

# 航天载荷空间真空传感器

史纪军<sup>1,2,1</sup>, 崔富淦<sup>1</sup>, 窦仁超<sup>1</sup>, 郭崇武<sup>1</sup>, 葛丽丽<sup>1</sup>, 夏豪杰<sup>2</sup>

(1.北京卫星环境工厂研究所, 北京 100094; 2.合肥工业大学, 合肥 230009)

**摘要:** 监测高轨道遥感卫星、大功率通信卫星等类型航天器特定区域真空度, 判定真空度是否避开真空放电的压力范围, 是航天器大功率载荷、单机开机的判断依据。为了获得航天器大功率载荷开机前的真空度数据, 基于 MEMS 皮拉尼传感器芯片研制了航天载荷空间真空传感器。该航天载荷空间真空传感器可耐受空间真空高低温、电离辐照、复杂电磁场和静磁场等复杂空间环境, 功耗仅为 0.45W, 可在  $1\times 10^{-3}\text{Pa}\sim 1.0\times 10^5\text{Pa}$ 、 $-10^{\circ}\text{C}\sim 45^{\circ}\text{C}$  范围工作, 并成功应用于航天器研制。

**关键词:** MEMS; 真空传感器; 航天器

**中图分类号:** TP2 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 510.1050

## 1 传感器设计背景和应用价值

### 1.1 设计背景

随着人类探索太空的脚步不断前进, 在深空探测、灾害观测与预测、天基通信、导航、空天数据传输等航天领域出现了很多新的技术需求和更加严格的运行条件。各种类型的大功率航天器载荷、单机也随之出现, 保证航天器在轨安全稳定运行的任务也更加艰巨。真空放电、微放电是危害航天器安全和稳定运行的重要因素。大功率航天载荷、单机在开机运行前, 应保证其内部或周围真空度满足载荷工作要求, 必须避开真空放电区间。通常, 真空放电、低气压放电会造成航天器载荷系统性能下降或故障, 甚至造成航天器无法恢复的故障和任务失败。在  $1000\text{Pa}\sim 10^{-2}\text{Pa}$  范围内更容易发生真空放电和低气压放电现象, 根据传感器的测量范围,  $1000\text{Pa}\sim 10^{-3}\text{Pa}$  范围的真空度测量需要用到 2 个类型真空传感器, 一般采用皮拉尼真空规和热阴极电离规配合的方式来测量真空度。电离规可以测量  $10^{-1}\text{Pa}\sim 10^{-3}\text{Pa}$  的真空度, 但是其受电磁场影响大, 灯丝易受污染、功率大、使用寿命短、体积大等因素限制了在航天载荷真空测量方面的应用。另外, 由于传统的皮拉尼真空规的测量下限、对温度敏感等特点, 也无法满足完整准确测量航天载荷真空度的需求。为了获得航天器大功率载荷开机前的真空度数据, 需要解决传统真空规固有的应用技术缺陷问题, 突破应用限制, 亟待开发出一种可以覆盖  $1000\text{Pa}\sim 10^{-3}\text{Pa}$  范围的、功耗低、可耐受复杂空间环境的航天载荷空间真空传感器。

<sup>1</sup>第一作者信息: 史纪军, 男, 高级工程师/博士, 真空测量与控制技术, 泄漏检测技术, 航天器专业测试技术, 测试仪器及装备研发, shijijun11@163.com

## 1.2 应用价值

研制的航天载荷空间真空传感器可以用于卫星空间挥发物监测,可长期稳定获得航天器特定区域真空度,有效缩短有效载荷开机等待时间,大幅提升航天载荷的在轨工作安全与工作效率。目前,已应用于陆地探测四号 01 星等 2 个型号的大功率微波卫星研制,其中陆地探测四号 01 星作为世界首颗进入工程实施的高轨道合成孔径雷达卫星于 2023 年 8 月 13 日发射成功,本传感器对该星重要载荷特定空间的真空度监测正常稳定,其性能得到有效验证。

## 2 创新点与优势

结合空间应用的特定环境需求,攻克了电离规功耗大、灯丝易污染、环境耐受能力弱,以及皮拉尼真空传感器受温度和气体种类限制测量下限不足等关键技术难题,其有效工作温度范围 $-10^{\circ}\text{C}\sim+45^{\circ}\text{C}$ ,量程 $1\times 10^{-3}\text{Pa}\sim 1\times 10^5\text{Pa}$ ,可耐受高频电磁、静磁场、振动等复杂空间环境,关键技术指标优于国际同类真空测量传感器产品指标。

针对空间真空、高低温、振动、电磁场等复杂应用环境和抗污染、高可靠、宽量程真空测量难题,提出了温度和气体成分全参数补偿设计方法,采用低功耗、高灵敏 MEMS 皮拉尼传感器芯片,通过设计抗干扰高稳定电路、优化热控布局等技术途径,研制了首款可应用于复杂空间环境航天器内部真空度测量的传感器,填补了该技术领域空白。创建了可覆盖温度、真空-压力、介质气体环境的真空度标定方法,研制了全温度多介质标定装置,构建了面向介质-温度-压力的数据矩阵,突破了温度、气体种类对皮拉尼真空传感器测量能力的限制,取得了 $-10^{\circ}\text{C}\sim+45^{\circ}\text{C}$ 温度范围内 $10^{-3}\text{Pa}\sim 10^5\text{Pa}$ 真空测量能力,成功应用于高轨微波遥感卫星等航天器研制,为监测航天器内部真空度、提升运行安全性提供了重要技术支持。

## 3 实现方案简介

### 3.1 设计原理

航天载荷空间真空传感器基于 MEMS 皮拉尼传感器芯片研制,其结构可以简化为:一根热丝和一块冷板,如图 1 所示,作原理是:热丝持续产生恒定的热量,热量通过气体介质扩散到冷板上,冷板根据吸收到热量的多少来计算气体介质的密度或压力大小。气体散热的形式包括对流、热传导(导热)、固体导热和辐射散热。在常温情况下, MEMS 皮拉尼传感器芯片的散热以热传导散热为主。随着气压降低,气体散热减少,而散热往往表现为温度的变化,温度的变化导致电阻变化,通过电阻两段电压的变化来反应真空度的变化。

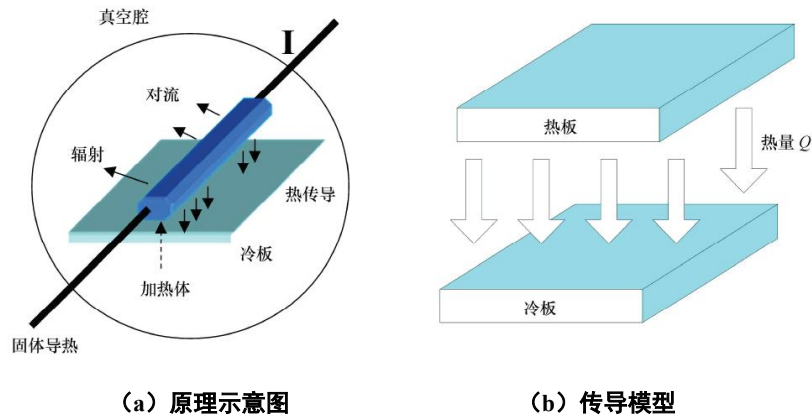


图 1 压力传感器工作原理

### 3.2 设计方法

航天载荷空间真空传感器设计实现方法技术路线如图 2 所示。基于 MEMS 皮拉尼原理传感器芯片研制，按照宇航级产品研制流程开发，设计了适配测量需求的一体式耐受真空、力学、热、电磁辐射、电离辐照的结构构型，开发了具有检测、转换、输出功能的电子学电路，开展了元器件质量保证、环境试验、标定校准等工作，进行了电性件研制优化测试、鉴定级环境试验考核、验收环境试验，经历了初样、正样两代产品的开发、测试、优化、试验、校准。

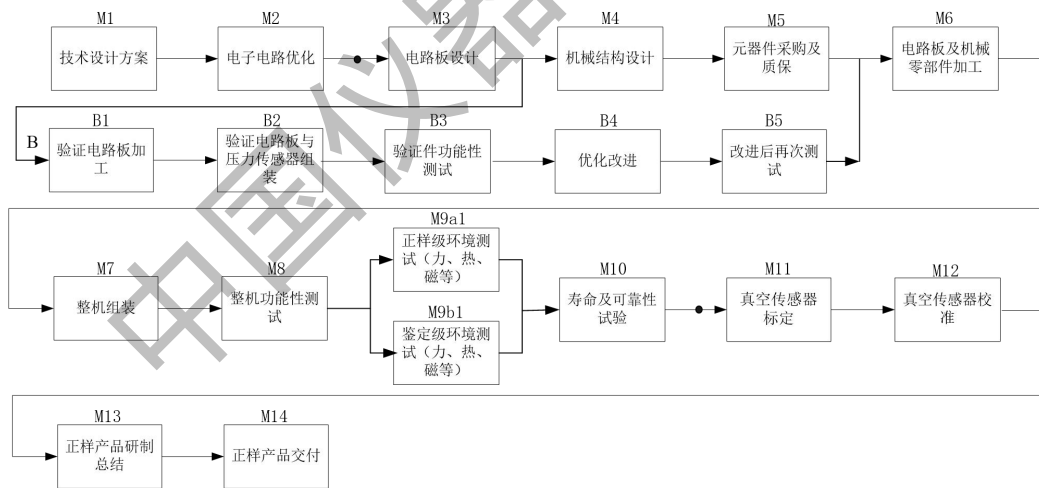


图 2 设计实现流程

航天载荷空间真空传感器为圆柱状结构，由 MESMS 压力传感器芯片、电路板、航插插座、机械外壳等部件组成，如图 3 所示。将 MESMS 压力传感器芯片封装在柱塞接头处，然后将柱塞接头安装在底座上。柱塞与底座之间通过密封圈和螺钉拧紧实现柱塞接头和底座之间的密封和紧固。芯片通过导线与电路板连接，电路板固定在安装底座上，外部是金属外壳。金属外壳与底座之间通过螺纹连接。

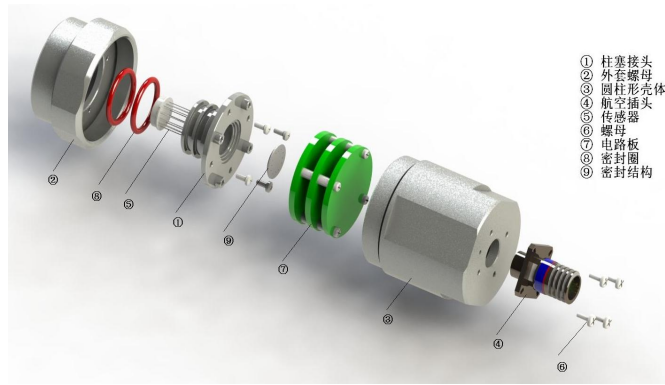


图3 结构设计图

航天载荷空间真空传感器的电路原理如图4所示，分为信号处理模块、输出控制模块和电源模块。信号处理模块包含采样电桥、电桥滤波、差分放大、低通滤波。为了提高仪器灵敏度，采用了惠斯通电桥电路，将对压力的响应转变成毫伏到几百毫伏的电压信号输出，采用模拟电路等方式，克服复杂环境影响，进一步提升了可靠性。芯片的2路输出信号进一步通过差分放大、低通滤波等方法降低电路噪声信号干扰。

输出控制模块包括比较器和量程切换开关。量程输出信号的切换，通过电压偏执实现。比较器引入参考电压，利用传感器芯片粗真空部分的输出信号来控制量程切换开关，实现高量程、低量程2路输出信号的切换

电源模块为系统的供配电单元，负责对输入电压信号的过流保护、浪涌抑制处理，DC/DC模块转换为系统提供所需的所有供配电信号。

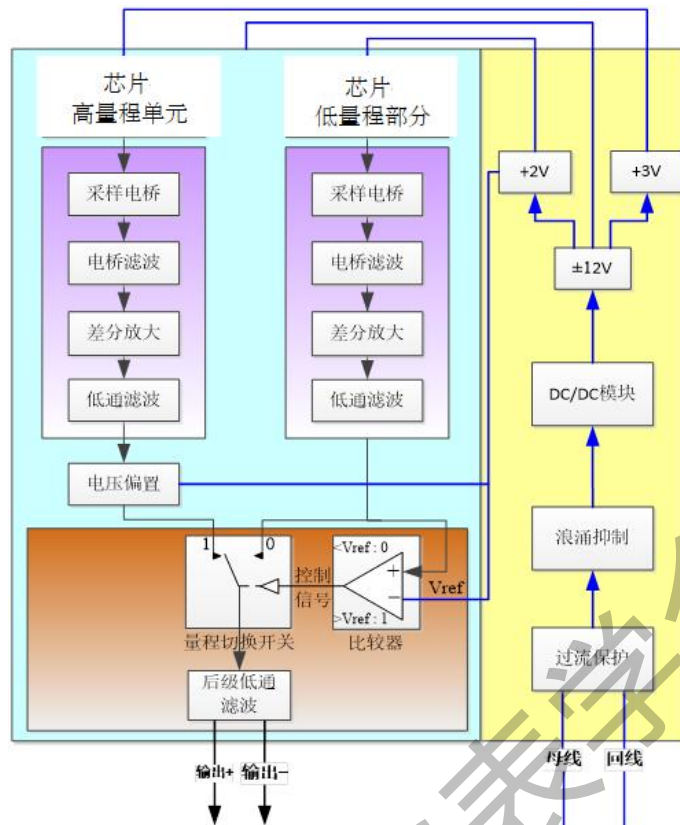


图4 电路设计原理图

### 3.4 实验验证过程

航天载荷空间真空传感器对应于  $1 \times 10^{-3} \text{Pa} \sim 1.0 \times 10^5 \text{Pa}$  范围的真空度变化，是  $0 \sim 9 \text{V}$  的随动变化电压信号，通过拟合函数得到拟合后的变化压力值，针对实际环境开展了多工况真空度标定方法研究，获得了实际应用所需介质-压力-真空-温度环境对应的真空度数据与标准值的关系，以此来获得准确的真空度测量数据。具体实验和标定装置如图5所示。

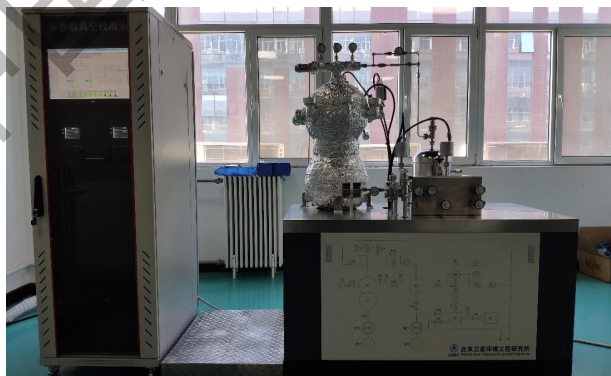
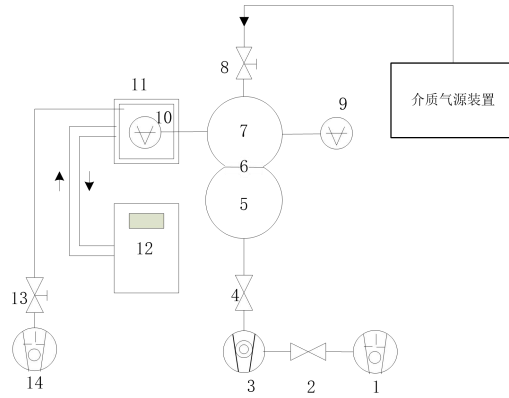


图5 所多参数真空校准设备



7-真空标准室，8-微调阀，9-标准真空规，10-被校准真空传感器、11-浴油控温箱 11。

图6 多介质全工况真空度标定系统

卫星常用非金属材料挥发物环境由介质气源系统实现模拟，参考真空度通过微流量调节阀 8 调节介质气源的进气流量来实现。通过标定和拟合，获得了真空度-温度-电压矩阵，通过温度和电压两个参数可以获得测量的真空度。此外，确定了工作介质环境真空度测量补偿方法， $P = (P_{read}/1.3 - 0.42 \times 10^{-2}) / 1.38$ ，式中  $P$ —修整压力， $P_{read}$ —查询压力值。温度-真空度-电压矩阵如图 7 所示。

Z3真空规 表面温度℃: 标准压力Pa	-10	-9	-8	-7	-6	-5	-4	-3	-2	-1	0
输出电压值V											
1.00E-03	8.3409	8.3026	8.2643	8.2261	8.1878	8.1495	8.1113	8.0730	8.0347	7.9964	7.9582
2.00E-03	8.3318	8.2934	8.2550	8.2166	8.1782	8.1398	8.1014	8.0631	8.0247	7.9863	7.9479
3.00E-03	8.3198	8.2815	8.2433	8.2050	8.1666	8.1285	8.0903	8.0520	8.0138	7.9755	7.9373
4.00E-03	8.3116	8.2736	8.2355	8.1974	8.1593	8.1213	8.0832	8.0451	8.0071	7.9690	7.9309
5.00E-03	8.3012	8.2631	8.2249	8.1868	8.1487	8.1106	8.0725	8.0344	7.9963	7.9582	7.9201
6.00E-03	8.2921	8.2541	8.2160	8.1780	8.1400	8.1020	8.0639	8.0259	7.9879	7.9498	7.9118
7.00E-03	8.2834	8.2455	8.2075	8.1695	8.1316	8.0936	8.0556	8.0177	7.9797	7.9417	7.9038
8.00E-03	8.2761	8.2382	8.2003	8.1624	8.1245	8.0865	8.0486	8.0107	7.9728	7.9349	7.8970
9.00E-03	8.2674	8.2295	8.1916	8.1537	8.1158	8.0779	8.0400	8.0021	7.9642	7.9263	7.8884
1.00E-02	8.2578	8.2199	8.1821	8.1442	8.1064	8.0685	8.0307	7.9928	7.9550	7.9171	7.8793
2.00E-02	8.1845	8.1471	8.1097	8.0723	8.0349	7.9975	7.9601	7.9227	7.8853	7.8478	7.8104
3.00E-02	8.1017	8.0648	8.0279	7.9910	7.9541	7.9172	7.8803	7.8434	7.8065	7.7696	7.7327
4.00E-02	8.0156	7.9794	7.9431	7.9068	7.8706	7.8343	7.7980	7.7618	7.7255	7.6892	7.6530
5.00E-02	7.9329	7.8972	7.8615	7.8258	7.7900	7.7543	7.7186	7.6829	7.6471	7.6114	7.5757
6.00E-02	7.8572	7.8221	7.7870	7.7520	7.7169	7.6818	7.6467	7.6117	7.5766	7.5415	7.5064

图7 温度-真空度-电压数据矩阵

在航天载荷空间真空传感器完成数据标定和温度-真空度-电压数据矩阵后，在第三方计量校准机构进行真空度-电压的数据校准，从校准结果和温度-真空度-电压矩阵可以得出，航天字载荷空间真空传感器测量误差较小，真空度、电压、温度匹配度良好。