

文章编号:1004-4213(2010)06-0982-6

箭载双臂式电场仪的原理与设计*

满峰¹, 刘波², 姜秀杰², 罗福山², 于世强²

(1 中国科学院西安光学精密机械研究所, 西安 710119)

(2 中国科学院空间科学与应用研究中心, 北京 100190)

摘要:在介绍双臂式电场仪探测原理的基础上,给出了子午工程探空火箭搭载的双臂式电场仪的具体设计.为了降低探针的不对称和不一致性,采用了铝制球形探针设计,使用石墨涂层以减少表面不均匀性,并采用独特的外形设计来消除支撑臂阴影影响;在信号处理部分,为了提高系统动态范围,采用了分频段处理的方法.最后,结合整体系统设计的需要提出了几点误差考虑,并给出了系统性能测试结果.所设计的电场仪带宽 0~5 MHz,直流探测范围为 0.1 mV/m~±1 V/m,交流探测范围为 10 μV/m~50 mV/m,可以实现对电场强度为 0~±1 V/m 的空间电场进行二维测量.

关键词:电场仪;探空火箭;空间电场;电场测量

中图分类号:590·30

文献标识码:A

doi:10.3788/gzxb20103906.0982

0 引言

空间电场是研究空间天气学和空间环境的一个重要参量,它的数值大小及变化涉及到太阳活动、雷暴活动、地震活动及大气环境污染等.监测电场、了解空间电状态,可以为太阳活动对近地环境的影响、雷暴和地震预警提供直接的资料,提高对灾害性天气的预报能力,并为航天活动提供空间电环境状态数据.

人类对大气电场的探测已经有 200 多年的历史.从 20 世纪 60 年代以来,人类在卫星上对空间电状态进行了直接探测,对弄清空间电场的产生机制和为航天器提供空间电环境分布起了很重要的作用,因此,很多重要的科学探测卫星和探空火箭都有电场探测这一项目,美国国家空间天气计划也将电场作为重要的研究项目之一.

我国之前一直没有建立自主的空间电场仪探测系统,本文所介绍的箭载双臂式电场仪系统是在子午工程项目中利用探空火箭搭载双臂式电场仪在我国对 70~200 km 高度范围的空间电场进行首次原位探测,将是我国自主研制空间电场仪的一次重要尝试.通过探测空间电场的分布状态和涨落情况,可以了解电离层的不均匀结构,为改进和完善空间电场的分布模式积累数据,并有助于研究空间电的产生机理和航天器的带电机理.对于空间天气具体计

划而言,箭载电场仪的探测数据有助于分析小尺度电场结构和电离层中大尺度静电场与磁层耦合的机理;有助于了解从高纬到低纬的电场渗透和赤道区域的赤道电子流等热层—电离层相互作用引起的电场扰动^[1-2].

1 箭载双臂式电场仪的工作原理

箭载双臂式电场仪探测电场的原理实际上与电压表测量电压的原理相类似,即测量两点之间的电位差.其方法是向空间伸出两杆(如图 1),在各自的端头安装与其有电性绝缘的金属球或金属圆柱体作为探针即电场传感器.在两探针上的电位与其各自周围等离子体的电位一致时,测量出两探针之间的电位差除以两探针之间的距离就得到了沿伸杆方向的电场分量,即

$$\begin{aligned} \mathbf{E}' &= [(V_{X_1} - V_S) - (V_{X_2} - V_S)] \cdot d^{-1} = \\ & (V_{X_1} - V_{X_2}) \cdot d^{-1} = \mathbf{E} + \mathbf{U}_P \times \mathbf{B} \end{aligned} \quad (1)$$

式中 \mathbf{E} 是高空大气电场, \mathbf{E}' 是测得电场, d 是两探针 X_1 、 X_2 间的距离, \mathbf{U}_P 是航天器速度, \mathbf{B} 是磁场.

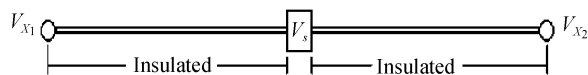


图 1 双探针电场仪探测原理

Fig. 1 Schematic representation of the double probe technique for electric field measurement

由于浸入等离子体中的导体会在其周边形成等离子体鞘,在浓稠电离层等离子体中的探针通过离子和电子电流来与当地的等离子体耦合.带电粒子热运动速度与质量的平方根成反比,所以电子热运

* 国家高技术研究发展计划(863 计划)项目

Tel: 010-62582750

Email: manfeng@cssar.ac.cn

收稿日期: 2008-09-10

修回日期: 2009-01-03

动速度比离子速度要快 40 多倍,当不加外电流时,探针上将会有更多的电子打上去,从而使探针积累更多的负电荷.这些负电荷排斥电子而加速吸引离子,从而在探针周围生成空间电荷鞘,最后正离子电流和电子电流达到动态平衡.探针电位就处于浮动电位上(一般为负电位).

当电流平衡后,探针电流的平衡公式为

$$I = I_e + I_i + I_{ph} \quad (2)$$

式中, I_e 为探针周围等离子体中电子打到探针上被吸收所造成的电流, I_i 为等离子体中离子被探针吸收所形成的电流, I_{ph} 为太阳光照射到探针上所产生的光电流.

为了计算 I_e 和 I_i , 必须要算出电子和离子在探针表面附近的离子数密度及运动速度. 所以要在探针电位及鞘的力场中解粒子的轨道方程或守恒方程. 一般只能进行数值计算. 只有作了一些假设后才能给出解析式表达式. 对于球形探针处于负电位时 I_e 和 I_i 可用式(3)和(4)估算^[3]

$$I_e = -4\pi r^2 ne \sqrt{\frac{kT_e}{2\pi m_e}} \exp\left(\frac{eV}{kT_e}\right) \quad (3)$$

$$I_i = \pi r^2 ne \sqrt{\frac{8kT_i}{\pi m_i} + v^2} \quad (4)$$

式中, r 是探针球半径, k 是玻尔兹曼常量, T_e 、 T_i 分别为电子和离子温度, m_e 、 m_i 分别为电子和离子的质量, V 是探针电位, n 是电子数密度或离子数密度, v 是卫星运行速度, e 为基本电荷.

光电流 I_{ph} 大小取决于导致光电辐射的太阳光谱强度和探针表面材料.

$$I_{ph} = \pi r^2 i_{ph} \quad (5)$$

白天 $i_{ph} \approx 10^{-4}$ A/m², 晚上 $i_{ph} \approx 0$ (前者只是约数, 实际上可差至 10 倍).

把式(3)、(4)、(5)代入式(2)可得探针相对于周围介质的电位 V ^[4]

$$V = -\frac{kT_e}{e} \ln \frac{\sqrt{\frac{kT_e}{2\pi m_e}}}{\sqrt{\frac{kT_i}{2\pi m_i} + \frac{v^2}{16} + \frac{i_{ph}}{4ne} - \frac{I}{4\pi r^2 ne}}} \quad (6)$$

2 箭载双臂式电场仪设计

2.1 系统组成

箭载双臂式电场仪由航天器舱外探针及伸杆和舱内主机及伸杆的伸展机构组成. 舱内主机包括 DC 通道数据采集模块、AC 通道数据采集模块、信号处理模块以及系统控制模块. 图 2 是双臂式电场仪原理方框图. 其中, 传感器部分为两对金属探针, 随着探针周围等离子体电位的变化, 探针自身的电

位也随之变化, 由于两探针各置于伸杆的一端, 使得两探针相距一定的距离, 因此通过两探针间的电位差除以两探针间的距离即可求出该方向上的电场强度的实测值. 这一电位信号经过探针内部的低噪音前置放大器放大后输入至舱内的电子学箱.

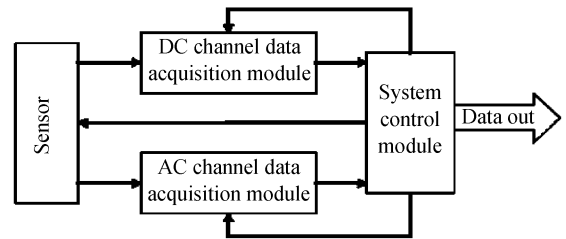


图 2 双臂式电场仪原理方框图

Fig. 2 Block diagram of two booms electric field measurement

在电子学箱内, 信号经差分放大以及滤波检波等一系列处理后, 经 A/D 转换成数字信号输出到遥测传输数据总线上; 同时, 对重要波段做波形采集和频谱分析, 并将数据输出到总线. 系统控制模块负责完成对传感器探针探测的控制以及程控放大器的控制.

2.2 电场仪的装配

箭载双臂式电场仪由四个带有伸杆的金属传感器和一个长方体电子学箱组成, 传感器安装于伸杆的顶端, 电连接器位于电子学箱的侧板上. 伸杆一般安装在航天器仪器舱的腰带上(或仪器舱的下部), 且与航天器轴向垂直(如图 3). 在此情况下, 两探头的电位差除以两探头之间的距离就是沿伸杆方向的

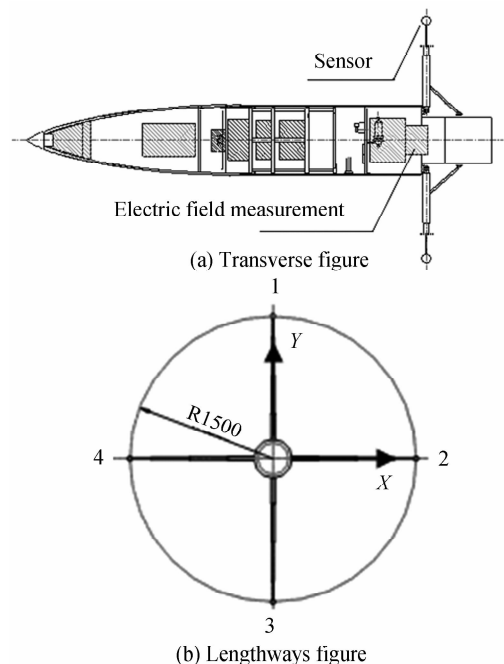


图 3 电场仪装配示意图

Fig. 3 Schematic representation of the electric field instrument configuration

电场分量. 伸杆前方不能有遮挡, 应避开箭体的阴影和尾流^[5-7].

四个探针的安装位置方向如图 3(b), 中心为火箭箭体. 探针 2 和探针 4 用于对 X 轴方向的电场进行测量, 探针 1 和探针 3 用于对 Y 轴方向的电场进行测量, 从而实现空间电场的二维探测.

测量分为上升段和下降段. 伸杆在发射前收拢在箭体内, 火箭发射后, 当到达约 70 km 高度时, 系统自动展开伸杆, 并开始加电工作, 进行上升段的测量工作; 当火箭到达轨道顶点约 200 km 后, 火箭开始下降, 进入下降段测量.

2.3 探针设计

箭载双臂式电场仪共有 4 个探针用于采集电场信号. 根据双探针电场探测原理, 探针两边的不对称和不一致会导致较大的误差, 在设计时需要特别关注. 在本设计中, 主要针对以下几个方面来设计探针, 保证探针的对称性和均匀性以降低测量误差:

1) 探针外形采用球形设计, 因为球形探针的一致性、对称性最好, 受太阳照射角度的影响最小, 并且前置放大器很容易放入, 可以有效降低电容耦合的干扰;

2) 探针材质的选择上需要考虑能使探针的对称性、一致性较高, 稳定性好, 不易被腐蚀, 表面均匀且光电效应小的可导电材质. 本设计选用了金属铝来制作探针, 其金属的逸出功约为 4.08 eV. 选用铝制作的探针, 其对称性好, 成本低, 重量轻, 加工制作容易, 但其具有较高的光电效应. 因此, 还需要采用在铝制探针外增加一层涂层的方法, 来提高探针的各项性能.

3) 由于探针表面的不均匀性及其导致的平均电位差异是产生 DC 电场测量误差的重要原因, 另外, 金属探针的光电效应也会对测量造成影响, 因此应对探针进行表面涂层处理. 目前的涂层处理方式有两种: 氮化钛涂层和石墨涂层. 在本设计中, 采用了在探针表面作石墨涂层处理的方法, 采用该涂层既可以减小探针表面的不均匀性, 在光照下的光电流较小, 而且可以起到隔热的作用, 使得探针在飞行测量中内部温度不至于太高.

4) 当阳光从一侧照射时, 由于支撑臂的影响, 会在相对于阳光照射侧的探针上留下支撑臂的阴影, 导致两边不对称, 增加测量误差. 为了解决该误差影响, 我们在探针的两侧分别加上一段直径 16 mm 的圆柱形端头, 用以抵消火箭在飞行过程中产生的阴影对测量的影响. 这两个端头具有和探针同样的涂层.

探针内部是前置增益放大电路. 根据前面的讨

论, 为了能达到理想电压测量, 需要前置放大电路的输入阻抗要尽量高, 输入电容应尽量小, 使得所设计的探头具有宽频带、大动态范围、低频漂和低噪音等特点, 同时有高的温度适应能力和可靠性. 由于所设计的探头带宽从直流到 5 MHz, 而通常放大器的噪音与带宽几乎成正比, 增益与带宽也是矛盾的, 因此, 探头的宽频带低噪音设计也是设计的难点.

为此, 应选择低噪音器件, 并考虑电路输入回路的噪音匹配、最佳工作点的选取等措施; 为获得更小的噪音系数, 尤为重要是合理设计电路, 同时注意满足带宽、增益的要求.

另外, 所设计的前置放大电路的输入阻抗应比特性电阻 R_s 足够大, 使得能忽略掉 R_s 的影响, 以确保在测量直流及低频电场时的准确度^[8]. 而且要求放大电路有低的泄露电流及低的输入电容, 来避免衰减输入信号.

本设计选用了 Ti 公司的低噪音高精度 FET 输入运放 OPA827, 其输入阻抗大于 $10^{12} \Omega$, 经过估算, 低频部分 0~100 Hz 的总输入噪音约 61.7 nV, 在我们所关注的 100~10 kHz 频段总的输入噪音仅约 0.4 μ V.

2.4 电子学箱设计

由探针采集到的电势信号, 送往箭上电子学箱进行实时的信号处理. 考虑到火箭在空中飞行时间有限, 为了能在有限的工作时间内采集到最多的有效数据, 在给定的信道容量下, 传递尽可能多的信息给地面, 应压缩数据, 去掉多余信息, 少占信道, 并为适应现场可靠性及功耗的要求, 数据处理方法应尽量简单.

在本电场仪的具体设计中, 由于频带范围从直流到 5 MHz, 跨度范围大, 如果直接进行数据处理会严重降低其动态范围, 因此, 本设计采用了将信号分直流、交流通道分别处理, 并在交流通道再将信号分为三个频段进行处理, 同时对重要频段进行波形采集和频谱分析的信号处理方法, 大幅提高了系统工作的动态范围.

图 4 为箭载双臂探针式电场仪的电子学箱工作框图. 电子学箱由 DC 通道数据采集模块、AC 通道数据采集模块和系统控制模块组成. 每个探头输出 AC、DC 两种信号, 分别送到电子学箱的 AC 通道和 DC 通道. 在 DC 通道中, 两个探头的信号分别送入差分放大器放大并滤波, 然后经多路开关送到 16 位 A/D 转换器, 再经过 CPU 处理后输出. AC 通道将信号分成: 100 Hz~10 kHz、10~100 kHz 以及全频参考通道(100 Hz~5 MHz)三个频段.

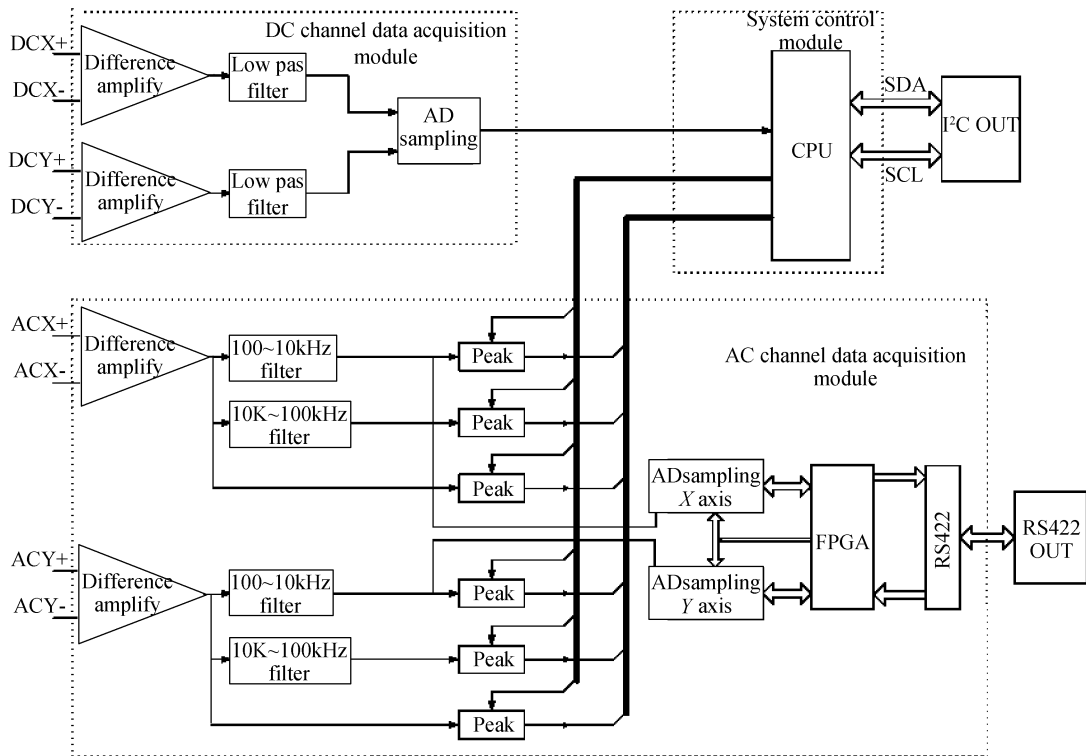


图4 电子学箱工作框图

Fig. 4 Block diagram of the electronics design

0~100 Hz DC通道,该通道数据变化比较缓慢,采用直接波形采集,采样位数为16位,采样速率200次/s,采样数据由I²C总线进行输出。

100 Hz~10 kHz AC通道是需要重点关注的一个通道,因此对该通道数据不仅进行峰值采样还对其进行全波形采集。峰值采样位数为12位,采样速率为200次/s,采样数据由I²C总线进行输出。全波形采样速率较高,达到20 k次/s,为了能够实现实时快速采集,需要使用FPGA对该通道进行专门采集,采集后的波形数据由后续高速输出通道输出^[9]。

10~100 kHz AC通道,做峰值采样,峰值的计算由峰值电路给出,单片机控制AD采集电路每隔5 ms进行一次采集,并在数据采集后将峰值电路进行复位,以进行后续的峰值计算,采集的峰值数据由I²C总线进行输出。

100 Hz~5 MHz的全频参考通道,仅进行峰值采样,采样位数为12位,采样速率为200次/s,采样数据由I²C总线进行输出。

所有的采集工作均为并行实时进行。所有的数据均通过箭载遥测系统发送给地面接收系统。

2.5 误差考虑

2.5.1 伸杆的误差影响考虑

在空间环境中,伸杆会热胀冷缩,另外,伸展机构对伸杆伸出长度以及伸杆展开的角度控制都会有误差^[10]。因此,需要对伸杆机构提出可容忍的误差要求。

伸杆长度误差能引起对E的测量误差,主要在 $E' = \Delta V/d$ 的计算中引入,故对d的相对准确度要求与E'一样为1%,如果d=1 m,则允许的伸杆长度误差 $\delta_d = 1 \times 1\% = 10$ mm。对于本系统,允许的误差 δ_d 为30 mm。伸杆方向的误差会造成E'的方向误差,量级为 $E' \delta_\theta$,为使它小于 $\alpha \cdot E'$,伸杆方向误差 δ_θ 应小于 α ,即小于1%,故 $\delta_\theta \approx 0.1^\circ$ 。

2.5.2 系统的误差影响考虑

除了探头、伸杆等设备的误差因素需要考虑之外,电场仪的设计中还需要对整个系统的工作准确度加以考虑。

根据式(1),本文由测得的电场E'推算出电离层电场E时需要应用 $E = E' - U_p \times B$ 。根据已有的一些数据,若 U_p 约8 km/s,在300 km处,B约0.45 G,则 $U_p \times B$ 约0.4 V/m,而E约0.03 V/m,比E'和 $U_p \times B$ 都要小一个多数量级,因此E是两个相近大数相减,故对E'和 $U_p \times B$ 的测量要求准确度比E高一个数量级。若E的准确度要求为10%,则E'和 $U_p \times B$ 的准确度要求则要小于1%,因此,对 $U_p \times B$ 项而言,火箭载荷舱的飞行速度、飞行角度、空间磁场分布的准确度要求都至少应小于1%。因此,需要在整个探测系统设计上从总体进行考虑,控制火箭及所需载荷的准确度,来满足电场测量准确度要求。

3 测试结果

为了验证系统工作性能,我们对系统进行了测

试:

图5给出了直流(0)时 x 轴, y 轴两个通道的DC通道测试结果. 图中, ‘*’ 线为原始数据, ‘+’ 线为 x 轴通道数据, ‘X’ 线为 y 轴通道数据, 从图中可以看出, 所测得数据和原始数据一致性良好.

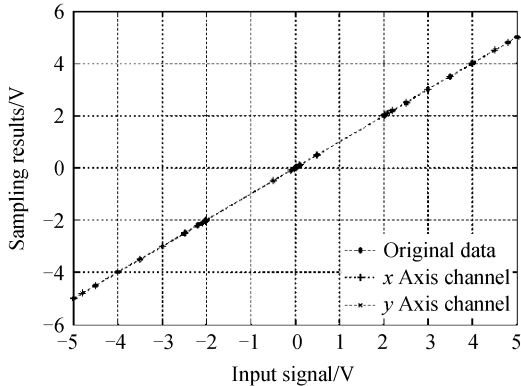


图5 DC通道测试结果

Fig. 5 Test results of DC channel

图6为输入信号频率为1 MHz时AC通道的测试结果, 图中, ‘+’ 线为原始数据, ‘X’ 线为100 Hz~10 KHz峰值数据, ‘.’ 线为10~100 KHz峰值数据, ‘*’ 线为100 Hz~5 MHz峰值数据. 由于受滤波器的影响, 10 Hz~10 KHz通道和10~100 kHz通道的峰值数据幅度均很小. 而100 Hz~5 MHz通道的实测峰值数据和原始数据相比一致较好. 经计算, 实测峰值数据与原始数据之间的最大相对误差为3.43%.

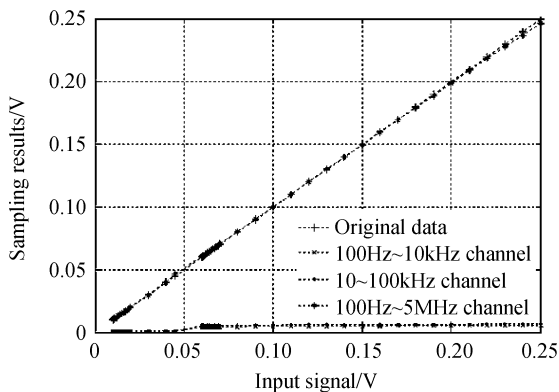


图6 1 MHz时AC通道测试结果

Fig. 6 Test results of 1 MHz AC channel

4 结论

本文所设计的箭载双臂式电场仪工作带宽可达0~5 MHz, 其直流探测范围为0.1 mV/m~ ± 1 V/m, 交流探测范围为10 μ V/m~50 mV/m, 可以实现对电场强度为0~ ± 1 V/m的空间电场进行二维测量.

由于造成空间电场测量误差的因素很多, 比如探针的对称性、火箭的阴影、尾流, 以及太阳光照射角度等诸多因素都会对测量结果造成影响, 因此需要对整个系统综合考虑, 除了采用外形设计, 增加涂层等本文提及的方法来减小对测量的影响外, 还可以考虑对接收到的数据进行后处理来进一步降低测量误差造成的影响.

箭载双臂式电场仪的成功研制, 将使70~200 km高度范围内空间电场分布的直接探测成为可能, 并能给出DC及AC不同频段范围内电场强度随高度的变化, 以此了解电离层的不均匀结构, 为改进和完善空间电场的分布模式积累数据, 并为研究赤道区域的赤道电子流等热层—电离层相互作用引起的电场扰动提供数据. 本项目所研制的箭载双臂式电场仪将于明年发射.

参考文献

- [1] BLIX T A, BEKKENG J K, LATTECD R, *et al.* Rocket Probe of PMSE and NLC-Results from the recent midas/macwave campaign[J]. *Adv Space Res*, 2003, **31**(9): 2061-2067.
- [2] PFAFF R, FREUDENREICH H, YOKOYAMA T, *et al.* Electric field measurements of DC and long wavelength structures associated with sporadic-E layers and QP radar echoes[J]. *Annales Geophysicae*, 2005, **23**(7): 2319 - 2334.
- [3] FAHLESON U. Theory of electric field measurements conducted in the magnetosphere with electric probes[J]. *Space Science Reviews*, 1967, **7**(2-3): 238-262.
- [4] GURNETT D A. Principles of space plasma wave instrument design[C]. *Measurement Techniques in Space Plasmas: Fields* (AGU Geophysical Monograph, 103), 1998, 121 - 136.
- [5] MAYNARD N C. Electric field measurements in moderate to high density space plasmas with passive double probes[C]. *Measurement Techniques in Space Plasmas: Fields* (AGU Geophysical Monograph, 103), 1998: 13-27.
- [6] ERIKSSON A I, KHOTYAINTEV Y, LINDQVIST P A. Spacecraft wakes in the solar wind[C]. *Proceedings of the 10th Spacecraft Charging Technology Conference*, 2007, **6**: 18-21.
- [7] YUAN Xing-jun, CHEN Liang-yi. Wake holographic imaging [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2009, **38**(3): 636-640. 袁军行, 陈良益, 尾流的全息成像方法研究[J]. *光子学报*, 2009, **38**(3): 636-640.
- [8] BERTHELIER J J, GODEFROY M. The electric field experiment on DEMETER[J]. *Planetary and Space Science*, 2006, **54**(5): 456-471.
- [9] DANG Jun-li, LIU Bai-yu, OU-YANG Xian, *et al.* High speed electro-optic gating system design based on FPGA[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2009, **38**(5): 1091-1095. 党君礼, 刘百玉, 欧阳娴. 基于FPGA的高速电光选通系统设计[J]. *光子学报*, 2009, **38**(5): 1091-1095.
- [10] WAKABAYASHI M, ONO T. Multi-layer structure of mid-latitude sporadic-E observed during the SEEK-2 campaign [J]. *Annales Geophysicae*, 2005, **23**(7): 2347-2355.

The Theory and Design of the Rocket-borne Two Booms Electric Field Instrument

MAN Feng¹, LIU Bo², JIANG Xiu-jie², LUO Fu-shan², YU Shi-qiang²

(1 *Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710119, China*)

(2 *Center for Space Science and Applied Research, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China*)

Abstract: Based on the analysis of detection theory of two booms electric field instrument, the detailed design of the electric field instrument boarded on sounding rocket which is used in Meridian Project is presented. In order to reduce asymmetries and inconsistencies of the probe, aluminous spherical probe is adopted. The graphite coating is chosen to reduce the surface non-uniformity, and the particular shape design is used to eliminate the shadow effect of the boom. In order to improve the system dynamic range, four frequency ranges is selected, providing a set of analog signals subsequently directed to the data digitization and processing unit. Finally, several error considerations and the test results of system performance are presented. The bandwidth of this electric field instrument is $0\sim 5\text{MHz}$. The DC detection range is $0.1\text{mV/m}\sim \pm 1\text{V/m}$ and the AC detection range is $10\mu\text{V/m}\sim 50\text{mV/m}$. The two-dimensional spatial electric field with intensity of $0\sim \pm 1\text{V/m}$ can be measured.

Key words: Electric field instrument; Sounding rocket; Spatial electric field; Electric field measurement

MAN Feng was born in 1977. He is currently pursuing the Ph. D. degree at Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics of CAS. His research interests focus on space electronics, photoelectric signal detection and intelligent information processing.



LIU Bo was born in 1961. He received his Ph. D. degree from Xidian University. His research interests focus on computer control, computer application and image processing.

