试与数据分析

采用所设计的传感器对带有涡轮风扇发动机的飞行器进行地面试验. 将传感器放置于飞行器后方, 发动机喷口与传感器同轴; 飞行器和传感器外筒接地, 传感器内筒连接由静电动态电位测试仪 [25]、采集卡、计算机组成的测试装置; 试验环境温度为 24.2 °C, 相对湿度为 31.7%.

实验过程中, 发动机包括以下 6 个运行状态: 1. 启动 (零时刻); 2. 保持转速在 10%以下, 慢速升高 (0—56.13 s); 3. 提速至 8400 r/min (56.13—81.45 s); 4. 逐渐减低速度至 7350 r/min (81.45—126.88 s); 5. 停车 (126.88—129.60 s); 6. 维持停车状态, 直至发动机转速完全为零 (129.60 s— 试验结束). 测试得到的发动机喷流电位随时间变化情况如图 6 所示.

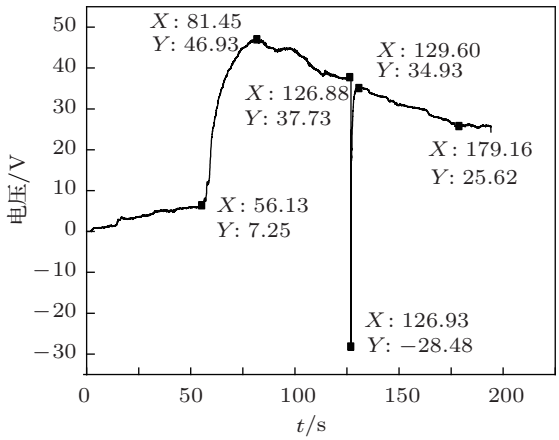

图 6 发动机喷流电位

从图中可以看出, 在状态 1 时, 即启动瞬间, 喷流电位为 0 V; 在状态 2 时, 喷流电位随着转速的升高而升高; 在状态 3 时, 电位上升速度加快, 最高在 81.45 s 处, 达到 46.93 V; 在状态 4 时, 电位随着转速的降低而降低. 这 4 个状态说明发动机的喷流起电量以及喷流起电的快慢与发动机的运转速度紧密相关. 在状态 5 时, 喷流电位曲线出现一个负脉冲, 瞬时电位变为 −28.48 V, 随后迅速回升至 34.93 V, 这是由于在发动机停车时, 燃烧室内燃烧停止, 部分余油未燃烧直接从尾喷口喷出, 燃油与发动机内壁摩擦而带负电, 燃油从传感器中心穿过时形成负极性运流电流, 使传感器感应出一个瞬时负脉冲; 在状态 6 时, 电位从 34.93 V 逐渐将至 25.62 V, 并最终趋于恒定, 这是因为带电粒子有较快的弥散速度, 试验过程中, 喷流通过传感器时有部分带正电的粒子附着在传感器内筒上, 而内外筒之间绝缘, 电荷无法泄放. 多次重复试验, 所得数据与图 7 所示相符. 试验得到的发动机运转过程中, 喷流起电极性, 也与仿真分析的结果相符.

5 结 论

航空发动机工作时, 与粒子的产生和中和消失相关的物理过程有: 中性粒子与带电粒子相结合、不同带电粒子之间的结合、微尘粒子的热辐射、燃烧化学反应产生离子. 本文以流体运动方程为基础, 将以上物理过程以及电荷守恒等物理事实体现在方程中, 建立了发动机内粒子变化的动态方程, 并对方程中涉及的电子热发射率、微尘对离子和电子的捕获率、电子与离子的结合系数、离子间的结合系数、电子对中性分子的依附率等参数进行了详细的分析与计算, 从而得到了发动机内粒子浓度变化的仿真模型. 该模型综合考虑了与起电相关的主要因素, 仿真环境与真实的燃烧环境接近, 达到了描述发动机内粒子在各个阶段的浓度变化情况以及物理过程的目的. 在此仿真模型的基础上, 考虑电子具有比其他粒子快得多的弥散速度, 解释了发动机起电机理, 得到喷流起电会让发动机带上负电的结论. 并设计发动机喷流静电感应传感器, 通过地面试验验证了此结论的正确性. 地面试验还测量得到了发动机各个工作状态的静电电位变化情况. 这些结果对于分析飞行器整体带电特性提供了重要手段和实际参数.

[1] Cao H F, Liu S H, Sun Y W, Yuan Q Y 2013 *Acta Phys. Sin.* **62** 149402 (in Chinese) [曹鹤飞, 刘尚合, 孙永卫, 原青云 2013 物理学报 **62** 149402]

[2] Cao H F, Liu S H, Sun Y W, Yuan Q Y 2013 *Acta Phys. Sin.* **62** 119401 (in Chinese) [曹鹤飞, 刘尚合, 孙永卫, 原青云 2013 物理学报 **62** 119401]

[3] Huang J G, Han J W 2010 *Acta Phys. Sin.* **59** 2907 (in Chinese) [黄建国, 韩建伟 2010 物理学报 **59** 2907]

[4] Tanner R L 1953 *Radio Interference from Corona Discharges* (California: Stanford Electronics Labs) pp3–23

[5] Tanner R L, Nanevicz J E 1961 *Precipitation Charging and Corona-generated Interference in Aircraft* (California: Staford Electronics Labs) pp7–32

[6] Tanner R L, Nanevicz J E 1964 *P. IEEE* **52** 44

[7] Nanevicz J E 1982 *IEEE T. Electromagn. C.* **2** 203

[8] Trichel G W 1938 *Phys. Rev.* **54** 1078

[9] Li Y L 2000 *M. S. Dissertation* (Beijing: Beijing Institute of Technology) (in Chinese) [李银林 2000 硕士学位论文 (北京: 北京理工大学)]

[10] Nanevicz J E 1975 *Conference on Lightning and Static Electricity* (London: Royal Aeronautical Soc) p14

[11] Yi M, Wang C 2007 *High Voltage Eng.* **33** 115 (in Chinese) [易鸣, 王春 2007 高电压技术 **33** 115]

[12] Trinks H, Haseborg J L T 1982 *IEEE Trans. Aero. Elect. Syst.* **3** 268

[13] Penner J, Lister D, Griggs D 1999 *Aviation and the Global Atmosphere* (Cambridge: The Press Syndicate of the University of Cambridge) pp15–29

[14] Xu M Y, Zhang J P, Mi J C, Nathan G J, Kalt P A M 2013 *Chin. Phys.* B **22** 034701

[15] Vatazhin A B, Starik A M, Kholshchevnikova E K 2004 *Fluid Dynamics* **39** 384

[16] Guo H, Tang P 2013 *Chin. Phys.* B **22** 054204

[17] Li Y X, Chen X, Cui Z Z 2009 *Trans. Beijing I. Technol.* **27** 1 (in Chinese) [李彦旭, 陈曦, 崔占忠 2009 北京理工大学学报 **27** 1]

[18] Li Y H, Zuo H F, Wen Z H 2009 *Acta Aeronaut. Et Astronaut. Sin.* **30** 604 (in Chinese) [李耀华, 左洪福, 文振华 2009 航空学报 **30** 604]

[19] Powrie H, Smiths Aerosp, Hampshire, Novis A 2006 *Aerospace Conference* (Big Sky, MT: IEEE) p8

[20] Gerhardt P, Homann K H 1990 *Berichte der Bunsengesellschaft für Physikalische Chemie* **94** 1086

[21] Guo J, Goodings J M 2000 *Chem. Phys. Lett.* **329** 393

[22] Mätzing H 1991 *Adv. Chem. Phys.* **80** 315

[23] Sorokin A, Vancassel X, Mirabel P 2003 *Atmos. Chem. Phys.* **3** 325

[24] Liu S H, Wei G H, Liu Z C, Wu Z C, Li H J 1999 *Electrostatic Theory and Protection* (Beijing: Weapon Industry Press) p365 (in Chinese) [刘尚合, 魏光辉, 刘直承, 武占成, 李宏建 1999 静电理论与防护 (北京: 兵器工业出版社) 第 365 页]

[25] Liu S H 1990 *P. R. C. Patent* CN90203259.3 (in Chinese) [刘尚合 1990 专利 CN90203259.3]

Modeling and experimental study of the mechanism of electrification from aero-engine jet*

Zhu Li[1)] Liu Shang-He[1)†] Zheng Hui-Zhi[2)] Wei Ming[1)]
Hu Xiao-Feng[1)] Sorokin Andrey[3)]

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

2) (*People's Liberation Army of 95, 927 troops, Cangzhou* 061000*, China*)

3) (*Central Institute of Aviation Motors, 2 Aviamotornaya Str., Moscow* 111116 *Russia*)

(Received 6 July 2013; revised manuscript received 26 July 2013)

Abstract

To investigate the mechanism of electrification from aero-engine jet and the electrification effect on the overall charging characteristics of vehicle, a simulation model of concentration of charged particles in aero-engine is build based on the equations of fluid motion. And concentration changes of various particles are simulated. To verify the simulation result, a special electrostatic induction sensor for detecting the electrification of engine jet is designed, according to the principle of the Faraday cup, to measure the dynamic potential when the turbofan engine starts, operates steadily, accelerates, decelerates and stops. The simulation and experimental results show that the aircraft is negatively charged by the electrification from aero-engine jet and the mechanism of electrification from aero-engine jet is described specifically. The research may provide a guidance to the further study on analyzing the overall charging characteristics of vehicle during the flight.

Keywords: aircraft engines, jet electrification, sensors

PACS: 52.25.Dg, 52.25.Tx, 52.65.−y, 47.27.wg **DOI:** 10.7498/aps.62.225201

* Project supported by the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 61172035).

† Corresponding author. E-mail: liushh@cae.cn