

DOI:10.16356/j.1005-2615.2021.01.003

航天器内带电效应的微弱电流监测技术

郑玉展¹, 张志平¹, 李衍存¹, 向宏文¹, 陈宜稳², 全林², 成毅³

(1.北京空间飞行器总体设计部,北京 100094; 2.北京跟踪与通信技术研究所,北京 100094; 3.成都理工大学核技术与自动化工程学院,成都 610059)

摘要: 航天器的内带电效应是影响其在轨稳定运行的重要因素。内带电效应的电流监测可以直接获得一手的内带电效应监测数据,也可获得反映引起内带电效应的高能电子充电环境的状态。针对近地中高地球轨道环境,基于国外电流监测数据并考虑可能遭遇的高能电子暴环境,分析获得了内带电效应电流的测量范围 10 fA~500 pA。针对未来中高轨及木星、火星等深空探测任务内带电监测需求,提出了一种微弱电流监测方案,实现了 pA 级微弱电流测量模块的实验室模拟标定。标定结果表明,在 10 fA~500 pA 范围内,输入电流与输出测量电压之间的线性度较好。

关键词: 航天器;内带电效应;微弱电流;监测技术;监测模块

中图分类号:V19 文献标志码:A 文章编号:1005-2615(2021)01-0021-06

Pico Current Measurement of Internal Charging Effect of Spacecraft

ZHENG Yuzhan¹, ZHANG Zhiping¹, LI Yancun¹, XIANG Hongwen¹, CHEN Yiwen²,
QUAN Lin², CHENG Yi³

(1. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China; 2. Beijing Institute of Tracking and Telecommunication Technology, Beijing 100094, China; 3. College of Nuclear Technology and Automation Engineering, Chengdu University of Technology, Chengdu 610059, China)

Abstract: Internal charging effect is one of the main factors affecting on-orbit performance of spacecraft. Current measurement can directly obtain the firsthand data of the internal charging effect. It also can obtain electron environment status through current measurement. Based on the existing current data and the possible exposure of energetic electron storm, the current of the internal charging effect is 10 fA—500 pA on the medium and high earth orbits. For the requirement of the current monitoring for the future earth orbit, the Jupiter and Mars exploring mission, a pico current measurement method has been proposed. A pico current monitor unit has been developed and calibrated in the laboratory. The calibration results have shown that the linearity between input current and output voltage is good from 10 fA to 500 pA.

Key words: spacecraft; internal charging effect; pico current; monitoring technology; monitor unit

航天器在轨运行中将不可避免地遇到各种辐射环境,典型的有高能电子辐射环境。高能电子可以穿透航天器结构,到达航天器内部,将电荷沉积到航天器内部的电介质中,如沉积到导线外皮、电路板中。所谓的航天器内带电效应,有时也称为深

层介质带电效应,主要由能量范围为 0.1 MeV 到 10 MeV 的高能电子引起的,其在内部电介质的电荷沉积率高于泄放率,就会发生电荷沉积,累积到一定程度有可能产生放电,放电脉冲会直接或间接地耦合到航天器内部其他敏感的电子设备中,产生

基金项目: 专用技术领域基金(305050801)资助项目。

收稿日期: 2021-01-10; **修订日期:** 2021-02-04

通信作者: 郑玉展,男,高级工程师, E-mail: zhengyuzhan@yeah.net。

引用格式: 郑玉展, 张志平, 李衍存, 等. 航天器内带电效应的微弱电流监测技术[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(1): 21-26. ZHENG Yuzhan, ZHANG Zhiping, LI Yancun, et al. Pico current measurement of internal charging effect of spacecraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(1): 21-26.

干扰,影响航天器的安全运行。

近十几年间,发生过多次较为严重的高能电子环境引起的内带电事件^[1-4],内带电效应引发的航天器故障越来越引起关注。除近地中高地球轨道外,深空探测任务也可能出现内带电效应问题,如木星辐射带中的0.1~10 MeV的电子通量在 $10^7 e/(cm^2 \cdot s)$ 以上^[5],属于内带电效应的高风险区;火星尘暴中尘埃及沙粒也可能带电,尘埃会悬浮、降落、黏附在航天器上引起带电^[6-8]。统计表明,内带电效应引起的航天器在轨异常占到了所有放电引起异常总数的50%左右,同时占到了所有空间环境造成航天器异常的25%^[9]。

测量航天器内部介质的充电电流一方面可以感知航天器内部电介质的充电情况,另一方面也可以定性或定量地给出引起内带电效应的外部高能电子辐射环境的变化。此外,还可以基于内带电效应的电流监测数据,分析给出航天器内部电介质材料的电场强弱。但受限于极其微弱电流测量技术,国内尚未有航天器内带电电流监测数据的报道。

本文主要从国外内带电监测数据分析得到电流测量范围,提出一种内带电效应电流测量的探头及测量电路方案,并在实验室中对极微弱电流测量模块进行了标定。

1 内带电效应电流测量范围分析

1.1 辐射带风暴探测任务内带电电流监测

美国范艾伦辐射带风暴探测任务是美国航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)与日共存计划(Living with stars, LWS)的一部分,用于研究太阳系粒子与场相互作用基础过程。该任务轨道将多次穿越范艾伦辐射带中心区,携带了工程辐射监测仪(Engineering radiation monitors, ERM),用于监测内带电效应和辐射剂量^[10]。ERM用两个直径为3.8 cm(面积约 $11 cm^2$)的铜板来收集高能电子穿过1.0和3.8 mm铝后产生的微弱电流。

入轨后,ERM测量到了较大的内带电电流。图1是设备测量到的内带电电流随时间的变化,其中0时刻是2012年8月30日^[11]。图1中的 C_1 表示1.0 mm铝屏蔽下的内带电电流, C_2 表示3.8 mm铝屏蔽下的内带电电流。从图中可以看出,内带电电流的变化范围是 $10 fA \sim 10 pA$ (约 $10^4 fA$)。

1.2 Galileo导航试验星内带电电流监测

欧洲伽利略导航系统轨道高度约23 300 km,轨道倾角约 56° 。卫星轨道将通过地球外辐射带中心区的边缘,其中的大量高能电子将会产生内

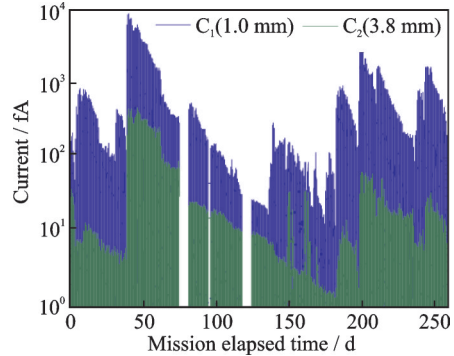


图1 充电电流随在轨时间的变化

Fig.1 Relationship between charging current and on-orbit time

带电效应。在伽利略导航系统试验星Giove-A上搭载了内带电效应监测仪SURF^[12]。SURF的探头是堆叠在一起的三个圆形铝板,直径为70 mm,可探测三层屏蔽厚度下的内带电电流。SURF第一层铝板(Top plate)厚度为0.5 mm,其上有外部包括的热控多层(等效铝屏蔽厚度为0.1 mm)和0.4 mm厚的铝。第一层铝板上覆盖的等效铝屏蔽厚度为0.5 mm。第二层铝板(Middle plate)厚度也是0.5 mm,其上覆盖的等效铝屏蔽厚度为1 mm。第三层铝板(Bottom plate)厚度为1 mm铝,其上覆盖的等效铝屏蔽厚度为1.5 mm。每层铝板通过引出的电极测量电流。

SURF测量到的中轨内带电电流密度如图2所示^[13]。图2为2006年1月到6月的内带电电流测量数据。从数据中看,此时电流密度范围为 $1 fA/cm^2 \sim 1 pA/cm^2$ 。表1给出了2010年4月电子增强事件期间SURF的监测数据。从监测结果上看,其峰值电流密度达到了 $1.35 pA/cm^2$ 。

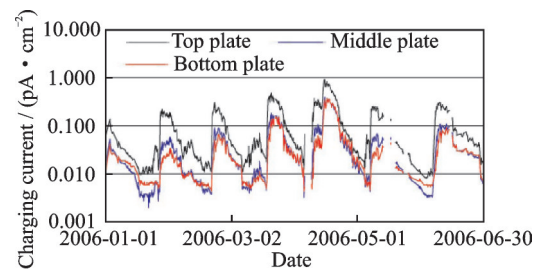


图2 2006年1月到6月的内带电电流监测数据

Fig.2 Internal charging current data from January to June in 2006

综上所述,国外中高轨道的内带电电流监测数据,最低为10 fA,最大约为208 pA(根据峰值电流密度与面积的乘积得到)。考虑到后续可能遭遇到更大的高能电子事件,可将内带电电流监测范围固定为 $10 fA \sim 500 pA$ 。

表 1 SURF 监测电流数据统计

Table 1 Statics of current data monitored by SURF

平板	板的厚度/(mm Al)	屏蔽厚度/(mm Al)	峰值电流密度/($\text{pA}\cdot\text{cm}^{-2}$)	发生日期
上	0.5	0.5	1.35	2010-04-06
中	0.5	1.0	0.56	2010-04-07
下	1.0	1.5	0.56	2010-04-08

2 内带电电流监测方案

内带电电流监测方案包括电流探头方案和微弱电流的测量两部分,探头部分采用铝板来实现,采用 I/V 转换电路进行电流测量。铝板探头受空间电子轰击,收集入射在其上的电流,并实现其与航天器结构的隔离。铝板上的充电电流决定于空间在轨的高能电子通量。电流测量电路要根据测量电路范围大小及动态范围来设计。

2.1 内带电充电电流探头方案设计

电流探头方案设计时需要考虑铝板探头的面积、厚度和屏蔽厚度。测量到的电流大小与铝板面积有关,屏蔽厚度决定了入射到探头上的电子能量下限,探头厚度与其探测的能量上限有关,面积则与收集电子数量多少相关。国际上一般采用 2 MeV 的电子通量大小来表征内带电效应的风险。因此,在设计探头厚度和屏蔽厚度时,可设计为 2 MeV 电子能量附近的两个能量范围。

为了详细确定探头的厚度及其屏蔽厚度,需要计算电子在铝中的射程,据此来设计探头厚度及其屏蔽厚度。电子射程可以通过电子在材料中的吸收曲线线性部分外推来确定。能量为 0.3 keV~30 MeV 的单能电子垂直入射时的外推射程 R (以 g/cm^2 为单位)为^[14]

$$R = a_1 \left[\frac{1}{a_2} \ln(1 + a_2 a_0) - \frac{a_3 a_0}{(1 + a_4 a_0^{a_5})} \right] \quad (1)$$

式中: $a_0 = E_e/m_e c^2$, E_e 为电子能量(MeV), $m_e c^2$ 为电子的静止质量(0.511 MeV); $a_1 = 0.2335A/Z^{1.209}$; $a_2 = 1.78 \times 10^{-4} Z$; $a_3 = 0.9891 - 3.01 \times 10^{-4} Z$; $a_4 = 1.468 - 1.180 \times 10^{-2} Z$; $a_5 = 1.232/Z^{0.109}$ 。

上述式中的 A 、 Z 分别为吸收物质的原子量与原子序数,对于铝来说, A 为 27, Z 为 13。图 3 为不同能量电子在铝中的射程。从图中可以看出,0.9 MeV 的电子,其在铝中的射程约为 1 mm 铝。2 MeV 的电子在铝中的射程约为 3.2 mm。

综合航天器典型屏蔽厚度,可将内带电电流监测探头的等效铝屏蔽厚度设置为 1 和 3 mm。其中 1 mm 铝屏蔽可对应航天器舱板内部,3 mm 铝大概对应位置的是单机内部。综合考虑电子射程和所关注的 2 MeV 左右的电子能量范围,将内带

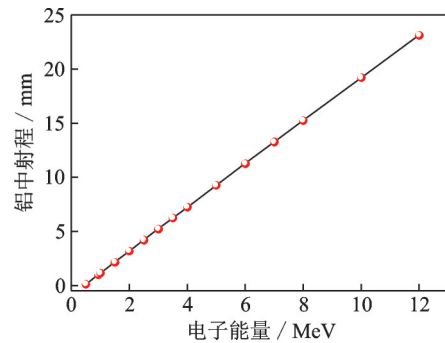


图 3 不同电子能量在铝中的射程分析

Fig.3 Range of electron with different energies in Aluminum

电电流监测探头设计成两个厚度为 3 mm 的金属铝板,其中一个探头上覆盖 1 mm 厚的铝,另一探头上的铝厚度为 3 mm。探头测量电流所对应的电子能量范围分别是 0.9~2.4 MeV 和 1.9~3.3 MeV。电流探头的直径为 40 mm,面积约 50 cm^2 。充电电流通过绝缘导线接到微弱电流测量电路上,如图 4 所示。

2.2 极微弱电流测量

2.2.1 I/V 转换的测量原理

I/V 变换方法是将待测量的微弱电流信号,转换并放大为一个幅值较大的电压信号 V ,测量转换得到的电压信号从而获得待测微弱电流信号的一种方法。由于在转换放大微弱电流信号时,需使用一个高阻值反馈电阻,因此 I/V 转换法又称高阻法,如图 5 所示。

根据理想运算放大器“虚短”“虚断”和基尔霍夫电流定律,输出电压 V_0 可近似为

$$V_0 = I_f \times R_f = I_i \times A_f = -I_i \times R_f \quad (2)$$

式中: V_0 为输出电压,单位为 V; I_f 为反馈电流,单位为 A; R_f 为反馈电阻,单位为 Ω ; I_i 为待测输入电流,单位为 A。待测电流 I_i 可表示为

$$I_i = -V_0/R_f \quad (3)$$

由式(2)可知,待测电流的放大倍数是由反馈电阻 R_f 决定的。因此,当待测电流信号很小(pA 甚至 fA 级)、要将其放大到便于测量的 mV 级电压时,反馈电阻 R_f 往往是 $10^9 \sim 10^{12} \Omega$ 。

2.2.2 I/V 转换电路设计

在内带电电流测量模块中的 I/V 转换电路采用静电级运放 AD549,AD549 具有极低输入偏置

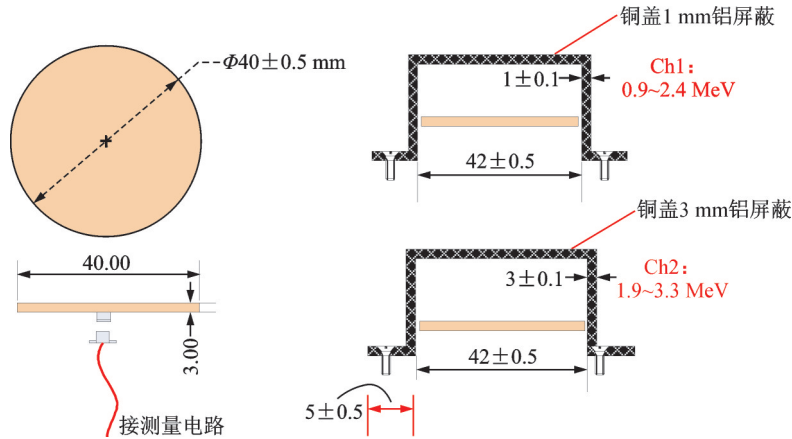


图4 内带电电流监测探头

Fig.4 Monitor of internal charging current

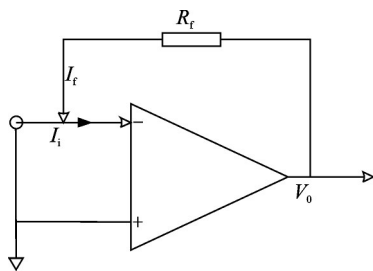


图5 I/V转换原理图

Fig.5 Schematic of current to voltage transformation

电流,其典型值为 30 fA,输入级具有 $10^{15} \Omega$ 的共模阻抗。输入失调电压和输入失调电压温度漂移典型值分别为 0.15 mV 和 $2 \mu\text{V}/^\circ\text{C}$ 。

为提高电流测量的精度,在电流探头输出信号和 AD549 的电源线之间应有大于 $10^{15} \Omega$ 的绝缘阻抗,以获得更低的输入电流。然而标准 PCB 材料不具备如此高的绝缘阻抗。故应选用高阻抗的 PCB 材料,且 PCB 表面应保持洁净。

为了减小外界因素对 pA 甚至 fA 级电流的影响,电流测量电路应选用低渗漏的聚苯乙烯电容,用作抑制噪声和闭环补偿^[15]。采用极低电流渗漏的测试插座连接,线缆采用硬性 Teflon 共轴电缆。整个电路用接地金属外壳屏蔽,以屏蔽外界的电磁

干扰。在电路设计中还应采用减小输入线缆的长度、使用低噪声共轴和三轴电缆等措施来进一步提升电流测量精度。

3 电流测量电路的标定

3.1 标定原理及仪器

针对近地和深空探测的内带电电流监测需求,设计完成了极微弱电流信号的测量电路。该测量电路的质量约为 50 g,功耗低于 24 mW。

电流探头的处理电路是将接受的电子多少转换为电压信号。对于电流探头的处理电路可以采用模拟电流输入(模拟入射电子的通量大小)的方式来对内带电效应电流测量范围的线性度进行测试。在实验室,采用地面极微弱电流源表产生电流输入到内带电效应测量模块进行电流标定。具体的标定测试连接如图 6 所示。极微弱电流模拟源采用的是 Keithley 公司的 6430 亚飞安源表,其集高精度低噪声的直流源、高精度数字万用表与微弱电流测量功能于一体,作为电流源,它能够提供 $0.5 \text{ fA} \sim 10^5 \text{ mA}$ 直流电流^[16]。

将产生的微弱电流信号输入到微弱电流测量模块的输入端口,并采用高精度的电压表测量输出电压。由于电子产生的电流为负电流,因此输入的电流为负。整个标定范围从 $-10 \text{ fA} \sim -500 \text{ pA}$ 。

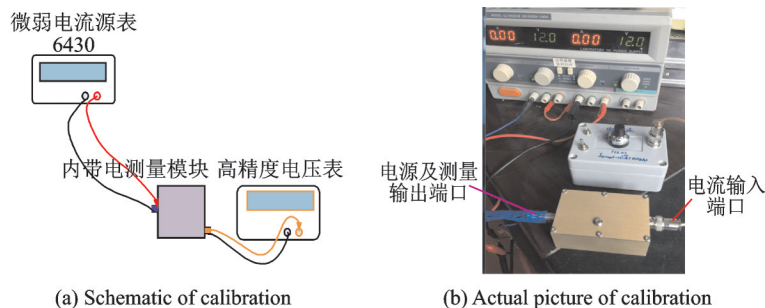


图6 测量模块标定连接图

Fig.6 Wire map of calibration for monitor unit

3.2 标定结果

图 7 是电流测量模块的标定结果,其中图 7 (a)为 $-10 \text{ fA} \sim -500 \text{ pA}$ 全量程的测量结果,图 7 (b)为 $-10 \text{ fA} \sim -100 \text{ fA}$ 的测量结果。图 7 中还给出了多次测量结果间的标准差,最大的标准差

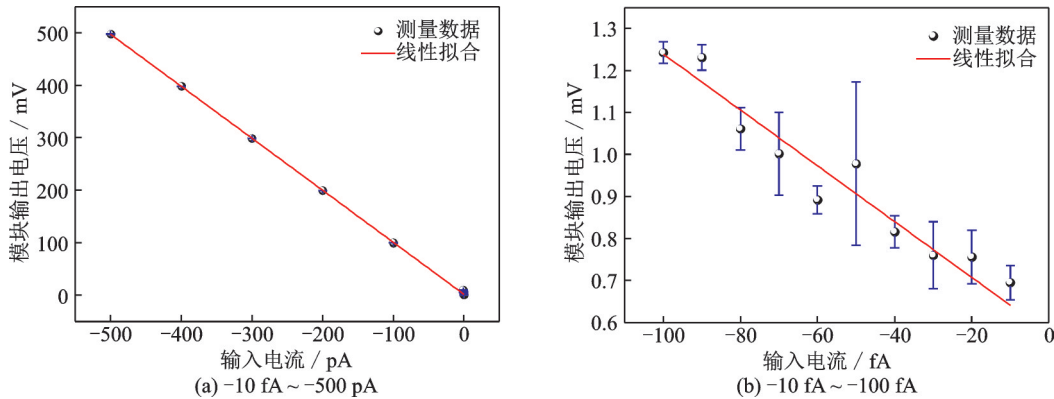


图 7 微弱电流标定结果

Fig.7 Calibration results of pico current

4 结 论

针对影响航天器在轨性能正常发挥的内带电效应,分析了国际上的内带电效应电流监测技术。基于国外中高轨内带电电流监测数据,分析给出内带电电流测量范围($10 \text{ fA} \sim 500 \text{ pA}$),其范围跨越 4 个量级。

根据中高轨航天器及后续木星、火星探测任务的内带电监测需求,提出了一种 fA 级微弱电流的测量方案,设计了内带电电流探头和微弱电流的测量电路模块,该测量电路具有质量小、功耗小(约 50 g , $\leq 24 \text{ mW}$)等特点,符合未来小型化辐射效应探测载荷的发展趋势。采用高精度的电流源和电压表对该测量电路在实验室进行了极微弱电流的标定。标定结果表明,在 $10 \text{ fA} \sim 500 \text{ pA}$ 范围内,微弱电流与测量输出电压的线性度较好,多次测量结果间的最大标准差约为 0.2 mV 。

参考文献:

- [1] WRENN G L. Conclusive evidence for internal dielectric charging anomalies on geosynchronous communications spacecraft[J]. *Journal of Spacecraft & Rockets*, 1995, 32(3): 514-520.
- [2] WRENN G L, SMITH R J K. Probability factors governing ESD effects in geosynchronous orbit[J]. *IEEE Transactions on Nuclear Science*, 1996, 43(6): 2783-2789.
- [3] BAKER D N, ALLEN J H, KANEKAL S G, et al. Disturbed space environment may have been related to pager satellite failure[J]. *Eos Transactions American Geophysical Union*, 1998, 79: 477-482.
- [4] LOVE D P, TOOMB D S, WILKINSON D C, et al. Penetrating electron fluctuations associated with GEO spacecraft anomalies[J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2000, 28(6): 2075-2084.
- [5] 王建昭, 田岱, 张庆祥, 等. 木星环绕探测任务中的内带电风险评估[J]. *深空探测学报*, 2017, 4(6): 564-570.
WANG Jianzhao, TIAN Dai, ZHANG Qingxiang, et al. Internal charging evaluation in Jupiter exploration mission[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2017, 4(6): 564-570.
- [6] SICKAFOOSE A A, COLWELL J E, HORÁNYI M, et al. Experimental investigations on photoelectric and triboelectric charging of dust[J]. *Journal of Geophysical Research Atmospheres*, 2001, 106 (A5): 8343-8356.
- [7] KRAUSS C E, HORNYI M, ROBERTSON S. Experimental evidence for electrostatic discharging of dust near the surface of Mars[J]. *New Journal of Physics*, 2003, 5(1): 70.
- [8] SHUKLA P K, MAMUN A A. Introduction to dusty plasma physics[M]. [S.l.]: CRC Press, 2015.
- [9] KOONS H C, MAJUR J E, SELESNICK R S, et al. The impact of the space environment on space systems: TR-99(1670)-1[R]. [S.l.]: [s.n.], 1999.
- [10] GOLDSTEN J O, MAURER R H, PEPLOWSKI P N, et al. The engineering radiation monitor for the radiation belt storm probes mission[J]. *Space Science Reviews*, 2013, 179: 485-502.
- [11] MAURER R H, GOLDSTEN J O, PEPLOWSKI P

- N, et al. Early results from the engineering radiation monitor (ERM) and solar cell monitor on the van Allen probes mission[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2013, 60(6): 4053-4058.
- [12] RYDEN K A, HANDS A D P, UNDERWOOD C I, et al. Internal charging measurements in medium earth orbit using the SURF sensor: 2005—2014[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2015, 43(9): 3014-3020.
- [13] RYDEN K A, MORRIS P A, FORD K A, et al. Observations of internal charging currents in medium earth orbit[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2008, 36(5): 2473-2481.
- [14] 汲长松. 核辐射探测器及其实验技术手册[M]. 北京: 原子能出版社, 1990.
- JI Changsong. Handbook of nuclear radiation detectors & their experiment techniques[M]. Beijing: Atomic Energy Press, 1990.
- [15] 余小平, 庾先国, 奚大顺, 等. fA级微弱电流测量[C]//中国核学会2011年年会论文集. 贵阳: 中国核学会, 2011: 108-111.
- YU Xiaoping, TUO Xianguo, XI Dashun, et al. fA level weak current measurement[C]//Proceedings of the 2011 Annual Meeting of Chinese Nuclear Society. Guiyang: Chinese Nuclear Society, 2011: 108-111.
- [16] Keithley Instrument Inc. Model 6430 sub-femtoampere remote sourcemeter instruction manual[EB/OL].(2020-12-20). <http://www.tek.com/document/specification/model-6430-sub-femtoamp-remote-sourcemeter-specification>.

(编辑: 胥橙庭)