

# 航天器外表面导电面积对朗缪尔探针 科学探测的影响

关燚炳<sup>1,2</sup> 王世金<sup>1</sup> 刘超<sup>1,2</sup>

(1. 中国科学院空间科学与应用研究中心, 北京, 100190; 2. 中国科学院研究生院, 北京, 100049)

**摘要:**朗缪尔探针的科学探测会受到航天器外表面导电面积与朗缪尔探针传感器有效面积之比大小的影响。如果航天器的外表面导电面积不够大,朗缪尔探针以扫描电压模式工作时,就会造成航天器地电位的扰动,进而导致朗缪尔探针测量结果的偏差。分析了此问题的物理原理,并进行了相应的理论计算。子午工程探空火箭有效载荷朗缪尔探针在进行科学探测的同时,测量了火箭外表面导电面积与朗缪尔探针传感器有效面积之比不足造成的扰动,测量结果与理论分析基本一致。

**关键词:**地球与空间探测技术;朗缪尔探针;航天器;探空火箭;子午工程

中图分类号:P354.2

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2012)03-0366-07

## Influence of Spacecraft Conductive Surface Area on Langmuir Probe Measurement

Guan Yibing<sup>1,2</sup>, Wang shijin<sup>1</sup>, Liu Chao<sup>1,2</sup>

(1. Center for Space Science and Applied Research, Chinese Academy of Science, Beijing, 100190, China;

2. Graduate University, Chinese Academy of Science, Beijing, 100049, China)

**Abstract:** The investigation of the Langmuir probe is limited by the ratio of the spacecraft conductive surface area to the probe effective area. If the spacecraft conductive surface area is not large enough, the spacecraft ground potential will be disturbed when Langmuir probe works in sweeping voltage mode, furthermore, the Langmuir probe results will deviate from the correct one. The physical principle of this effect is analyzed, and the corresponding calculation is given. The Langmuir probe onboard the sounding rocket of Meridian Project investigates the influence of the small area ratio of the rocket conductive surface to the probe, besides the scientific objects of the payload. The flight data of the Langmuir probe show the disturbances as a result of the small conductive area ratio, approximately as the prolepsis of the theory.

**Key words:** earth and space exploration technology; Langmuir probe; spacecraft; sounding rocket; meridian project

朗缪尔探针是一种简单有效的空间等离子体环境探测工具,具有质量小、结构简单、功耗低的特点,可以就位测量空间等离子体的电子密度、电子温度等整体特性参数,在各种探空火箭和低轨航天器上被广泛搭载应用,进行电离层等离子体的科学探测。

朗缪尔探针属于空间等离子体就位测量设备,需要以背景空间等离子体的电位 $V_p$ 作为基准来实现对空间等离子体的测量,而实际情况是朗缪尔探针只能以航天器的地电位 $V_{sc}$ 作为基准工作。航天器在空间等离子体中工作运行,与空间等离子体相互作用,相对于背景空间等离子体,会形成一个电

位 $V_{sc}$ ,该电位即航天器的地电位。航天器地电位 $V_{sc}$ 的大小和扰动变化(相对于空间等离子体)会直接影响朗缪尔探针的科学测量,严重的情况甚至会造成科学探测结果的失效。当航天器外表面导电面积与朗缪尔探针传感器外表面导电面积之比不足够大时,航天器的地电位会受到朗缪尔探针收集电流的影响进而反过来影响朗缪尔探针的科学探测。

Edward 指出航天器外表面导电面积与朗缪尔探针表面积之比应在10 000 倍以上,朗缪尔探针的探测才能完全不受影响<sup>[1]</sup>;Lebreton 等则认为面积比应在100 倍以上<sup>[2]</sup>;Aroh 认为该面积比应在1 000 倍以上才能不对航天器电位造成严重影响<sup>[3]</sup>。本文通过理论近似计算,具体分析了不同导电面积比在朗缪尔探针扫描电压工作时对航天器地电位的影响和对朗缪尔探针科学测量的影响。

朗缪尔探针是我国子午工程<sup>[4]</sup>探空火箭有效载荷之一,用于探测我国低纬电离层的精细结构。由于火箭外表面导电面积的不足,朗缪尔探针在电压扫描过程中,探测到了火箭地电位的明显扰动。

## 1 物理分析

朗缪尔探针的基本工作原理是给其传感器加载扫描电压,并测量传感器在相应电压下收集的等离子体电流,获得伏安特性曲线;再通过分析伏安特性曲线来反演电离层等离子体的电子密度和电子温度等特性参数(见图1)。理论上,朗缪尔探针的扫描电压 $V_s$ 应当以空间等离子体的电位 $V_p$ 作为基准进行扫描,相应的数据反演都是以背景等离子体的电位作为参考基准;但在实际的科学探测中,朗缪尔探针的扫描电压只能以航天器的结构地的电位 $V_{sc}$ (航天器导体表面与结构地相连,可以认为航天器导体表面与航天器结构地等电位)作为参考基准。为保证获得正确的伏安曲线,朗缪尔探针在电压扫描过程中,必须要求航天器结构地具有稳定可靠的电位 $V_{sc}$ (扫描电压基准点)。

天基朗缪尔探针的实际探测过程中,探针、航天器和空间等离子体3者构成一个闭合回路:探针传感器收集的电流流向航天器结构地,通过航天器外表面和空间等离子体进行电荷交换返回到空间等离子体中去。当给朗缪尔探针加载一个正电压时,朗缪尔探针就会大量地吸收电子;作为电压基准的航天器结构地则会相应地通过航天器导电表面吸收等量的离子来补偿探针吸收来的电子(如图2所示),形成电流回路。但由于电子的质量远小于

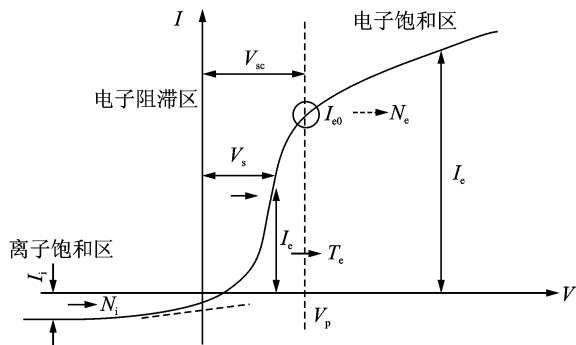


图1 电离层等离子体朗缪尔探针理想 $I$ - $V$ 曲线示意图

离子的质量,离子的移动性远小于电子的移动性,吸收等量的离子所需要的航天器导体表面积要远大于朗缪尔探针传感器的表面积。如果航天器的导体表面积不足够大,航天器就会降低自身的电位(相对于空间等离子体)以吸收足够多的离子。相反,当给朗缪尔探针加载一个负电压时,朗缪尔探针就会吸收离子电流,航天器只需要很小的导体外表面就可以吸收足够的电子来补偿探针吸收来的离子。

当给朗缪尔探针加载一个扫描电压时,如果航天器导体外表面积不足够大,则在电子饱和区和电子阻滞区(见图1),航天器的电位会受到影响,朗缪尔探针伏安特性曲线会有失真现象;而在离子饱和区,航天器的电位基本不会受到影响。

图1中, $I$ 、 $I_e$ 、 $I_i$ 分别为探针传感器收集的总电流、电子电流和离子电流; $N_i$ 、 $N_e$ 分别为离子密度和电子密度; $V_{sc}$ 为航天器壳体导电结构相对等离子体的电位; $V_s$ 为探针传感器相对航天器结构地的扫描偏压。可以看出:朗缪尔探针伏安特性曲线可以分为3个典型的区域:电子饱和区、电子阻滞区和离子饱和区。电子饱和区是电子电流起主导作用的区域,离子电流的贡献可以忽略不计;离子饱和区是离子电流起主导作用的区域,电子电流的贡献可以忽略不计;电子阻滞区是电子饱和区和离子饱和区的过渡区,电子电流随扫描电压以指数形式变化。

## 2 理论计算

在天基朗缪尔探针的科学测量中,航天器外表面导电面积与朗缪尔探针传感器表面积之比对航天器电位的影响和对朗缪尔探针伏安特性曲线的影响,可用理论公式进行近似计算,该导电面积比对科学测量的影响可采用朗缪尔探针的数据处理程序进行分析。

## 2.1 理论模型

选择朗缪尔探针和航天器二体系统作为研究对象,则朗缪尔探针和航天器可看作两个探针分别和空间等离子体发生相互作用;达到动态平衡后,该二体系统以空间等离子体为媒介形成闭合电路回路(见图2)。在地球电离层等离子体中,光电子电流和二次电子电流可以忽略不计,朗缪尔探针和航天器收集的电流主要由电子电流和离子电流构成,则该二体系统满足以下关系式

$$I_{e\_sc}(V_{sc}) + I_{i\_sc}(V_{sc}) + I_{e\_probe}(V_{probe}) + I_{i\_probe}(V_{probe}) = 0 \quad (1)$$

式中: $I_{e\_sc}$ 和 $I_{i\_sc}$ 分别为航天器收集的电子电流和离子电流; $I_{e\_probe}$ 和 $I_{i\_probe}$ 分别为朗缪尔探针收集的电子电流和离子电流; $V_{probe}$ 为朗缪尔探针的电位(相对于空间等离子体)。设扫描电压为 $V_s$ ,则朗缪尔探针相对于空间等离子体的电位为: $V_{probe} = V_s + V_{sc}$ 。

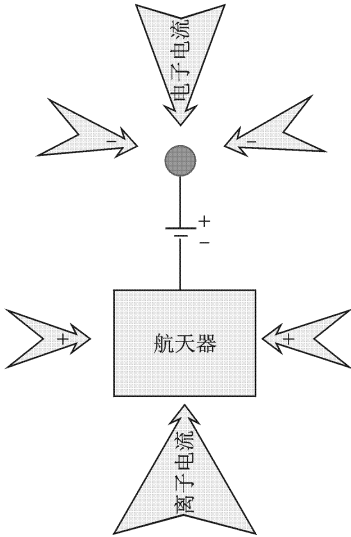


图2 天基朗缪尔探针的电流回路

在地球电离层的等离子体中,朗缪尔探针收集的电流可由 Irving Langmuir 与 Mott-Smith 推导的轨道限制理论(OML)进行近似计算<sup>[5]</sup>。假定朗缪尔探针为球形探针,则在 OML 理论下探针的电流收集公式为

$$I_{e\_probe} = N_e e A \sqrt{\frac{kT_e}{2\pi m_e}} \left( 1 + \frac{eV_{probe}}{kT_e} \right) = I_{e0} A \left( 1 + \frac{eV_{probe}}{kT_e} \right) \quad V_{probe} > 0 \quad (2)$$

$$I_{e\_probe} = N_e e A \sqrt{\frac{kT_e}{2\pi m_e}} \exp\left(\frac{eV_{probe}}{kT_e}\right) = I_{e0} A \exp\left(\frac{eV_{probe}}{kT_e}\right) \quad V_{probe} < 0 \quad (3)$$

$$I_{i\_probe} = N_i e A \sqrt{\frac{kT_i}{2\pi m_i}} \left( 1 + \frac{eV_{probe}}{kT_i} \right) = I_{i0} A \left( 1 + \frac{eV_{probe}}{kT_i} \right) \quad V_{probe} < 0 \quad (4)$$

$$I_{i\_probe} = N_i e A \sqrt{\frac{kT_i}{2\pi m_i}} \exp\left(\frac{eV_{probe}}{kT_i}\right) = I_{i0} A \exp\left(\frac{eV_{probe}}{kT_i}\right) \quad V_{probe} > 0 \quad (5)$$

$$I_{probe} = I_{i\_probe} + I_{e\_probe} \quad (6)$$

式中: $I_{probe}$ 为探针收集的总电流; $I_{e0}$ 和 $I_{i0}$ 分别为电子热随机电流和离子热随机电流; $N_e, N_i$ 分别为电子密度和离子密度; $e$ 为电子电荷常量; $A$ 为传感器有效面积; $k$ 为玻尔兹曼常数; $T_e, T_i$ 分别为电子温度和离子温度; $m_e, m_i$ 分别是电子质量和离子质量。

由于航天器本体尺寸较大,航天器的电流收集通常不能满足轨道限制理论的条件(鞘层的厚度远大于航天器本体尺寸),航天器的电流收集需要由参数化的轨道限制理论<sup>[6-8]</sup>(该理论以 Laframboise 理论<sup>[9]</sup>为基础,打破了鞘层厚度的限制)进行描述

$$I_{e\_sc} = \alpha \cdot I_{e0} A_{sc} \left( 1 + \frac{eV_{sc}}{kT_e} \right)^\beta \quad V_{sc} > 0 \quad (7)$$

$$I_{e\_sc} = I_{e0} A_{sc} \exp\left(\frac{eV_{sc}}{kT_e}\right) \quad V_{sc} < 0 \quad (8)$$

$$I_{i\_sc} = \alpha \cdot I_{i0} A_{sc} \left( 1 + \frac{eV_{sc}}{kT_i} \right)^\beta \quad V_{sc} < 0 \quad (9)$$

$$I_{i\_sc} = I_{i0} A_{sc} \exp\left(\frac{eV_{sc}}{kT_i}\right) \quad V_{sc} > 0 \quad (10)$$

$$I_{sc} = I_{i\_sc} + I_{e\_sc} \quad (11)$$

式中: $I_{sc}$ 为航天器收集的总电流; $A_{sc}$ 为航天器外表面导电面积; $\alpha$ 为航天器外表面导电面积修正因子,本次计算中近似为1; $\beta$ 的取值由鞘层厚度及航天器的形状决定,取值范围为0~1,本次计算取为0.5。

## 2.2 计算结果

设置等离子体参数为地球电离层空间等离子体的典型值,即电子密度 $N_e = 10^{11} \text{ m}^{-3}$ ,电子温度 $T_e = 0.2 \text{ eV}$ ,分别在导电面积比为100倍、500倍、1000倍和10000倍的情况下进行计算。计算结果如下:

(1)导电面积比对航天器电位的影响。

图3是航天器地电位随朗缪尔探针扫描电压变化的曲线,其中当朗缪尔探针不工作时,航天器的悬浮电位为 $V_{sc\_float}$ 。可以看出在朗缪尔探针扫描电压为正的部分,导电面积比为100倍或500倍或

1 000倍的时候,航天器的电位会被扫描电压显著地拉低;导电面积比为10 000 倍的时候,扫描电压对航天器的电位几乎没有影响。图4 是朗缪尔探针

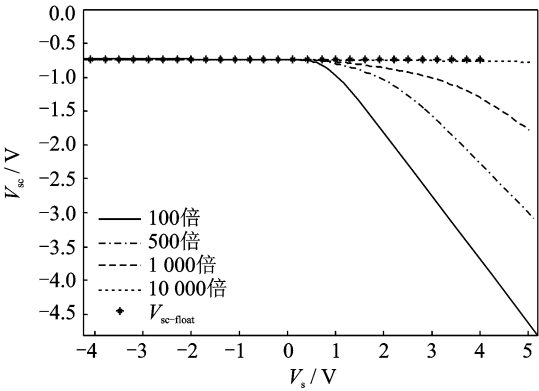


图3 探针扫描电压对航天器电位的影响 ( $V_{sc\_float} = -0.7419\text{ V}$ )

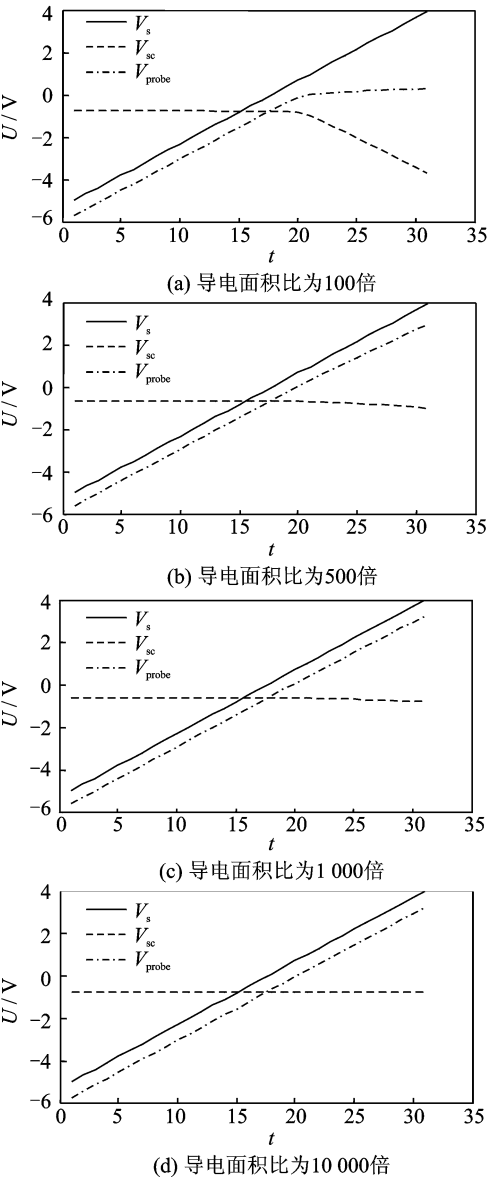


图4 不同导电面积比下探针电位、扫描电压和航天器电位三者变化关系

扫描电压 $V_s$ 、航天器电位 $V_{sc}$ 、朗缪尔探针电位 $V_{probe}$ 三者随探针扫描电压时间计数(等时间步长、等电压步长)的变化关系。三者满足关系  $V_{probe} = V_s + V_{sc}$ ,但只有当导电面积比足够大的时候,航天器电位 $V_{sc}$ 才是一常数;反之,导电面积比不足够大时,三者之间呈现非线性的变化关系。

(2)导电面积比对伏安特性曲线的影响。

图5 和图6 分别为线性坐标和半对数坐标下的伏安特性曲线。可以看出:当导电面积比为100 倍或500 倍时,电子饱和电流受到严重影响;导电面积比为1 000 倍的时候,电子饱和电流受到的影响不明显;导电面积比为10 000 倍时,电子饱和电流几乎不受影响。电子阻滞电流在以上面积比下受到的影响也不明显;离子饱和电流则几乎不受影响。

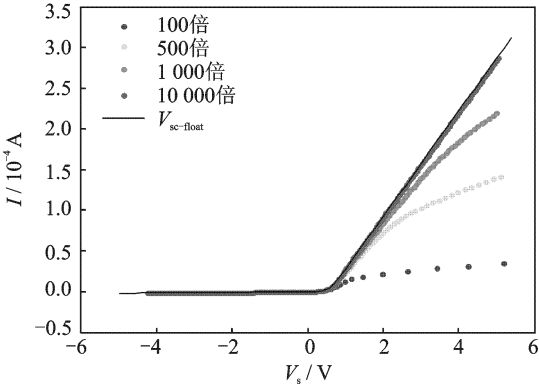


图5 线性坐标下朗缪尔探针伏安特性曲线 ( $V_{sc\_float} = -0.7419\text{ V}$ )

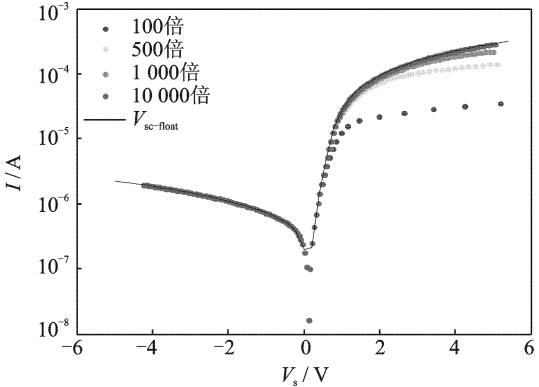


图6 半对数坐标下朗缪尔探针伏安特性曲线 ( $V_{sc\_float} = -0.7419\text{ V}$ )

(3)导电面积比对科学探测结果的影响。

表1 和表2 为采用朗缪尔探针数据处理程序对导电面积比为100 倍、500 倍、1 000 倍和10 000 倍的朗缪尔探针伏安特性曲线进行数学物理反演得到的等离子体特性参数与输入参数的对比。可以看出:在相同条件下,电子密度的误差要大于电子温度的误差。在100 倍导电面积比的情况下,电子温

度和电子密度的测量均存在较大的误差;导电面积比为 500 倍或 1 000 倍时,电子温度的测量误差较小,电子密度的误差仍然较大,但通常在可接受的范围内;导电面积比为 10 000 倍的情况下,电子温度和电子密度的误差可以忽略不计。为了获得准确的测量结果,航天器外表面与朗缪尔探针导电面积之比应当尽可能地大,为保证基本的测量精度,导电面积之比应不小于 500 倍。

表 1 导电面积比对电子温度测量结果的影响

参数	导面面积比			
	100 倍	500 倍	1 000 倍	10 000 倍
输入参数/K	2 000	2 000	2 000	2 000
反演结果/K	2 195	2 043	2 021	2 002
相对误差/%	10	2	1	0.1

表 2 导电面积比对电子密度测量结果的影响

参数	导面面积比			
	100 倍	500 倍	1 000 倍	10 000 倍
输入参数/ $\text{m}^{-3}$	$10^{11}$	$10^{11}$	$10^{11}$	$10^{11}$
反演结果/ $10^{11} \text{ m}^{-3}$	0.61	0.93	0.94	0.993
相对误差/%	39	7	6	0.7

3 探空火箭测量结果

子午工程探空火箭有效载荷朗缪尔探针以获取我国低纬电离层垂直高度精细结构的科学数据为主要目标。目前,子午工程首枚探空火箭已于 2011 年 5 月 7 日成功发射,朗缪尔探针成功进行了科学探测,并获得了有效科学数据返回。除了科学探测结果以外,在科学探测过程中,朗缪尔探针成功探测到了由于火箭外表面导电面积不足造成的朗缪尔探针扫描电压对火箭地电位的扰动。

3.1 子午工程探空火箭朗缪尔探针

子午工程探空火箭朗缪尔探针由 3 个探针组成:探针 1(LP1)和探针 2(LP2)为球形探针,具有相同的结构,安装在火箭平台头部径向对称的两个位置,伸杆展开后两探针连线与火箭轴向垂直;探针 3(LP3)为带栅网的球探针,安装在火箭平台头部中心,为固定伸杆,伸杆方向与火箭轴向平行(见图 7)。其中,探针 1 和探针 2 为我国自主研发,是我国此类载荷首次进行电离层等离子体探测;探针 3 由奥地利研制。

由于火箭外表面导电面积严重不足(据估计约是探针表面积的 50 倍左右),该朗缪尔探针不适合以扫描工作模式获取伏安特性曲线来测量电离层的特性参数。根据第 2 节的分析,在导电面积比过

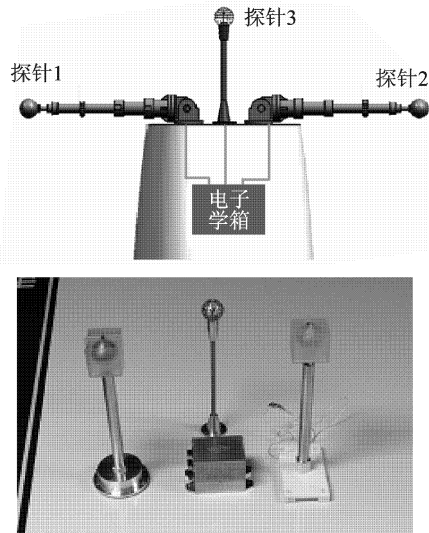


图 7 朗缪尔探针系统组成

小的情况下,朗缪尔探针扫描电压将会对火箭电位造成扰动,从而使伏安特性曲线严重失真,进而导致因测量误差过大而造成的科学数据失效。

因此该朗缪尔探针采取以固定偏压为主的工作模式,通过测量探针收集电流的相对变化来获得电离层电子密度的相对变化,进而得到电离层垂直高度精细结构。其中探针 1 相对火箭结构地加载 +4 V 偏压,探针收集电子电流,测量电子密度的相对变化;探针 2 相对火箭结构地加载 -2.6 V 偏压,探针收集离子电流,测量离子密度的相对变化;探针 3 与火箭结构地保持相同电位(火箭电位相对空间等离子体为负),探针收集离子电流,测量离子密度的相对变化。

此外,为了研究火箭与朗缪尔探针导电面积不足对火箭电位造成的影响,探针 1 每间隔 5 s 加载一组扫描电压,如图 8 所示。根据前面的分析和计算,可以预见:探针 1 的扫描电压会对探空火箭地电位造成扰动,进而造成对探针 2 和探针 3 的测量结果的扰动。

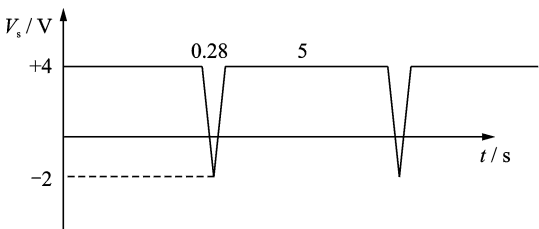


图 8 探针 1 工作电压示意图

3.2 探测结果

火箭飞行期间,朗缪尔探针共获得约 6 min 飞行数据,对应海拔高度约 65~196 km。图 9 是火箭

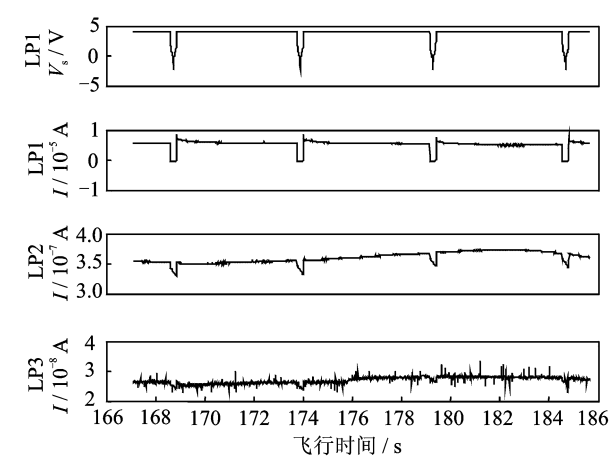


图9 火箭飞行时间166~186 s的朗缪尔探针探测数据

飞行时间166~186 s的朗缪尔探针探测数据(海拔高度约196 km)。图中第一栏为探针1的工作电压,此段时间内共有4组扫描电压产生。第二栏为探针1(LP1)相应的收集电流,可以看出探针1收集电流随其扫描电压相应变化。第三栏为探针2(LP2)的收集电流,探针2加载固定负偏压 $V_{bias}=-2.6\text{ V}$ ,其相对于空间等离子体的电压为 $V_{probe2}=V_{bias}+V_{sc}$ ( $V_{sc}$ 为火箭地电位)。由于火箭与探针1的导电面积比不足,探针1收集的电流变化对火箭地电位 $V_{sc}$ 造成了扰动,进而对探针2相对于空间等离子体的电位 $V_{probe2}$ 造成了扰动,从而导致了探针2收集电流的扰动变化。第四栏为探针3(LP3)的收集电流,探针3与火箭地等电位,即 $V_{probe2}=V_{sc}$ ,同样道理,探针1的收集电流随扫描电压的变化也造成了探针3收集的电流相应变化。

图10是探针1在火箭飞行时间168 s(海拔高度约196 km)进行电压扫描时,探针2和探针3与探针1收集电流变化的对应关系。可以看出探针1

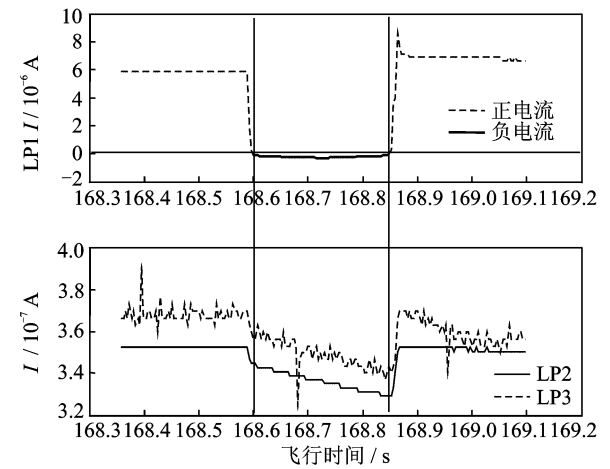


图10 探针1进行电压扫描时,探针1、探针2和探针3收集电流变化相应关系

在电压扫描( $+4\sim-2\sim+4\text{ V}$ )过程中,探针1收集电流随之变化(设电流从探针流向空间等离子体为正)。当探针1收集的电子电流(正电流以电子电流为主)发生变化时,对火箭地电位造成较大的扰动,进而造成探针2和探针3收集的离子电流随之较快变化(图10上图中虚线对应部分);而探针1收集的离子电流发生变化时(负电流以离子电流为主),基本不会对火箭地电位造成扰动,但是由于探针或火箭的表面污染,探针2和探针3的电流变化会有滞后效应<sup>[10-11]</sup>(图10上图中粗实线对应部分)。探针2和探针3同为收集离子电流,具有几乎一致的变化趋势。以上现象与第1节的物理分析及图3和图4的变化趋势基本一致。

### 4 结束语

朗缪尔探针是一种应用十分普遍的空间等离子体探测工具,但朗缪尔探针的航天工程实现受限很多工程和物理因素。其中,航天器与朗缪尔探针导电面积比不足会影响朗缪尔探针的科学测量。本文在基本物理分析的基础上,通过近似理论计算,分析了不同导电面积比对航天器电位和朗缪尔探针科学测量的影响。中国自主研发的朗缪尔探针是子午工程有效载荷之一,首次成功进行了空间科学探测。由于探空火箭外表面导电面积不足,探空火箭朗缪尔探针在进行科学探测的同时,进行了导电面积比对火箭电位扰动的测量和研究,探测结果与理论分析结论基本一致。下一步,将针对航天器与朗缪尔探针导电面积比不足的问题,设计相应的解决方案,并在后续的航天科学任务中进行验证和实施。

### 参考文献:

[1] Edward P Szuszczewicz. Area influences and floating potentials in Langmuir probe measurement [J]. Journal of Applied Physics, 1972, 43(3): 874-880.

[2] Lebretona J P, Stverak S, Travnicek P, et al. The ISL Langmuir probe experiment processing onboard DEMETER: Scientific objectives, description and first results [J]. Planetary and Space Science, 2006, 54(5): 472-486.

[3] Aroh barjatya. Langmuir probe measurements in the ionosphere [D]. Logan, Utah: Utah State University, 2007.

[4] Wu Ji, Wang Chi, Fan Quanlin. Introduction to

meridian space weather monitoring project[J]. Chinese Journal of Space Science, 2006, 26 (Supp): 17-24.

[5] Mott-Smith H M, Langmuir Irving. The theory of collectors in gaseous discharges [J]. Physical Review, 1926, 28(4): 727-763.

[6] Karamcheti A, Steinbrüchel Ch. Parametrization of Laframboise's results for spherical and cylindrical Langmuir probes [J]. Journal of Vacuum Science & Technology A, 1999, 17(5): 3051-3056.

[7] Mausbach Michael. Parametrization of the Laframboise theory for cylindrical Langmuir probe analysis [J]. Journal of Vacuum Science & Technology A, 1997, 15(6): 2923-2928.

[8] Narasimhan G, Steinbrüchel Ch. Analysis of Langmuir probe data: Analytical parametrization and the importance of the end effect [J]. Journal of Vacuum Science & Technology A, 2001, 19(1): 376-378.

[9] James G Laframboise. Theory of spherical and cylindrical Langmuir probes in a collisionless maxwellian plasma at rest [R]. [S.l.]:Institute for Aerospace Studies, University of Toronto. UTIAS Reportt NO. 100, 1966.

[10] Vaughn J A, Schneider T, Black T. Floating potential measurement unit wide Langmuir probe surface contamination study[C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada,USA:[s. n. ], 2006.

[11] Amatucci W E, Schuck P W, Walker D N, et al. Contamination-free sounding rocket Langmuir probe [J]. Review of Scientific Instruments, 2001, 72(4): 2052-2057.