

DOI:10.16356/j.1005-2615.2018.03.020

# 微小卫星在 LEO 背景等离子体环境中的充电特征

朱基聪<sup>1</sup> 方美华<sup>1</sup> 全荣辉<sup>1</sup> 田鹏宇<sup>1</sup> 梁尔涛<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学航天学院, 南京, 210016; 2. 上海卫星工程研究所, 上海, 201109)

**摘要:**航天器在低地球轨道(Low earth orbit, LEO)背景等离子体中高速运行时会在速度下方形成尾流区。本文以南京航空航天大学的“天巡一号”微小卫星为研究对象,利用充放电计算程序 SPIS 研究分析了其在 LEO 背景等离子体环境下的充电情况、尾流特征及鞘层结构。模拟结果表明,微小卫星在背景等离子体环境下的充电电位低,这与 LEO 的充电电位特征相符;其尾流和鞘层结构与大卫星有明显特征区别:(1) 其远尾区存在密度增强效应;(2)微小卫星鞘层情况符合厚鞘近似。同时,本文采用轨道运动限制(Orbital motion limited, OML)理论对密度增强效应进行了合理解释,而卫星的材料和尺寸可对密度增强的程度造成影响;在“天巡一号”靠近底板的位置鞘层厚度为 0.630 m,而鞘层厚度并不是常数,随着卫星表面电位的不同有所变化。

**关键词:**等离子体;微小卫星;尾流结构;厚鞘近似;密度增强效应

**中图分类号:**P3      **文献标志码:**A      **文章编号:**1005-2615(2018)03-0422-05

## Charging Characteristics of Microsatellite in LEO Background Plasma Environment

ZHU Jicong<sup>1</sup>, FANG Meihua<sup>1</sup>, QUAN Ronghui<sup>1</sup>,  
TIAN Pengyu<sup>1</sup>, LIANG Ertao<sup>2</sup>

(1. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;  
2. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai, 201109, China)

**Abstract:** In low earth orbit (LEO), spacecrafts travelling through dense but low-energy plasma generate a wake zone behind. The TianXun I microsatellite is taken as the research object and SPIS toolkit is employed to simulate its surface charging, sheath structure and wake zone feature in LEO plasma environment. The simulation reveals firstly that TianXun I can not charge to high level on its orbit. Secondly, it is found out that a phenomenon called plasma density enhancement and satellite sheath reveals significant difference from traditional satellite. The phenomenon of density enhancement occurs in the far wake region and can be explained by orbital motion limited (OML) theory. The sheath of microsatellite is abided by thick-sheath approximation in LEO and the thickness of sheath varies with surface charging level.

**Key words:** plasma; microsatellite; wake; thick-sheath approximation; density enhancement

众所周知,航天器在低地球轨道(Low earth orbit, LEO)的背景等离子体条件下,虽然充电电

**基金项目:**南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金(kfj20161503)资助项目;国家自然科学基金青年基金(11405085)资助项目;江苏省青年基金(BK20130789)资助项目;上海航天科技创新基金(SAST2015035)资助项目。

**收稿日期:**2017-01-04; **修订日期:**2017-03-14

**通信作者:**方美华,女,讲师,E-mail: fmh\_medphys@nuaa.edu.cn。

**引用格式:**朱基聪,方美华,全荣辉,等.微小卫星在 LEO 背景等离子体环境中的充电特征[J].南京航空航天大学学报,2018,50(3):422-426. ZHU Jicong, FANG Meihua, QUAN Ronghui, et al. Charging characteristics of microsatellite in LEO background plasma environment[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(3):422-426.

位不高,但会在运行方向的背面形成等离子体的尾流区<sup>[1]</sup>,同时在航天器表面形成等离子体鞘层结构<sup>[2]</sup>。研究表明,在尾流区域航天器能充到比较高的电位,最高可达上百伏<sup>[3]</sup>,大大增加了放电风险,降低卫星运行可靠性,并可对载人航天活动中宇航员的安全构成威胁<sup>[4]</sup>。鞘层的存在,还会对鞘层内的等离子体产生干扰,使其无法反映背景等离子体水平,探测轨道等离子体环境时一般需将等离子体探测器的探头置于鞘层之外<sup>[5]</sup>。

针对尾流和鞘层结构的研究大部分都是以大型航天器为研究对象<sup>[6,7]</sup>,而对微小卫星在LEO背景等离子体的充电特征研究比较少,国内未见相关报道。国外有研究学者提出微小卫星的充电特征存在特殊性:(1)微小卫星的尾流结构与大卫星在尾流结构特征上有较大区别<sup>[8]</sup>; (2)充电航天器会在其表面形成鞘层结构,在等离子体鞘层效应分析时,大卫星适用的鞘层和尾区分析模式并不适用于微小卫星<sup>[9,10]</sup>。上述研究结果,主要以立方星为研究对象,且相关模拟研究并没有进行理论解释和分析。等离子体是卫星运行不可避免的空间环境,目前针对卫星在轨故障的统计结果表明,空间环境是引发卫星故障的主要原因,而在故障事件中,由表面充放电所引发的故障占比达到了20%~30%<sup>[11]</sup>。同时,微小卫星应用兴起的时间较晚,目前尚未建立全面完善的安全可靠性保障体系。综上,为了保证微小卫星在空间等离子体环境中运行的可靠性,有必要对微小卫星在等离子体环境中的充电特征进行分析研究并给出合理的解释。

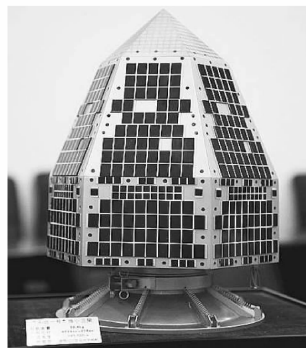
“天巡一号”是南京航空航天大学自主研制的一颗微小卫星,呈棱锥形,运行轨道属于LEO,轨道参数为高度495 km、倾角97.417°、偏心率<0.003以及轨道周期94.494 min。本文以微小卫星在空间等离子体环境下的安全保障为出发点,以“天巡一号”微小卫星为研究对象,利用欧空局研发的表面充放电模拟程序SPIS(Spacecraft plasma interactive system)来研究“天巡一号”微小卫星在LEO的充电电位、尾流特征以及鞘层情况。

## 1 模拟过程

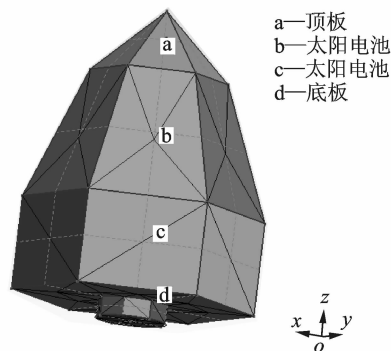
SPIS采用粒子分室法对等离子体的整体作用效果进行模拟,在模拟等离子体环境中粒子的作用时,不用对粒子进行逐个计算,可以大幅节省计算机资源,减少模拟耗费的时间。目前SPIS能够实现对等离子体鞘层结构、航天器表面充电,航天器表面光电子发射,二次电子发射等的模拟,在研究充放电时得到广泛应用。

本文按照“天巡一号”的实际尺寸,利用Gmsh

建立了等比例模型,如图1所示。模型由对接环、底板、太阳电池基板、太阳能电池盖片和顶板等部分组成。其中,底板高52 mm,径长183 mm,为绝缘材料;太阳电池组包括一个六棱柱和一个六棱台,六棱柱边长347.6 mm,高262 mm,六棱台地面边长347.6 mm,顶面边长183 mm,高374 mm;顶板状为六棱锥,底面边长183 mm,高52 mm。



(a) Physical model of TianXun I microsatellite



(b) Gmsh model of TianXun I microsatellite

图1 “天巡一号”模型图

Fig. 1 Model of TianXun I microsatellite

在模拟中,设置直径为3 m的圆代表计算外边界,“天巡一号”偏置于圆的径向1/4直径处,如图2所示,经过反复测算,3 m直径的圆可完整的呈现所计算的“天巡一号”等离子体尾流区。设置“天巡一号”的速度8 000 m/s,沿y轴正方向为速度方向。计算时,考虑“天巡一号”处于太阳阴影区。

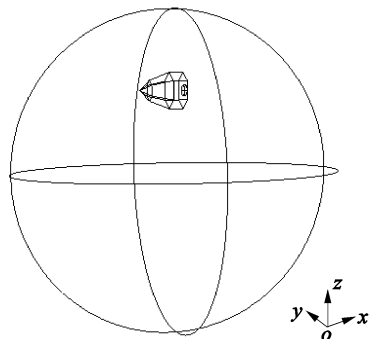


图2 外边界与“天巡一号”模型

Fig. 2 External boundary and TianXun I model

本文主要针对 LEO 背景等离子体环境进行模拟,采用国际参考电离层模型(International reference ionosphere, IRI)计算等离子体环境参数<sup>[12]</sup>,如表 1 所示为轨道高度 495 km 处 2011 年 11 月 9 日、1.5hr 的背景等离子体环境参数,以此作为模拟的环境参数输入条件。

表 1 “天巡一号”小卫星轨道环境参数

Tab. 1 Orbital environmental parameters of TianXun I

环境参数	
电子密度/ $m^{-3}$	$6.05 \times 10^{11}$
电子温度/eV	0.223
离子密度/ $m^{-3}$	$5.84 \times 10^{11}$
离子温度/eV	0.119
离子类型	$O^+$

## 2 计算结果及分析

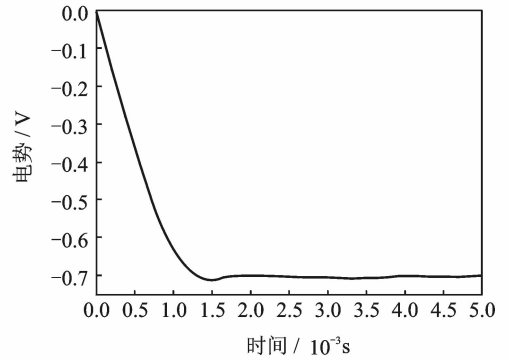
通过上述的参数设置,本文研究了“天巡一号”微小卫星的充电电位、尾流区特征和鞘层的情况。

### 2.1 表面充电电位

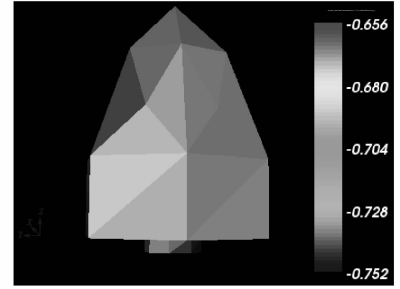
如图 3 所示为在背景等离子体条件下,“天巡一号”微小卫星的表面充电电位。由图 3 可知,“天巡一号”在短时间内达到了充电平衡状态,且平衡充电电位为  $-0.7$  V,这与 LEO 等离子体环境特征紧密关联,LEO 背景等离子体电子浓度大、温度低,短时间内可达到充电平衡,且充电电位低。从图 3(b)可知,卫星的充电电位有规律性的分布,逆向速度方向充电电位越大。以太阳电池为例,沿速度面电势小于逆向速度面,这主要与外在等离子体环境变化有关,当航天器以超声速在等离子体中运动时,因为航天器速度相对离子热运动速度和电子热运动速度的差异,造成在航天器速度前方存在前缘区,而在航天器速度后方存在尾区。前缘效应和尾区效应最终使得离子只能作用于前缘面,而电子几乎能作用于所有平面,从而造成充电电位沿速度方向变化。

### 2.2 等离子体尾区

一般而言,航天器的尾流构型主要分窄型和扩张型两种<sup>[13,14]</sup>。当满足  $mV_i^2/2 > KT_i$ ,  $mV_i^2/2 > eV_{sc}$  时,表现为窄型;当满足  $KT_i < mV_i^2/2 < eV_{sc}$  时,表现为扩张型。式中:  $K$  为波尔兹曼常数; $m$ ,  $V_i$ ,  $T_i$  分别为离子质量、热运动速度和温度,  $e$  为元电荷; $V_{sc}$  为航天器运动速度。图 4(a, b)分别“天巡一号”微小卫星运行时的电子、离子电荷密度图,从图中可以看出,卫星在运行过程中出现了明显的尾流结构,其尾流构型符合扩张型的特征和条件。尾流区域分为近尾流区域和远尾流区域,其特征为:近尾流区域等离子体密度低于背景等离子体密

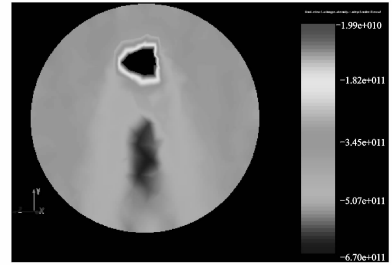


(a) Curve of average potential versus time

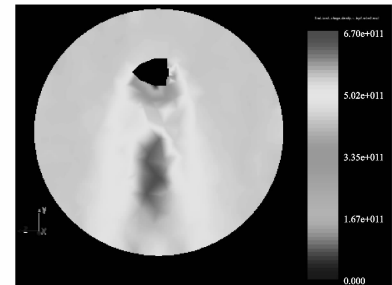


(b) Surface potential distribution

图 3 “天巡一号”充电情况模拟结果  
Fig. 3 Result of charging simulation



(a) Electron charge density



(b) Ion charge density

图 4 “天巡一号”电荷密度图

Fig. 4 Charge density surrounding TianXun I

度;远尾流区域则正好相反,电子和离子的密度均比背景等离子体密度高。而大卫星的尾流结构如图 5 所示,与本文模拟结果中尾流结构的等离子体密度有明显区别,如表 2 所示。对比大型卫星和微小卫星的尾流结构,可发现:

(1)对于尾流的近尾区,“天巡一号”的电子、离

子电荷密度分布规律与大卫星的一样,即密度均小于背景等离子体密度,这说明无论对于大卫星还是微小卫星,影响近尾区电子、离子密度的主要因素均为航天器相对于电子、离子的运动速度。

(2)对于远尾区,“天巡一号”的电子、离子密度分布规律则与大卫星明显不同,呈现出电子和离子电荷密度相对环境密度的增强,这种现象与星际尘埃在等离子体中的现象<sup>[15]</sup>相近,可用轨道运动限制(Orbital motion limited, OML)理论<sup>[16,17]</sup>进行解释,根据该理论,微小卫星的鞘层电场对环境离子起到加速作用,当加速的离子经过卫星周围时,其轨迹受到卫星表面负电势的影响而扭曲,扭曲的程度与卫星的尺度可比拟,最终在卫星下方出现一个密度增强区。

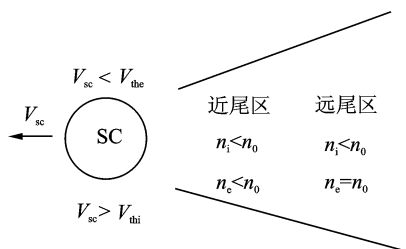


图 5 LEO 大卫星尾流特征图 ( $n_i$  为离子密度,  $n_e$  为电子密度,  $n_0$  为背景密度)

Fig. 5 Wake feature of traditional satellite in LEO ( $n_i$  stands for ion density,  $n_e$  electron density,  $n_0$  background density)

从数值上进一步分析,如图 6 为沿速度方向等离子体密度和电势剖面图,从图中可以看出,远尾区的电子、离子密度比环境密度高出了约 30%,这一数值介于 Miloch W J 对导电与绝缘星际尘埃的模拟结果<sup>[15]</sup>之间,这是因为模型中除了太阳电池表面镀有氧化铟锡(Indium tin oxide, ITO)导电

薄膜之外,均为绝缘材料,材料的性质对尾区增强效应产生了一定的影响,另外,“天巡一号”的尺度也对增强效应造成了影响。

表 2 大卫星和微小卫星尾流特征对比

Tab. 2 Wake feature comparison of traditional satellite and microsatellite

尾区	大卫星		微小卫星	
近尾区	$n_e < n_0$	$n_i < n_0$	$n_e < n_0$	$n_i < n_0$
远尾区	$n_e = n_0$	$n_i < n_0$	$n_e > n_0$	$n_i > n_0$

### 2.3 鞘层结构

充电航天器在等离子体环境中与等离子体相互作用,干扰了周围等离子体的分布,这一干扰区域就是等离子体鞘,在图 4 中表现为航天器表面周围的罩状结构。等离子鞘的存在是在航天器上安装探测装置如郎缪尔探针时必须充分考虑的因素,一般应将其探头置于鞘层外。鞘的边缘到航天器表面的距离称为鞘层厚度,在研究计算鞘层效应时,根据鞘层厚度和航天器尺度的关系,采用薄鞘或者厚鞘近似。当鞘层厚度大于航天器半径时,适用厚鞘近似;当鞘层厚度小于航天器半径时,适用薄鞘近似。一般而言,对同步轨道除非卫星是 10 m 或更大些的,厚鞘近似是恰当的,对近地轨道半径为 1 m 且具有不暴露电势的卫星,薄鞘假定是合适的<sup>[18]</sup>。

从图 4,6 可以看出,迎速度面鞘层的存在主要影响鞘层内的电子密度,而对离子的密度几乎没有影响,这是因为航天器表面充负电,产生的电场对电子起到排斥作用,而对质量比较重的离子则影响有限。

鞘层厚度可由电势从航天器表面电势恢复到环境等离子体电势的距离表示,图 7 为垂直于速度方向电子离子密度和电势剖面图。从图 7 可以看出,在该方向该位置,“天巡一号”的鞘层厚度约为 0.630 m,大于该截面处卫星的半径(0.288 m)和

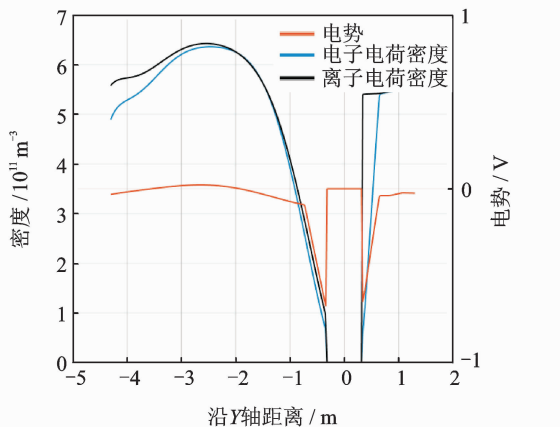


图 6 沿速度方向等离子体密度和电势剖面图

Fig. 6 Plasma density and potential profiles along velocity vector

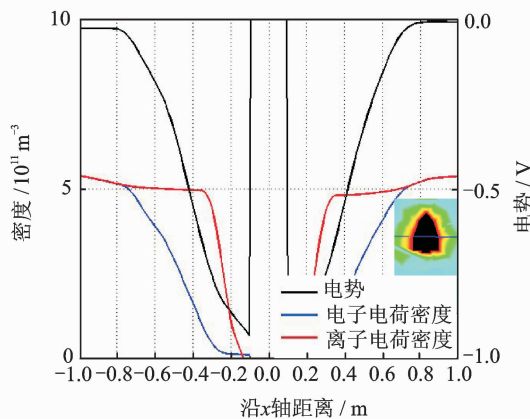


图 7 垂直速度方向等离子体密度和电势剖面图

Fig. 7 Plasma density and potential profiles perpendicular to velocity vector

纵轴半径(0.344 m),因此在LEO一般环境下,“天巡一号”微小卫星可以看成是厚鞘近似,与大卫星结果不同,同时该结果再次证明了LEO轨道下微小卫星适用于郎缪尔探针的OML理论。卫星表面鞘层的厚度,并不是一常数,从图6可以看出,其大致规律为沿速度方向,速度上游等离子体鞘层被压缩而在尾区等离子体鞘层被拉伸,这与航天器表面电势沿着速度方向的分布特征有关。

### 3 结束语

本文通过对“天巡一号”微小卫星在LEO等离子体环境下充电和尾区特征进行的模拟研究,并对比大卫星LEO等离子体环境充电特征,发现:(1)在LEO运行时,其远尾区存在离子密度增强现象,与大卫星的规律不同,并可用星际尘埃的OML理论进行合理解释;(2)在LEO运行时,鞘层厚度大于卫星半径,符合厚鞘近似。这与大卫星在鞘层效应计算时,常用的GEO采用厚鞘近似,LEO采用薄鞘近似不同。

此外,本文的研究对象“天巡一号”是一颗锥星,对于立方星和球星在LEO的情况,Albarran II, Robert M进行过模拟研究并获得了类似的现象<sup>[8]</sup>,可见本文的模拟现象和理论可推广适用到微小卫星。微小卫星在等离子体环境中的充电行为和特征与大卫星存在显著的差异,本文只针对LEO背景等离子体,研究内容包括了微小卫星的充电电位、尾流区特征和鞘层3方面,并提出了相关的合理理论解释。为了保证微小卫星在空间等离子体环境中运行的安全可靠,后续将进一步进行深入的数值建模分析。

**致谢** 感谢南京航空航天大学康国华老师提供“天巡一号”微小卫星的资料。

### 参考文献:

- [1] 古士芬,师立勤,宋利,等.低轨航天器致空间等离子体尾流[J].空间科学学报,1995,15(3):215-221.  
GU Shifen, SHI Liqin, SONG Li, et al. The wake of the space plasma generated by low orbit spacecraft [J]. Chinese Journal of Space Science, 1995, 15(3): 215-221.
- [2] WALKER E H. Plasma sheath and screening around a stationary charged sphere and a rapidly moving charged body[J]. Interactions of space Vehicles with an Ionized Atmosphere, 1965, 18: 61-162.
- [3] LAI S T. Fundamentals of spacecraft charging: spacecraft interactions with space plasmas[M]. [S. l.]: Princeton University Press, 2011: 467-468.
- [4] 肖大方.载人航天活动中宇航员的危险分析[J].上海航天,1992(2):39-42.
- [5] CHRISTOPHER J S. Low earth orbit spacecraft charging design handbook: NASA-STD-(1)-4005 and NASA-HDBK-4006[R]. USA: NASA, 2007: 20-21.
- [6] ENGWALL E. Numerical studies of spacecraft-plasma interaction: Simulations of wake effects on the cluster electric field instrument EFW[D]. Sweden: Uppsala University, 2008.
- [7] IVCHENKO N, FACCILOLO L, LINDQVIST P A, et al. Disturbance of plasma environment in the vicinity of the Astrid-2 microsatellite[J]. Annales Geophysicae, 2001, 19(6): 655-666.
- [8] ALBARRAN I I, Robert M. Cubesat wakes in the earth's ionosphere[D]. Daytona Beach, Florida: Embry-Riddle Aeronautical University, 2015.
- [9] LAI SHU T. Spacecraft charging[M]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [10] WHIPPLE E C. Potentials of surfaces in space[J]. Reports on Progress in Physics, 1981, 44(11): 1197.
- [11] KOONS H C, MAZUR J E, SELESNICK R S, et al. The impact of the space environment on space systems[C]//6th Spacecraft Charging Technology Conference, AFRL-VS-TR-20001578. Bedford: [s. n.], 2000.
- [12] SPDF-Omniweb Service[DB/OL]. [http://omniweb.gsfc.nasa.gov/vitmo/iri2012\\_vitmo.html](http://omniweb.gsfc.nasa.gov/vitmo/iri2012_vitmo.html), 2012-1-1.
- [13] ERIKSSON A, ANDRÉ M, KLECKER B, et al. Cluster comparison of the double-probe and electron drift techniques for measuring the electric field[J]. Annales Geophysicae, 2004(24): 275-289.
- [14] ENGWALL E, ERIKSSON A I, FOREST J. Wake formation behind positively charged spacecraft in flowing tenuous plasmas [J]. Physics of Plasmas (1994-present), 2006, 13(6): 062904.
- [15] MILOCH W J, TRULSEN J, PÉCSELI H L. Numerical studies of ion focusing behind macroscopic obstacles in a supersonic plasma flow[J]. Physical Review E, 2008, 77(5): 056408.
- [16] MIKAELIAN T. Spacecraft charging and hazards to electronics in space[M]. Toronto: York University, 2001: 1-100.
- [17] HASTINGS D, GARRETT H. Spacecraft-environment interactions[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2004.
- [18] SCHELLA A, MELZER A, LUDWIG P, et al. Introduction to streaming complex plasmas A: Attraction of like-charged particles[M]. Berlin: Springer International Publishing, 2014: 51-71.