

电子辐照下聚合物介质内部放电模型研究*

全荣辉^{1)2)†} 韩建伟²⁾ 张振龙²⁾

1) (南京航空航天大学航天学院, 南京 230016)

2) (中国科学院空间科学与应用研究中心, 北京 100190)

(2013年8月30日收到; 2013年9月18日收到修改稿)

空间电子辐照环境中, 聚合物介质充放电现象是威胁航天器安全的重要因素. 传统航天器介质充放电模型仅能分析材料充电过程, 缺乏对放电前后介质电位残余情况与放电脉冲强弱弱的评估. 本文通过引入介质放电电导率, 在数值积分充电模型基础上建立同时描述航天器介质内部充电和放电过程的新模型, 并将模型计算结果与实验数据进行比较, 验证了所构建的模型. 模型分析结果表明, 聚合物介质放电残余电位与放电电流脉冲宽度随着样品电阻率的增加而增大, 放电电流强度随着临界电场强度和充电时间的增加而增强, 其增幅随着辐照电子束流强度的增加而增大.

关键词: 放电模型, 内部放电, 电子辐照, 航天器介质

PACS: 52.80.Wq, 61.82.Pv, 61.80.Fe, 41.75.fr

DOI: 10.7498/aps.62.245205

1 引言

空间辐射环境中, 由高能电子引起航天器介质材料的充放电现象被称为内部充电 (internal charging) 或深层充电^[1,2](deep dielectric charging). 内部充电现象存在于航天器外围材料如电缆、天线座、绝缘护套中, 以及航天器内部如电路板、导线和接插件等部件或介质材料中^[3,4]. 由内部充电引起的放电过程, 可以导致航天器绝缘材料或电路击穿, 其放电脉冲通过空间传播或导线耦合将干扰甚至烧毁星载电路进而导致航天器异常或故障^[5]. 文献^[6]对1973—1997年299例航天器故障成因进行统计, 由内部充放电引起的异常或故障可以确定的有74例, 约占总故障数的24.7%, 因此内部充放电现象是导致航天器故障或异常的重要原因.

随着材料工艺的进步, 聚合物介质材料已经在航天器中广泛应用. 目前已提出较多模型用于计算聚合物材料内部充电时电荷与表面电位的变化过程, 例如等效电路模型、风险膨胀判据模型和灰关联模型等^[7-12]. 上述模型均未考虑到聚合物材料

的放电过程, 仅可以评估介质在电子辐照下充电程度和放电风险, 而对放电后电位变化及放电电流强弱缺乏分析, 忽视了介质放电脉冲对航天器的影响. 国际上对航天器介质放电现象的研究多集中在实验观测上, 缺乏相对完善的理论和评估模型^[13-15]; 国内对聚合物介质内部充电现象已有较成熟的实验与理论研究, 但对放电现象的研究较少^[16-18]. 本文参照局部放电理论^[19], 在数值积分 (NUMIT) 模型基础上引入放电电导率, 建立聚合物介质内部充放电模型. 新模型将介质内部充电与放电过程相关联, 揭示了入射电子束流强度、介质电阻率与厚度等参数对放电前后材料表面电位、放电脉冲强弱及脉冲波形特征的影响, 对航天器内部充放电风险评估与抗脉冲干扰防护具有重要参考意义.

2 模型的建立

对于电子辐照下聚合物介质的内部充电现象, 在忽略二次电子现象和表面电荷泄漏的条件下, 电荷在介质内的沉积与输运过程满足下列方程^[20]:

$$\epsilon \nabla \cdot \mathbf{E}(x, y, z, t) = \rho(x, y, z, t), \quad (1)$$

* 国家自然科学基金 (批准号: 41004083) 和南京航空航天大学科研启动基金 (批准号: 101156YAH13009) 资助的课题.

† 通讯作者. E-mail: quanrh@nuaa.edu.cn

$$\frac{\partial \rho(x, y, z, t)}{\partial t} + \nabla \cdot \mathbf{J}_{\text{con}}(x, y, z, t) = \mathbf{J}_{\text{in}}(x, y, z, t), \quad (2)$$

$$\mathbf{J}_{\text{con}}(x, y, z, t) = (\sigma_{\text{dark}} + \sigma_{\text{ric}}) \mathbf{E}(x, y, z, t), \quad (3)$$

式中 $\mathbf{E}(x, y, z, t)$ 为电场强度, $\rho(x, t)$ 为介质内电荷密度, ε 为介电常数, $\mathbf{J}_{\text{con}}(x, y, z, t)$ 为介质内由电场作用产生的传导电流, $\mathbf{J}_{\text{in}}(x, y, z, t)$ 为电子入射在介质内的沉积电流, σ_{dark} 为暗电导率, σ_{ric} 为辐射诱发电导率. 辐射诱发电导率 σ_{ric} 与电子沉积剂量率 D 及材料有关, 其表达式为 [21-23]

$$\sigma_{\text{ric}} = k_p(D)^\lambda, \quad (4)$$

式中 k_p 与 λ 为与材料相关的常数, λ 取值范围为 (0.5, 1). 传统的内部充电模型将暗电导率 σ_{dark} 视为常数, 在已知电子沉积电流 \mathbf{J}_{in} 和材料相关参数的条件下, 可以计算出材料内部的电荷与电场分布、表面电位及接地电流随时间的演化, 直至达到平衡电场 \mathbf{E}_{bal} . 当电子沉积电流 \mathbf{J}_{in} 取值为 0 时, 若已知初始时刻介质内部电荷密度分布 ρ , 上述方程也可以计算辐照截止时介质内部电荷、电场与电位的衰减过程.

在实际情况下, 当入射电子束流强度或材料内部电场过强时, 聚合物介质材料在达到平衡电场 \mathbf{E}_{bal} 之前即可能出现放电现象. 在介质放电瞬间, 大量电荷从材料接地点 (如背电极) 泄漏产生电流脉冲, 暗电导率 σ_{dark} 取常数将不再适用上述模型, 放电脉冲的持续时间和幅度与材料构型及放电前介质内部电荷密度分布 ρ 密切相关. 聚合物介质材料的内部放电过程类似于局部放电现象, 不同于材料表面放电和材料击穿放电, 目前仍未有用于计算航天器聚合物介质内部放电电流强度与电位变化特征的模型.

聚合物介质在放电过程中, 其暗电导率不再为常数, 而与介质内部电场和电压密切相关. 考虑单面接地内部充放电情况, 参照局部放电理论 [19], 引入放电电导率 σ_{dis} , 可以建立描述聚合物介质内部充电与放电过程的新模型如下:

$$\varepsilon \frac{\partial E(x, t)}{\partial x} = \rho(x, t), \quad (5)$$

$$\frac{\partial \rho(x, t)}{\partial x} + \frac{\partial J_{\text{con}}(x, t)}{\partial x} = J_{\text{in}}(x, t), \quad (6)$$

$$\mathbf{J}_{\text{con}}(x, t) = \begin{cases} (\sigma_{\text{dark}} + \sigma_{\text{ric}}) \mathbf{E}(x, t) & E_{\text{max}}(t) < E_c \\ (\sigma_{\text{dis}} + \sigma_{\text{ric}}) \mathbf{E}(x, t) & E_{\text{max}}(t) \geq E_c \end{cases}, \quad (7)$$

$$V_s = \int_0^d E(x, t) dx, \quad (8)$$

$$\sigma_{\text{dis}}(x, t) = \sigma_{\text{dark}} \exp(V(x, t)/V_0 + E(x, t)/E_c), \quad (9)$$

式中 σ_{dis} 为放电期间介质本征电导率, E_{max} 为介质内部最大电场, E_c 为临界电场, V_0 为放电初始时刻介质电位, d 为材料厚度.

上述模型中, 当介质内部最大电场 E_{max} 小于临界电场 E_c 时, 介质暗电导率为 σ_{dark} , 此时新模型与传统充电模型一致, 描述的是介质内部充电过程; 当介质内部最大电场 E_{max} 达到临界电场 E_c 发生放电现象时, 介质暗电导率为 σ_{dis} , 如 (9) 式所示, 此时暗电导率随着电场强度变化, 描述的是介质内部放电过程; 当介质背部放电电流趋于平衡值时, 放电过程结束, 介质在电子持续辐照下重复内部充电和放电过程.

为了便于定量比较分析, 模型中未考虑介质内部放电的随机性问题. 在实际情况下, 样品的放电概率随着充电时间和内部场强的增加而逐渐增加, 可以在达到临界电场强度前后的某个时刻内发生放电现象, 导致相同充电条件下样品放电电流强度发生变化. 本文对样品多次放电实验数据取平均值, 与模型计算结果进行比较, 同时分析了放电前后充电时间和临界电场强度变化对放电电流脉冲强度的影响.

3 实验设计

为验证新模型的准确性并对聚合物介质内部充放电现象进行分析, 对航天器常见的聚合物介质进行内部充放电模拟试验. 实验样品选取环氧树脂 (厚度 2 mm) 和聚四氟乙烯 (厚度 2 mm) 等航天器常见聚合物介质. 实验在卫星深层充放电模拟装置上进行 [24], 采用该装置的 EK-100 电子枪对样品进行电子束流辐照. EK-100 电子枪电子能量和辐照束流强度连续可调, 可用于研究不同电子能量和束流强度电子对聚合物介质充放电的影响.

实验设置如图 1 所示, 采用单面接地方式, 在样品背电极上引出导线, 通过测量介质表面电位变

化和背电极电流变化监测样品内部充放电情况, 样品辐照面积为 $4\text{ cm} \times 4\text{ cm}$. 样品表面电位测量采用非接触式测量方式, 避免了测量过程对样品充电效果的影响. 由于聚合物介质放电电流瞬间强度可以达到 10 A 量级, 实验未采用电流表直接测量接地电流, 而是通过 Pearson 6595 型罗氏线圈监测接地导线上的电流变化. Pearson 6595 罗氏线圈测量脉冲输出上升时间为 2 ns , 输出分辨率 0.5 V/A , 量程达到 1000 A , 完全可以满足试验测量要求.

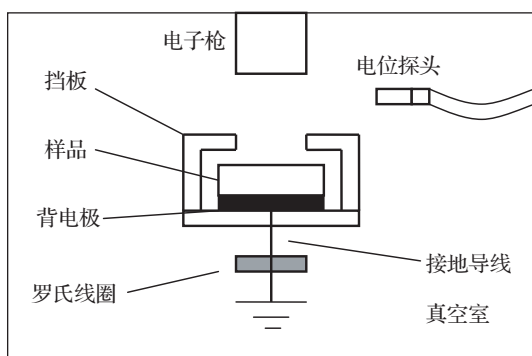


图1 实验设置原理

4 实验结果与模型分析

4.1 介质放电前后的电位变化

实验监测了能量 40 keV 电子辐照下, 2 mm 厚度环氧树脂在充放电期间表面电位的变化过程, 辐照电子束流强度为 240 pA/cm^2 . 由于表面电位采用非接触式测量方式, 测量时电位探头需移动至样品充电表面, 此时样品表面无法接受电子辐照. 因此样品表面电位采用非连续性抽样监测, 在样品达到较高电位时增加测量次数, 而在样品发生放电时迅速测量其放电之后的电位. 测量结果如图 2(a) 中方形标记点所示.

由于样品临界放电电场在常规试验测量上为平均电场强度, 而模型中为样品内部最大电场强度, 因此其取值应大于平均电场, 在图 2 模型计算中电场强度取 $3.6 \times 10^5\text{ V/cm}$. 对方程 (4)—(9) 进行编程, 结合样品参数进行运算 [25], 可以得到样品充电和放电过程表面电位变化如图 2(a) 曲线所示.

图 2(a) 表明, 新模型对样品充放电期间表面电位变化过程计算结果与实验测量结果基本符合. 由于在实验中测量反应时间等原因, 新模型计算得到的临界放电电位及放电后电位与实验测量结

果稍有偏差. 样品临界放电电位实验测量结果为 -11130 V (电位测量分辨率为 60 V), 模型计算结果为 -11108 V , 首次放电残余电位实验测量结果 -2660 V , 模型计算结果为 -2294 V ; 样品第二次放电临界电位实验测量结果仍为 -11130 V , 计算结果为 -11170 V , 第二次放电残余电位为 -2240 V , 计算结果为 -2300 V .

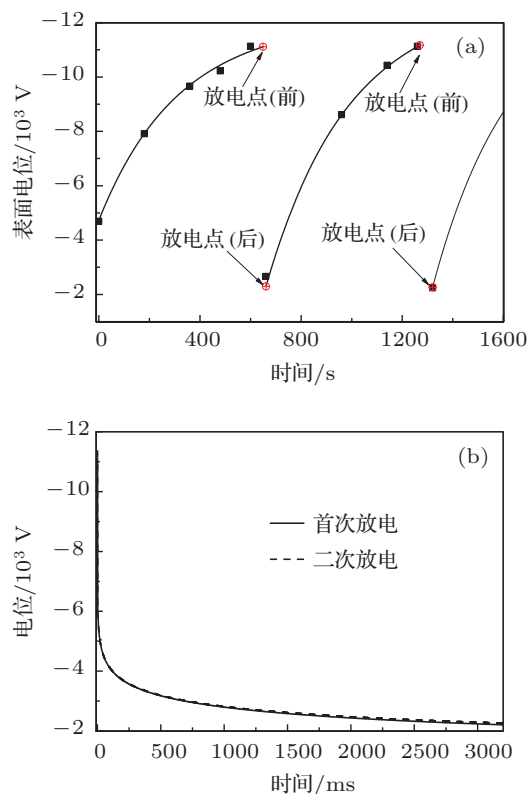


图2 (a) 环氧树脂充放电期间表面电位随时间变化; (b) 环氧树脂放电表面电位随时间的变化

由图 2(b) 可见, 相比充电期间表面电位的缓慢变化过程, 样品放电期间电位变化时间极为短暂, 电位衰减十分迅速, 样品表面电位在极短的时间内 ($\leq 3\text{ s}$) 下降至平衡电位, 两次放电过程电位变化趋势相同, 放电后仍残余一定电位. 采用模型分析介质电导率 (电阻率的倒数) 对放电残余电位比例 (放电后平衡电位与放电初始电位的比例) 的影响, 可以得到计算结果如图 3 所示. 由图 3 可见, 当介质电导率低于 $10^{-14}\text{ S}\cdot\text{m}^{-1}$ 时, 介质放电后残余电位与初始电位比例呈指数衰减; 而当介质电导率高于 $10^{-13}\text{ S}\cdot\text{m}^{-1}$ 时, 介质放电电位残余比例不再随电导率增加而变化, 保持在 0.078 左右. 对于航天器常用介质材料, 其电导率位于 10^{-13} — $10^{-16}\text{ S}\cdot\text{m}^{-1}$ 之间, 对应残余电位比例在 $[0.08, 0.32]$ 之间变化.

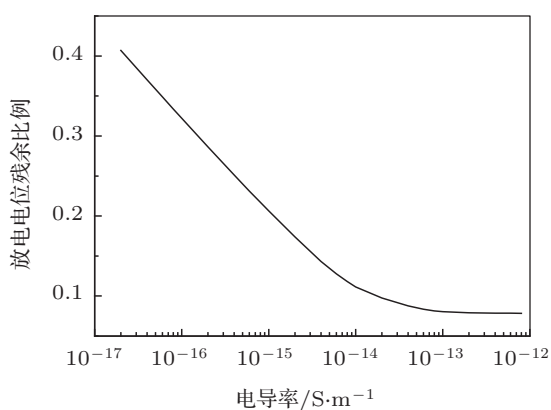


图3 放电残余电位比例随介质电导率的变化

4.2 放电电流强度的变化

聚合物介质放电电流脉冲强度决定了其对材料与星载器件的破坏程度. 采用该模型计算不同电子束流强度辐照条件下的聚四氟乙烯样品放电电流脉冲强度, 与实验测试的平均结果进行比较, 得到的结果如表 1 所示. 实验期间, 示波器记录相同条件下 5 组聚四氟乙烯样品放电电流脉冲强度, 得到平均放电电流强度, 再由模型根据入射电子束流

强度、临界电位 (-12300 V , 根据实验测试结果取平均值)、临界电场强度 ($2.36 \times 10^5\text{ V/cm}$, 根据模型计算达到临界电位时内部最大电场强度)、材料电阻率参数等计算得到放电电流强度.

由表 1 可见, 模型计算结果与实验测量结果量级上基本一致, 但在 2.42 nA/cm^2 电子束流强度下偏差较大, 其原因可能是由于辐照样品的个体差异而形成. 表 1 中模型计算所得放电电流强度随着束流强度增加基本不变, 这是由于在模型计算过程中未考虑随机放电现象. 在不同电子束流辐照条件下, 样品达到临界电场强度时内部电荷分布基本相同, 因此放电电流强度也基本一致.

样品放电电流脉冲强度除了与内部电荷分布相关外, 还与样品放电现象随机性密切相关. 当样品内部电场强度低于临界电场强度发生放电现象, 其内部电荷累积量与电场强度相对较低, 放电电流脉冲强度相对较弱; 当样品内部电场强度超过临界电场强度后发生放电现象, 其内部电荷量与电场强度相对较高, 放电电流脉冲强度相对较强. 采用模型计算不同电子束流强度下放电电流强度随样品在临界放电前后时刻的变化, 可以得到结果如图 4 所示.

表 1 放电电流强度模型计算与实验结果比较

电子束流强度	$153\text{ pA}\cdot\text{cm}^{-2}$		$526\text{ pA}\cdot\text{cm}^{-2}$		$2.42\text{ nA}\cdot\text{cm}^{-2}$		$9.21\text{ nA}\cdot\text{cm}^{-2}$	
	实验	模型	实验	模型	实验	模型	实验	模型
放电电流强度	11.6	12.7	12.1	12.6	9.7	12.4	11.4	12.1

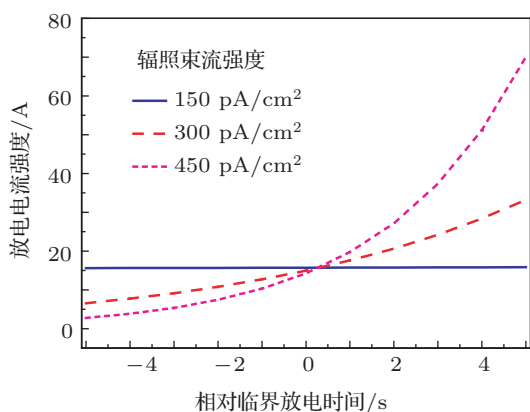


图4 不同时刻放电电流强度的变化

由图 4 可见, 由样品放电时间随机性导致放电电流强度的变化与辐照电子束流强度相关. 在束流强度 150 pA/cm^2 电子辐照下, 样品在临界放电前后几秒内的放电电流强度变化较小; 而在束流强度

450 pA/cm^2 电子辐照下, 样品放电电流强度随着放电时间的延迟而近似指数增长. 在较强的电子束流辐照下, 样品放电电流强度变化范围大于弱束流强度辐照下的变化范围, 因此在实验观测中样品放电电流强度随着辐照电子束流强度的增加而增强.

图 5 为未考虑放电时间随机性时放电电流强度随临界电场强度的变化关系. 图 5 中不同束流强度电子辐照下样品所能达到的最大临界电场强度不同, 因此导致其放电电流变化范围的差异. 但由图 5 可见, 即使在不同束流强度辐照下, 放电电流强度随着临界电场强度增加的趋势基本一致, 近似呈指数上升. 因此在空间辐射环境中, 高电子束流强度除了导致航天器介质放电频率增加外, 还可以导致航天器介质放电电流变化范围增大, 高强度放电电流出现概率增加.

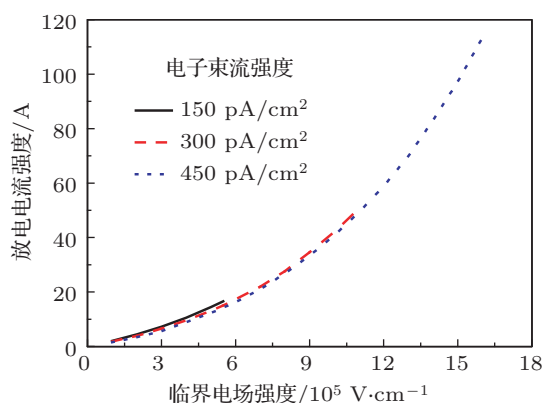


图5 放电电流强度随临界电场强度的变化

4.3 放电电流波形的变化

航天器聚合物介质放电现象中,除了由放电电流脉冲直接导致的介质击穿或星载电路烧毁外,由放电电场脉冲引起的电磁干扰也会导致星载器件的跳变或信号干扰.聚合物介质放电电场脉冲频率特征与电流脉冲波形密切相关,只有明确各种条件下放电电流脉冲波形频率特征,才可以准确地对航天器介质放电脉冲干扰进行抑制.为了验证新模型对放电的电流脉冲波形计算的准确性,实验测量了图2中环氧树脂在电子辐照下首次放电的电流波形,并与新模型计算结果进行比较,其结果如图6(a)所示.

图6(a)中实验测量得到电流峰值强度为7.36 A,模型计算结果为7.64 A.由图6(a)可见,模型计算得到的样品脉冲波形近似于电容放电,在脉冲末端衰减较慢,而实验测量所得波形具有震荡特征并较快速地衰减.这是由于模型计算结果为样品背电极的放电电流,而实验测量结果为流经接地导线的放电电流.高频脉冲电流在接地导线中传播时,导线除具有电阻外还具有电容和电感,产生欠阻尼震荡.具体方程描述如下^[26]:

$$\left(R + L \frac{\partial}{\partial t}\right) I = -\frac{\partial V}{\partial z}, \quad (10)$$

$$C \frac{\partial V}{\partial t} = I, \quad (11)$$

式中 R 为接地导线电阻, L 为导线电感, C 为导线电容.对(10)和(11)式结合初值条件进行求解可以得到近似解:

$$I_{\text{test}}(t) = I_0(t) \cos(\omega t + \tau), \quad (12)$$

其中 $I_0(t)$ 为样品背部电极放电电流,即图6(a)中

模型计算结果, $I_{\text{test}}(t)$ 为罗氏线圈在接地导线上监测的放电电流值,即图6(a)中的实验测量结果.(12)式中震荡频率 $\omega = \sqrt{1/(LC) - R^2/(4L)}$,当接地导线长度20 cm,导线铜芯直径0.5 mm时,导线电阻取值 $2 \times 10^{-2} \Omega$,导线电感取值 $2 \mu\text{H}$,导线电容取值 110 pF ,对图6(a)进行修正,可以得到结果如图6(b)所示.由图6(b)可见,修正后的模型计算结果与实验测量结果基本一致,因此新模型可以较好地模拟介质放电脉冲波形特征.

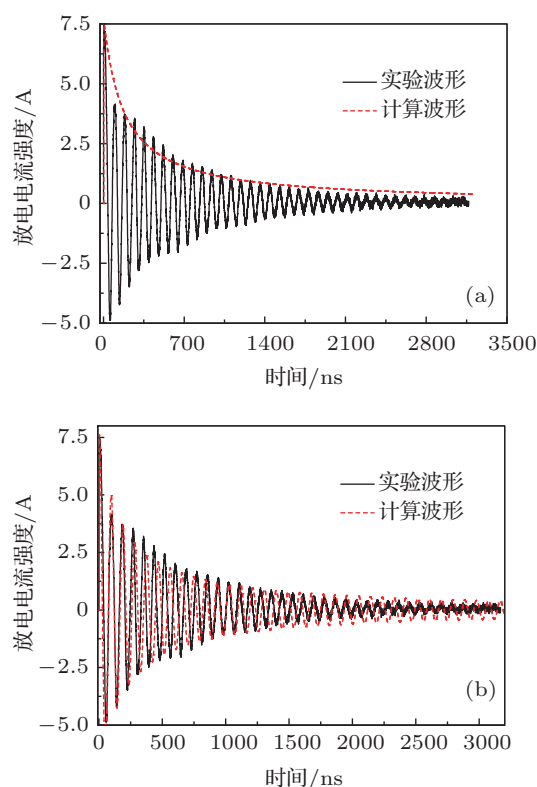


图6 放电电流波形与模型计算结果比较 (a) 未考虑接地导线影响; (b) 已考虑接地导线影响

航天器介质放电脉冲波形特征不仅与样品尺寸和接地方式相关,还受到样品电导率等材料参数变化的影响.通过模型计算相同充电条件下不同电导率与厚度样品对放电脉冲波形的影响,可以得到结果分别如图7和图8所示.图7表明样品放电脉冲宽度受到电导率调制,介质电导率越高,放电时内部电荷泄放速度越快,放电电流脉冲持续时间越短,放电脉冲频率越高.与图7相比,图8表明样品厚度对放电脉冲波形总持续时间影响较小,仅对脉冲波形的中期变化特征略有影响.因此在航天器舱内抗介质放电干扰抑制中,需考虑的因素之一为介质电导率变化对放电脉冲频率的影响.

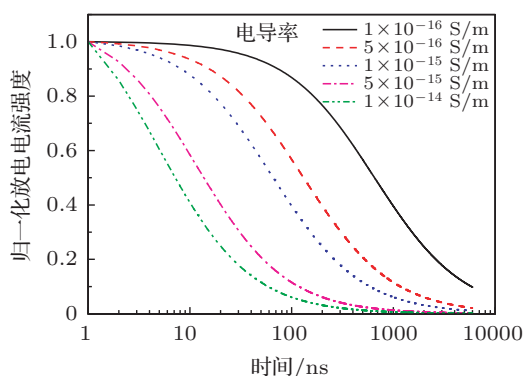


图7 放电电流波形随电导率的变化

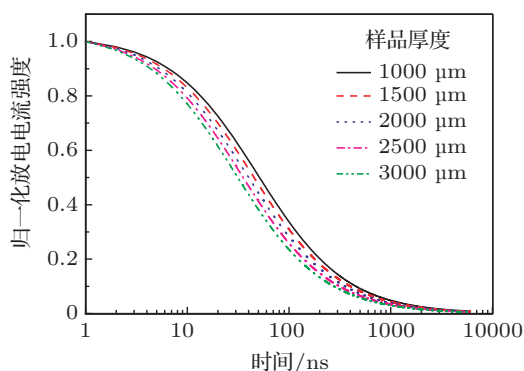


图8 放电电流波形随样品厚度的变化

5 结论

聚合物介质内部放电现象是航天器介质充电

现象的重要结果和航天器充放电危害的重要途径. 本文通过引入放电电导率, 在 NUMIT 模型基础上建立可以同时描述航天器内部充电和放电过程的新模型, 并对聚合物介质放电残余电位、放电电流强度和波形特征等进行了初步分析. 分析结果表明: 聚合物介质内部放电后仍具有一定残余电位, 残余电位与初始电位的比例随着电阻率的增加而增大, 对于常见航天器介质该比值位于 0.08—0.32 之间; 聚合物介质放电电流强度受充电时间、临界电场强度和辐照电子束流强度等因素综合影响, 在高电子束流强度条件下, 充电时间和临界电场强度变化对放电电流强度的影响更为明显. 模型分析了放电电流波形随材料厚度与电阻率的变化关系, 结果表明高电阻率材料放电脉冲波形持续时间相对较长.

由于地面实验条件限制, 本文的分析主要针对单面接地构型的聚合物介质, 实验中采用的辐照电子束流强度多在 100 pA/cm^2 量级. 航天器在轨运行的实际情况中, 聚合物介质构型更为复杂, 空间电子束流强度在 1 pA/cm^2 量级, 与本文的分析对象具有一定差别. 此外为了保证计算结果的惟一性, 本文未考虑由材料缺陷等引起放电现象随机性的影响. 因此逐步获取低束流条件下的聚合物介质内部放电实验数据, 不断补充和完善上述模型, 使其适用于更为复杂的航天器应用情况, 将是下一步需要进行的工作.

- [1] Lanzerotti L J, Breglia C 1998 *Adv. Space Res.* **22** 79
- [2] 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]
- [3] Vampola A L 2000 *IEEE Trans. Plas. Sci.* **28** 1831
- [4] Gao X, Yan S S, Xue Y X, Li K, Li D M, Wang Y, Wang Y F, Fang Z Z 2009 *Chin. Phys. B* **18** 5015
- [5] Violet M D, Frederickson A R 1993 *IEEE Trans. Nucl. Sci.* **40** 1512
- [6] Miyake H, Honjoh M, Maruta S, Tanaka Y, Takada T, Koga K, Matsumoto H, Goka T, Dirassen B, Levy L, Payan D 2007 *IEEE Annual Report Conference on Electrical Insulation and Dielectric Phenomena*, Vancouver, Canada, October 14–17, 2007 p763
- [7] Quan R H, Zhang Z L, Han J W, Huang J G, Yan X J 2009 *Acta Phys. Sin.* **58** 1205 (in Chinese) [全荣辉, 张振龙, 韩建伟, 黄建国, 闫小娟 2009 物理学报 **58** 1205]
- [8] Gross B, Sessler G M, West J E 1974 *J. Appl. Phys.* **45** 2841
- [9] Sessler G M 1992 *IEEE Trans. Electr. Insul.* **27** 961
- [10] Leal Ferreira G F, Figueiredo M T 2003 *IEEE Trans. Dielectr. Electr. Insul.* **10** 137
- [11] Bogorad A L, Likar J L, Voorhees C R, Herschitz R 2006 *IEEE Trans. Nucl. Sci.* **53** 3607
- [12] Zhang H B, Li W Q, Cao M 2012 *Chin. Phys. Lett.* **29** 047901
- [13] Sessler G M, Figueiredo M T, Leal Ferreira G F 2004 *IEEE Trans. Dielectr. Electr. Insul.* **11** 192
- [14] Min Daomin, Mengu Cho, Khan A R, Li S T 2012 *IEEE Trans. Dielectr. Electr. Insul.* **19** 600
- [15] Toyoda K, Masui H, Muranaka T, Mengu Cho, Urabe T, Mirua T, Kawakita S, Gonohe Y, Kikuchi T 2008 *IEEE Trans. Plas. Sci.* **36** 2413
- [16] Qin X G, He D Y, Wang J 2009 *Acta Phys. Sin.* **58** 684 (in Chinese) [秦晓刚, 贺德衍, 王骥 2009 物理学报 **58** 684]
- [17] Wang J F, Zheng X Q, Li S T, Bai J J 2011 *J. Beijing Univ. Aeronaut. Astronaut.* **37** 180 (in Chinese) [王金锋, 郑晓泉, 李盛涛, 白婧婧 2011 北京航空航天大学学报 **37** 180]
- [18] Li S T, Li G C, Min D M, Zhao N 2013 *Acta Phys. Sin.* **62** 059401 (in Chinese) [李盛涛, 李国倡, 闵道敏, 赵妮 2013 物理学报 **62** 059401]
- [19] Edin H, Forssen C 2005 *Femlab Conference Oslo*, Norway, October 13, 2005 p3
- [20] Insoo Jun, Garrett H B, Kim W, Minow J I 2008 *IEEE Trans. Plasma Sci.* **36** 2467
- [21] Quan R H, Han J W, Huang J G 2007 *Acta Phys. Sin.* **56** 6642 (in Chinese) [全荣辉, 韩建伟, 黄建国 2007 物理学报 **56** 6642]
- [22] Xie S H, Huang X Q 1993 *Chin. Phys. Lett.* **10** 425

- [23] Aduiev B P, Aluker É D, Shvaiiko V N 1997 *Phys. Solid State* **39** 1784 425 (in Chinese) [王燕, 张振龙, 全荣辉 2012 航天器环境工程 **29** 425]
- [24] Han J W, Zhang Z L, Huang J G, Quan R H, Li X Y 2007 *Spacecraft Environment Engineering* **24** 47 (in Chinese) [韩建伟, 张振龙, 黄建国, 全荣辉, 李小银 2007 航天器环境工程 **24** 47]
- [25] Wang Y, Zhang Z L, Quan R H 2012 *Spacecraft Environ. Engineer.* **29**
- [26] Kadish A, Maier W B, Robiscoe R T 1991 *IEEE Trans. Plasma Sci.* **19** 697

Macroscopic model of internal discharging in polymer under electron beam irradiation*

Quan Rong-Hui^{1)2)†} Han Jian-Wei²⁾ Zhang Zhen-Long²⁾

1) (Department of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 230016, China)

2) (National Space Science Center, China Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

(Received 30 August 2013; revised manuscript received 18 September 2013)

Abstract

Internal charging effect and discharging effect in a dielectric material are one of the key factors threatening the spacecraft safety. Most of the spacecraft charging models could calculate only the voltage variation and electric field distribution in the spacecraft internal charging process, without estimating the consequence of discharging, such as the magnitude of voltage drop and discharging current. In this article, we present a combined model which could calculate both the charging effect and the discharging effect on polymer. The model is verified by the experimental results, and it shows that the residual voltage after discharging and the pulse width of discharging current grow with the increase of polymer resistivity. The magnitude of discharging current is determined by the breakdown electrical field.

Keywords: discharging model, internal discharging, electron beam irradiation, spacecraft dielectrics

PACS: 52.80.Wq, 61.82.Pv, 61.80.Fe, 41.75.fr

DOI: 10.7498/aps.62.245205

* Project supported by the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 41004083) and the Scientific Research Foundation of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, China (Grant No. 101156YAH13009).

† Corresponding author. E-mail: quanrh@nuaa.edu.cn