阈值温度、临界能量与航天器带电特性①

吴清松 徐燕侯
(中国科学技术大学，合肥)

王柏懿
(中国科学院力学研究所，北京)

摘要 采用加权求和方法确定不同能量入射电子对应不同次级（二次发射和反向散射）电子产率公式，用来计算航天材料高压带电的阈值温度T^*和临界能量E^*，得到了与观测数据较为接近的临界带电特性。文中进一步阐明运用T^*和E^*两个概念，可以定性解释航天器带电的复杂特性。

主题词 航天器带电，临阈效应，数学模型，计算方法。

1 引言

实际观测、理论分析和数值计算都表明，磁层等离子体环境中，航天器表面的高压带电呈现出复杂的变化特性[1][2]。这些特性可概括为：1）临界效应——环境或表面条件在大范围内变化，都不致引起航天器浮置电位的显著改变，仅在环境电子能量超过某个临界值时，航天器才出现高压带电现象。2）敏感效应——在上述阈值条件附近，环境或表面条件相对小的变化，可以引起航天器浮置电位巨大变化。3）多重浮置电位——一定等离子环境条件下，航天器可以在不同电位下达到局部电流平衡。Laframboise, J.G.等人[2]和Lai, S.T.等人[3]曾先后引入材料的阈值温度T^*和临界能量E^*概念，来定性解释以上基本特性。但按他们的方法确定的T^*和E^*值远小于实际观测值，且使按轨道限制理论和局部电流平衡原理计算出的航天器背阴面浮置电位上界值明显高于观测值[4]，从而一度引起人们对航天器带电机制的理论模型产生疑问[5]。Karz, I.等人对该问题深入探讨，指出造成这种疑虑的原因是文献〔2〕、〔3〕中的分析使用了不精确的二次电子公式[6]。他们改用高能电子入射下二次电子产率与材料阻止本领成正比的关系，将反向散射电子产率近似取为与入射能量无关且只依赖于材料性质的关系，替代Laframboise, J.G.和Lai, S.T.等人引用的对低能入射下较精确的公式后得到的临界带电特性较为接近观测值。但是，高能入射下的二次电子产率公式，整个运用于能量只有几个keV以下的入射电子，必然造成低能区段下的误差，用与能量无关的反向电子产率显然也不符合低能区段实际。为改善理论结果，本文划分电子分布的能量区段，采用加权求和方法，综合运用高能和低能入射下次级电子产率公式，计算了若干航天材料的阈值温度T^*和临界能量E^*，得到了与实测数据更接近的数值结果。文中还进

①国家自然科学基金资助课题。
收稿日期：1992-10-26

© 1994-2009 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

一步阐明了同步轨道航天器背阴面的高压带电特性可以通过T^*和E^*两个概念定性加以解释。

2 阈值温度临界能量及其计算

航天器带电特性由环境入射电流和表面次级发射电流所决定[1]。令表面电位为φ_s时净电流为$I_{net}(\varphi_s)$，考虑它的基本构成成份，有

$$I_{net}(\varphi_s)=I_i(\varphi_s)-I_e(\varphi_s)+I_{esec}(\varphi_s)+I_{scat}(\varphi_s)+I_{isec}(\varphi_s)+I_{ph}(\varphi_s) \tag{1}$$

式中 I_i、I_e分别为环境入射的离子和电子电流；

I_{esec}、I_{scat}分别为入射电子产生的二次和反向散射电子电流；

I_{isec}为入射离子产生的二次电子电流；I_{ph}为光电流。

当$I_{net}(\varphi_s)=0$时，航天器表面达到局部电流平衡。此时，等式（1）所相应的φ_s值即为航天器带电的浮置电位。

磁层等离子体环境中，离子随机通量远小于电子随机通量。一般条件下，离子电流远小于电子电流。当定性讨论航天器带电特性时，可暂时先忽略离子入射电流I_i及其产生的二次电流I_{isec}。如为背阴面，则无光电流。于是，阴面条件及浮置电位下电流平衡近似表达式为

$$I_{net}(\varphi_s)=I_{esec}(\varphi_s)+I_{scat}(\varphi_s)-I_e(\varphi_s)=0 \tag{2}$$

电子电流密度I与数通量J的关系为$I=eJ$，其中e为基本电荷电量。因此，相应于（2）式的数通量表达式为

$$J_{net}(\varphi_s)=J_{esec}(\varphi_s)+J_{scat}(\varphi_s)-J_e(\varphi_s)=0 \tag{3}$$

假定环境各向同性，$f(\vec{v})$为此环境下电子分布函数，则有

$$\begin{aligned} J_e &= \int f(\vec{v})v_n \mathrm{d}^3\vec{v} \\ J_{esec} &= \int f(\vec{v})v_n\delta \mathrm{d}^3\vec{v} \\ J_{scat} &= \int f(\vec{v})v_n\eta \mathrm{d}^3\vec{v} \end{aligned} \tag{4}$$

式中 v_n为垂直于航天器表面的法向速度；

δ、η分别为材料的二次电子和反向散射电子产率。

δ、η是入射电子动能$E_i=\frac{1}{2}m_e v^2$及入射角度θ的函数，即$\delta=\delta(E_i,\theta),\eta=\eta(E_i,\theta)$。当$\theta=0$时，对应垂直入射，（3）式可改写为

$$J_{net}(\varphi_s)=\int f(\vec{v})(\delta+\eta-1)v_n \mathrm{d}^3\vec{v}=0 \tag{5}$$

令$E=\frac{1}{2}m_e v^2-e\varphi_s$为电子总能量，将上式化为速度空间球坐标$(v,\theta,\Psi)$的积分。对$\varphi_s<0$，

© 1994-2009 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

积分了角度坐标θ，Ψ之后，可得（5）式的下列等价形式

$$\int_{-e\phi_s}^{\infty} f(E)(E+e\varphi_s)\left[\overline{\delta}(E+e\varphi_s)+\overline{\eta}(E+e\varphi_s)-1\right]\mathrm{d}E=0 \tag{6}$$

$$\int_{0}^{\infty} f(E_i-e\varphi_s)E_i\left[\overline{\delta}(E_i)+\overline{\eta}(E_i)-1\right]\mathrm{d}E_i=0 \tag{7}$$

其中 $\overline{\delta}$, $\overline{\eta}$为考虑了入射角度分布影响的平均二次电子和反向散射电子产率。

为定性解释航天飞行器背阴面高压带电特性，Laframboise，J.G.引入材料阈值温度的概念：对于给定的航天材料，只要带负电，一定存在一个入射电子和它所产生的二次电子和反向散射电子严格平衡的Maxwell分布。相应这种Maxwell分布的特征温度T_e就是该种材料带电的阈值温度[2]。Lai,S.T.在此基础上，又引入切断能量（亦即临界能量）的概念：对于给定的航天材料，存在一个能使其带电的最小环境电子能量，低于该能量，航天器不呈现带电。

利用Maxwell分布函数$f(\vec{v})=n_{e\infty}\left(\frac{m_e}{2\pi T_e}\right)^{\frac{3}{2}}\cdot\exp\left[-(m_e v^2/2-e\varphi_s)/T_e\right]$（其中$T_e$以电子伏特为单位），代入式（4）积分得

$$\left.\begin{aligned}
J_e&=J_{eo}\exp(e\varphi_s/T_e)\\
J_{esec}&=\frac{J_e}{T_e^{\,2}}\int_0^{\infty}E_i\exp(-E_i/T_e)\overline{\delta}(E_i)\mathrm{d}E_i\\
J_{scat}&=\frac{J_s}{T_e^{\,2}}\int_0^{\infty}E_i\exp(-E_i/T_e)\overline{\eta}(E_i)\mathrm{d}E_i
\end{aligned}\right\} \tag{8}$$

其中 J_{eo}为电子的随机通量，$J_{eo}=n_{e\infty}\left(\frac{T_e}{2\pi m_e}\right)^{\frac{1}{2}}$。

将(8)式代入(7)式并化简，可得与φ_s无关而只依赖环境电子温度T_e的方程

$$g(T_e)=\frac{1}{T_e^{\,2}}\int_0^{\infty}E_i\exp(-E_i/T_e)\left[\overline{\delta}(E_i)+\overline{\eta}(E_i)\right]\mathrm{d}E_i-1=0 \tag{9}$$

给定$\overline{\delta}(E_i)$，$\overline{\eta}(E_i)$表达式，可以求解该方程，其解T^*即为材料的阈值温度。

按照文献[3]对临界能量E^*的定义，结合文献[2]对分布函数$f(\vec{v})$的假定，可以定义一个依赖于Maxwell分布特征温度T_e的参数函数$E_{up}(T_e)$。它表示使航天器材料不带电（$\varphi_s=0$）时求算数通量的积分上限（即所谓的临界能量E^*）。这样（7）式变为

$$\int_0^{E_{up}(T_e)}E_i\exp(-E_i/T_e)\left[\overline{\delta}(E_i)+\overline{\eta}(E_i)-1\right]\mathrm{d}E_i=0 \tag{10}$$

采用打靶法数值积分（10）式不难给出$E_{up}(T_e)$的函数形式。计算结果表明：存在一个确定值T_c，当$T_e<T_c$时，E_{up}值不确定；$T_e=T_c$时，$E_{up}\to\infty$；$T_e>T_c$时，E_{up}为T_e的递减函数；$T_e\to\infty$时，E_{up}趋于某个有限值。显见，为求出适用于所有Maxwell分布下都不致使材料高压带电的环境电子最低能量E^*应取E_{up}的最小值。它相应于(10)式在Maxwell分布的特征温度变为无穷大时的解。于是，我们得到以下计算E^*的方程

© 1994-2009 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

$$\int_0^{E^*} E_i \left[\overline{\delta}(E_i) + \overline{\eta}(E_i) - 1 \right] \mathrm{d}E_i = 0 \tag{11}$$

给出$\overline{\delta}(E_i)$，$\overline{\eta}(E_i)$函数形式，通过求解该方程，可以确定相应的E^*值。

（9）式和（11）式均采用对分法求根。其积分计算用Gauss—Legendre积分公式。（11）式求解时，为减小对E^*选择次数，先用对分法求出方程

$$\overline{\delta}(E_i) + \overline{\eta}(E_i) - 1 = 0 \tag{12}$$

的根及它所对应积分函数的极值点，以此作为E^*的初选值；再每次加一小量不断更新E^*，直到（11）式得到满足。

3　次级电子产率

精确的次级电子产率公式是正确预测航天器带电特性的关键因素之一。Laframboise, J.G.和Lai,S.T.等人在确定T^*和E^*时，采用的是次级电子产率解析表达式[2]，形式为

$$\left.\begin{aligned} \delta_i(E_i,\theta) &= \delta_i(E_i,0)\exp[\beta_\delta(1-\cos\theta)] \\ \eta_i(E_i,\theta) &= \eta_i(E_i,0)\exp[\beta_\eta(1-\cos\theta)] \end{aligned}\right\} \tag{13}$$

式中　θ为电子入射角度。

对应垂直入射的$\delta(E_i,0)$和$\eta(E_i,0)$的表达式为

$$\delta_i(E_i,0) = 7.4\delta_m(E_i/E_m)\exp[-2(E_i/E_m)^{\frac{1}{2}}] \tag{14}$$

$$\eta_i(E_i,0) = A - B\exp(-CE_i) \tag{15}$$

式中　E_m为相应于δ为最大值δ_m时的入射能量；

A、B、C是依赖于材料性质参数Z（对单质而言Z是原子序数）的系数。

根据（13）式，通过球坐标系下关于θ函数的积分，可以得到

$$\left.\begin{aligned} \overline{\delta_i}(E_i) &= \delta(E_i,0)\mathrm{Ang}(\beta_\delta) \\ \overline{\eta_i}(E_i) &= \eta(E_i,0)\mathrm{Ang}(\beta_\eta) \end{aligned}\right\} \tag{16}$$

式中　$\mathrm{Ang}(\beta) = 2[\exp(\beta) - \beta - 1]/\beta^2$.

依据实验资料，拟合出如下关于β的表达式

$$\left.\begin{aligned} \beta_\delta &= \exp\alpha \\ \beta_\eta &= 7.37Z^{-0.56875} \end{aligned}\right\} \tag{17}$$

其中　$\alpha = 0.2755[\ln(E_i/E_m) - 1.658] - \sqrt{[0.2755\ln(E_i/E_m) - 1.658)]^2 + 0.0228}$

研究表明，此组公式对能量为几个keV电子入射，结果是精确的。而对较高能量电子入射，$\overline{\delta}$值将逐渐趋于零，与实际差别较大；$\overline{\eta}$与实际情况亦有一定差异。

理论分析和实验观测均表明，在高能电子入射时，二次电子产率与材料阻止本领成正比，反向散射电子随E_i变化甚小。在文献[6]中，采用下列已考虑了入射电子角度分布影响的公式

$$\left.\begin{aligned} \overline{\delta_h}(E_i) &= (E_i/E_{ext})^{1-p} \\ \overline{\eta_h}(E_i) &= b \end{aligned}\right\} \tag{18}$$

© 1994-2009 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

式中　p 和 b 均是由材料决定的常数；

E_{ext} 是此种材料高能入射二次电子产率外推到1时的电子能量。

显然（18）式用于几个keV以下的低能入射电子，也是不够精确的。

本文针对公式（18）存在的问题，对不同入射电子能量区段，采用不同的次级电子产率公式，用加权求和写出统一的次级电子产率表达式，通过权因子 ω 的不同选择，以适合不同的能量范围。次级电子产率的加权形式为

$$\overline{\delta}(E_t)=\omega_\delta\overline{\delta_l}(E_t)+(1-\omega_\delta)\overline{\delta_h}(E_t) \tag{19}$$

$$\overline{\eta}(E_t)=\omega_\eta\overline{\eta_l}(E_t)+(1-\omega_\eta)\overline{\eta_h}(E_t) \tag{20}$$

经对多种材料，分别运用（16）、（18）式进行不同能量下的 $\overline{\delta}$、$\overline{\eta}$ 计算，分析比较其结果数据，选取以下权因子

$$\omega_\delta=\begin{cases}1.0 & E_t\leqslant 0.2E_{ext}\\ (1.0-E_t/E_{ext})/0.8 & 0.2E_{ext}<E_t\leqslant E_{ext}\\ 0.0 & E_t>E_{ext}\end{cases}$$

$$\omega_\eta=\begin{cases}1.0 & E_t\leqslant 5.0\mathrm{keV}\\ (10.0-E_t)/5.0 & 5.0\mathrm{keV}<E_t\leqslant 10.0\mathrm{keV}\\ 0 & E_t>10\mathrm{keV}\end{cases}$$

4　计算结果及其讨论

根据（9）式和（11）式，利用求解这些方程需要事先提供的二次电子产率 $\overline{\delta}(E_t)$ 和反向散射电子产率 $\overline{\eta}(E_t)$ 表达式（19）、（20）以及与此两式相关的其它表达式，我们对若干航天材料的 T^* 及相应的 E^* 作了计算。计算所需的材料参数列入表1中，其计算结果列入表2中。在表2中还将本结果与单一采用低能入射下的次级电子产率公式（16）所计算的结果（用下标 l 表示）和单一采用高能入射下的次级电子产率公式（18）所得结果（下标 h）作了比较。对比计算结果可以看出，次级电子产率公式对确定材料的阈值温度和临界能量有很大影响。用低能公式算得结果大约为高能公式算得结果的 $\frac{1}{3}$。本文采用加权方法综合运用两类公式，所得 T^* 和 E^*，大大高于低能公式下计算结果 T_l^* 和 E_l^*，而又略低于高能公式结果 T_h^* 和 E_h^*。除金的临界能量超过30keV外，其余几种材料均在3keV至20keV左右。其中银为20.36keV；太阳电池为13.00keV；聚合物特氟隆为12.21keV。因为绝大多数航天器表面都覆盖着太阳电池及特氟隆材料。这些结果与文献〔4〕所述在ATS6及在SCATHA观察到的负的高压带电的临界能量超过10keV的数据定性上一致。计算结果也显示航天器背阴面负的高压带电，大于10keV高能环境电子，是其主要诱发因素。这也是单用高能公式计算结果较为接近实测值的原因。但是，要考察全部能量范围情况，本文结果更为确切。

© 1994-2009 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

表1　与带电特性相关的材料参数

材　　料	Z	A	B	C	δ_m	E_m/keV	E_{ext}/keV	P	b
金	79.0	0.4802	0.3566	0.6103	1.45	0.80	4.6	1.73	0.64
银	47.0	0.3900	0.2890	0.6320	1.00	0.80	4.0	1.74	0.55
铝	13.0	0.1568	0.0303	0.3431	0.97	0.30	1.8	1.76	0.36
太阳电池	10.0	0.1238	0.0172	0.3455	2.05	0.41	4.63	1.73	0.33
石　英	10.0	0.1238	0.0172	0.3435	2.50	0.42	4.8	1.86	0.33
石　墨	6.0	0.0800	0.0000	0.0000	0.75	0.35	1.2	1.55	0.27
特氟隆	8.0	0.0900	0.0000	0.0000	3.00	0.3	4.75	1.725	0.29
卡普通	5.3	0.0700	0.0000	0.0000	1.80	0.25	1.53	1.725	0.25

注：E_{ext}，p，b三参数取自文献[6]，其余取自文献[2]。

表2　航天器表面材料带电的阈值温度和临界能量计算值

材　　料	T^*/keV	T_l^*/keV	T_h^*/keV	E^*/keV	E^*_l/keV	E^*_h/keV
金	15.803	4.976	15.994	33.427	11.102	34.733
银	10.072	2.760	10.272	20.362	7.062	21.971
铝	2.558	0.603	2.854	4.498	1.693	6.074
太阳电池	6.798	2.126	6.963	13.004	4.855	14.928
石　英	6.823	2.625	7.085	12.817	5.769	14.701
石　墨	1.584	0.256	1.705	3.138	1.102	3.816
特氟隆	6.599	2.104	6.604	12.214	4.521	14.176
卡普通	2.155	1.098	1.972	3.881	2.598	4.234

注：T^*，E^*为采用本文方法计算值；T_l^*，E^*_l为采用低能公式计算值；

T_h^*，E_h^*为采用高能公式计算值；

与1电子伏特相应的温度为1.160×10^4K。

5　用阈值温度、临界能量解释航天器带电特性

材料阈值温度和临界能量是在环境电子为单Maxwell分布假定下得到的物性参数，可以用它们对航天器背阴面高压带电特性作定性解释。

（1）敏感效应

我们知道，当实际环境的Maxwell分布特征温度T接近于材料T^*时，对$\varphi_s<0$，绝大多数航天材料的伏安特性曲线在大的电位变化范围内，电流函数及其斜率值都很小。因此，

© 1994-2009 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

在阈值点附近，环境或表面条件的微小变化，会造成很小的电流变化，却将引起一个较大的电位变化。这就是所谓的敏感效应。

（2）临界效应

T^*是环境入射电子和材料表面发射电子严格平衡下所对应的环境电子单Maxwell分布的特征温度。当实际环境用单Maxwell分布逼近，其特征温度T稍小于T^*时，有$J_{eseo}+J_{seat}>J_e$，一般说来，航天器浮置电位φ_s通常为一很小正值。而在T稍大于T^*时，$J_{eseo}+J_{scat}<J_e$，此时，φ_s一般为非常大的负值。因此，T^*相当于一个分界——阈值点。此前，环境或表面条件在大范围内改变，均不引起航天器的高压带电；到达这个阈值，环境或表面条件进一步微小改变，使J_{net}的符号改变，导致表面浮置电位的巨大且突然的改变。这就是所谓的临界效应。采用（10）式定义的临界能量E^*就代表了这种材料能否带电的环境电子能量的分界线。

（3）多重浮置电位

实际观测数据表明，使同步轨道航天器带电的磁层等离子体环境，经常可用双Maxwell分布或多Maxwell分布来描述。相对前者，环境电子对应T_1和T_2两个特征温度，如果$T_1<T^*<T_2$，则航天器可能会出现三个不同浮置电位，其中间值是不稳定的。对此，我们可作如下定性解释：

对于双Maxwell环境电子分布，在$\varphi_s<0$时，选择适当的δ和η表达式，积分（3）式可得

$$\begin{aligned}J_{net}&=(J_{eseco,1}+J_{scato,1}-J_{eo,1})\exp(e\varphi_s/T_1)\\&+(J_{eseco,2}+J_{scato,2}-J_{eo,2})\exp(e\varphi_s/T_2)\\&=J_{neto,1}\exp(e\varphi_s/T_1)+J_{neto,2}\exp(e\varphi_s/T_2)=0\end{aligned}\tag{21}$$

其中　$J_{eseco,i}$、$J_{scato,i}$，$J_{eo,i}$和$J_{neto,i}$分别为二次电子、反向散射电子、入射电子及总的净电子在空间电位下随机通量；下标$i=1$，2分别对应特征温度为T_1和T_2的电子Maxwell分布。

从（21）式显见，$J_{neto,1}$与$J_{neto,2}$必须反号。而按材料阈值温度T^*定义，$J_{neto,*}=0$，所以T^*必介于T_1与T_2之间，即$T_1<T^*<T_2$。

在得到（3）式时，我们略去了离子入射电流对航天器带电影响，但若包括此小量，对分析带电定性特性，仍有重要意义。例如，对上述双Maxwell环境电子分布和特征温度为T_i的单Maxwell的环境离子分布，$\varphi_s<0$时，我们有

$$J_{net}=J_{neto,1}\exp(e\varphi_s/T_1)+J_{neto,2}\exp(e\varphi_s/T_2)+J_{io}(1-e\varphi_s/T_i)=0\tag{22}$$

而对$\varphi_s>0$，则有

$$J_{net}=J_{neto,1}(1+e\varphi_s/T_1)+J_{neto,2}(1+e\varphi_s/T_2)+J_{io}\exp(-e\varphi_s/T_i)=0\tag{23}$$

对未知量φ_s，（22）、（23）式是含有环境参数和材料参数的超越方程。依文献〔7〕对类似情况分析，在一定的参数约束条件下，（22）式有两个根，而（23）式有一个根。因此，整个φ_s存在三个不同的根，即三重浮置电位。

由于函数$J_{net}(\varphi_s)=0$在$\varphi_s<0$时有两根，则必有一根ϕ_{s2}满足$\left.\frac{dJ_{net}}{d\varphi_s}\right|_{\varphi s2}>0$。设在$\varphi_{s2}$处有任一正的微扰使$d\varphi_s>0$，则有$dJ_{net}>0$，这将促使航天器不断增加次级电子发射，致使$\varphi_{s2}$越来越大，最终到达较$\varphi_{s2}$为高的另一浮置电位$\varphi_{s3}$。反之，当在$\varphi_{s2}$处有任一负

© 1994-2009 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

的微扰使 $d\varphi_s < 0$ 时，则有 $dJ_{net} < 0$，这就促使航天器不断增加对入射电子吸收，使得 φ_{s2} 越来越大地偏离 φ_{s2}，最终到达较 φ_{s2} 更负的另一浮置电位 φ_{S1}。这就是说，$\left.\frac{dJ_{net}}{d\varphi_s}\right|_{\varphi_{s2}} > 0$ 所对应的浮置电位是不稳定的。由于不稳定的浮置电位偏离后最终要达到一稳定值，故在三根情况下，它必然是个中间值。

6 结语

地球同步轨道航天器背阴面的复杂带电特性，可以通过引入航天材料间的阈值温度 T^* 和临界能量 E^* 两个概念作定性解释。本文通过对不同能量入射电子，采用不同次级电子产率公式，用来计算 T^* 和 E^* 这样两个参数，得到了与观测数据比较接近的临界带电特性。但由于航天器带电是环境、材料相互作用的复杂过程，环境条件随时间的千变万化，很难用统一且精确的相关函数来描述；各种航天材料与带电有关的物性参数千差万别，有关的实验资料和理论分析也远不能对这些参数精确确定。因此，严格地讲，本文所作的分析和讨论还属于定性描述和量级分析，所给出的定量结果仍是初步的。但是，它可以给出航天器高压带电现象的合理解释并为工程设计提供一定的科学依据。

参 考 文 献

1 吴清松，江荣富，徐燕侯等．采用局部电流平衡模型计算同步轨道航天器上界负电位．空间科学学报，1991，11（2）：13

2 Laframboise J G, Kamitsuma M. The threshold temperature effect in high-voltage spacecraft charging. AFGL-TR-83-0046, 1983: 293～308

3 Lai S T, Gussenhoven M S, Cohen H A. The concepts of critical temperature and energy cutoff of ambient electronics in high-voltage charging of spacecraft, Eur. Space Agency Spec, Publ. ESA SP198, 1983: 169

4 Olsen R C. A threshold effect for spacecraft charging. J. Geophys. Res, 1983, 88: 493

5 Mullen E G, Gussenhoven M S, Hardy D A, et al. SCATHA survey of high-level spacecraft charging in sunlight. J. Geophs. Res, 1986, 91: 1474

6 Karz I, Mandell M, Jongeward G, et al. The importance of accurate secondary electron yields in modeling spacecraft charging, J. Geophs. Res, 1986, 91: 1173

7 Meyer-Vernet R. "Flip-flop" of electric potential of dust grains in space Astron. Astrophys. 1982, 105: 98-106

（下转第69页）

© 1994-2009 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

include Cali fornium-252, Van de Graff accelerator and cyclotron. Peterson's experimental formula or program CREME can be used to predict the error rate under a certain environmental condition.

Subject Term Radiation effect, Semiconductor device, Particle accelerator, Simulated test, Aanlyzing.

(上接51页)

EFFECT OF THRESHOLD TEMPERATURE AND CRITICAL ENERGY FOR SPACECRAFT CHARGING

Wu Qingsong, Xu Yanhou

(University of Science and Technology of China, Hefei)

Wang Boyi

(Institute of Mechanics, Academia Sinica, Beijing)

Abstract In this paper, the yields of secondary electrons (true secondary emission and backscattering) for the incident electrons at different energy levels are determined by using weighted average, and the threshold temperature T^* and critical energy E^* of spacecraft materials in high-voltage charging are calculated with these results. The characteristics of critical charging are in good agreement with the observed data. It is expounded that the complicated properties of spacecraft charging are truly qualitatively explained by using the two concepts of T^* and E^*.

Subject Term Spacecraft charging, Threshold effect, Mathematical model, Calculation method,

© 1994-2009 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net