



天问二号激光一体化导航敏感器设计与验证

朱飞虎^{1,2*}, 张运方^{1,2}, 郑岩^{1,2}, 华宝成^{1,2}, 马月超^{1,2}, 曹哲^{1,2}, 梁潇^{1,2}, 陈建峰^{1,2},
张慧峰^{1,2}, 洪帅^{1,2}, 尹芳^{1,2}, 蒋媛媛^{1,2}, 李林^{1,2}, 王立^{1,2*}

1. 北京控制工程研究所, 光电测量与智能感知实验室, 北京 100190

2. 中国空间技术研究院, 北京 100094

*联系人, 朱飞虎, E-mail: zhufeihu1986@163.com; 王立, E-mail: wupeng3992@163.com

收稿日期: 2025-01-08; 接受日期: 2025-04-08; 网络出版日期: 2025-05-30

国家自然科学基金(编号: 2004A10403021)、北京市科技新星计划(编号: Z211100002121076)和国家重点研发计划(编号: 2021YFB3203100)资助项目

摘要 激光一体化导航敏感器(LINS)是工程导航和科学探测复用仪器, 作为天问二号小行星探测器上的科学载荷之一, LINS的科学探测目标是探测小行星的形貌, 获取小行星样品的背景信息. 作为GNC分系统的导航敏感器, LINS为小行星探测器下降采样任务提供相对位置姿态导航信息. LINS采用单光子面阵成像和MEMS扫描成像两种体制, 实现了轻小型一体化设计. 本文介绍了仪器的任务需求与技术指标, 阐述了仪器的组成与工作原理, 描述了仪器的地面定标试验及结果.

关键词 小行星探测, 激光一体化导航敏感器, 地形测绘, 单光子面阵成像, 快反镜

PACS: 07.07.Df, 07.60.-j, 42.68.Wt, 42.79.Qx, 85.60.-q

1 引言

小行星保存着太阳系形成之初的残余物质, 蕴含着太阳系演化、生命起源的重要线索^[1]. 小行星可能富含稀有金属等物质, 是未来空间资源利用的重要对象^[2]. 此外, 面向近地小行星对地球的碰撞威胁, 有必要开展防御小行星撞击理论和技术研究^[3]. 因此, 开展小行星探测具有重大的科学和现实意义, 已经成为国际深空探测的热点.

我国小行星探测器天问二号的主要目标是探测近地小行星2016HO3, 对该小行星进行附着采样并返回

地球^[4]. 天问二号探测器配置了激光一体化导航敏感器(Laser Integrated Navigation Sensor, LINS)、可见红外成像光谱仪、多光谱相机、探测雷达、热辐射光谱仪、窄视场导航敏感器等科学载荷, 目标是获取小行星2016HO3的热辐射状态、表面特征、成分和密度等科学数据^[5,6].

LINS的科学目标是探测小行星的形貌, 特别是探测采样区的高清形貌, 获取小行星样品的背景信息. LINS测绘阶段重建的小行星全球地形地貌, 除了作为科学数据以外, 还是着陆下降段相对导航的重要数据来源.

引用格式: 朱飞虎, 张运方, 郑岩, 等. 天问二号激光一体化导航敏感器设计与验证. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2025, 55: 279505

Zhu F H, Zhang Y F, Zheng Y, et al. Design and verification of laser integrated navigation sensor for the Tianwen-2 probe (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2025, 55: 279505, doi: 10.1360/SSPMA-2025-0011

对2016HO3小行星进行附着采样, 要求探测器具有高精度的定点导航能力. 作为制导导航控制(GNC)分系统的关键单机, LINS承担探测器近距离(300–5 m)下降段的相对导航任务, 提供小行星相对于探测器的精确相对位置姿态信息. 传统的光学图像导航方式无法在太阳高度角较低或者无光照的区域工作^[7]. LINS主动发射激光进行探测, 无需太阳光照明, 具备小行星极区弱光照条件下着陆采样的相对导航能力, 是实现小行星“全球可达”任务的重要工程复用载荷.

2 任务特点及性能需求

国际上具有代表性的小行星采样返回任务为日本的“隼鸟2号”(Hayabusa2)以及美国的“欧西里斯号”(OSIRIS-REx).

“隼鸟2号”任务探测的是C型近地小行星龙宫 Ryugu (1999 JU3). 龙宫小行星的直径约为865 m, 自转周期约为7.63 h^[8]. “隼鸟2号”探测器配置了激光雷达(LIDAR), 该仪器的任务是获取龙宫小行星的地形、全球形貌、表面粗糙度、反照率等数据. LIDAR的主要技术指标如下: 作用距离为30 m–25 km, 测距精度(1σ)为1 m, 重复频率为1 Hz^[9]. “隼鸟2号”采用光学图像立体光度测量(Stereo-Photo Clinometry, SPC)方法建立的形状模型与LIDAR数据进行融合, 获得米级的三维形貌重建误差^[10].

“欧西里斯号”任务探测的是B型小行星贝努Bennu (101955). 贝努小行星的平均直径为500 m, 自转周期约为4.3 h. “欧西里斯号”探测器配置了激光高度计(OLA). OLA的主要技术指标如下: 测距精度(1σ)为4 cm, 重复频率为10 kHz^[11]. “欧西里斯号”在距离贝努小行星750 m高度处进行全球地形测绘, 三维点云分辨率约为7.5 cm, 一幅三维图像的成像时间为2–6 min^[12,13].

我国小行星探测任务目标2016HO3小行星的平均直径为30–100 m, 自转周期约为28 min^[14]. 相比龙宫、贝努小行星, 2016HO3小行星尺度小、自转速度快. 因此对LINS的科学探测性能需求有以下两个特点.

(1) 横向分辨率、测距精度要求高. 2016HO3的地形起伏比龙宫、贝努小行星小, 要实现定点附着采样, 对采样区形貌的测量与重建精度要求高. LINS的地形测绘横向分辨率要求达到3 cm, 测距精度(3σ)也要求达到3 cm, 指标均高于LIDAR和OLA.

(2) 成像速度要求高. 2016HO3小行星自转快, 因此对LINS三维点云成像速度的要求更高, 一幅 1120×1120 点云的测量时间要求小于1 s, 高于OLA的指标.

LINS相对导航功能的要求如下: 敏感器进行快速的三维成像, 成像的三维点云由高速图像接口传送给图像导航处理单元(IPU), IPU将实时获取的三维点云与300 m地形测绘已建立的小行星全球地形进行匹配, 获得小行星相对于探测器的位置姿态信息. 相对导航的需求分为两个距离段: 300–30 m, 第一阶段下降速度较快, 成像时间250 ms, 由于高度较高, 因此视场较小; 30–5 m, 第二阶段下降速度较慢, 成像时间小于1 s, 由于高度较低, 因此视场较大.

LINS的性能指标需求如表1所示. LINS飞行件的实物照片如图1所示.

3 LINS设计

3.1 方案

国际上, 已在轨飞行的激光雷达主要采用两种体制: 机械扫描式和微机电系统(MEMS)扫描式, 这两种体制都很难同时实现高横向分辨率、高成像速度. LINS采用一种新型的三维成像体制, 即单光子面阵成像与二维快反镜扫描结合的混合固态成像体制^[15].

表 1 LINS性能指标需求

Table 1 LINS performance indicator requirements

功能	参数	技术指标
全球地形测绘功能	测量距离	300 m
	视场	$6^\circ\times 6.5^\circ$
	横向分辨率	3 cm@300 m
	测距精度	≤ 3 cm (3σ)
	成像时间	< 1 s
远距离相对导航功能	测量距离	300–30 m
	视场	$6.5^\circ\times 6.5^\circ$
	成像分辨率	160 pixels \times 160 pixels
	测距精度	≤ 3 cm (3σ)
	成像时间	250 ms
近距离相对导航功能	测量距离	30–5 m
	视场	$45^\circ\times 45^\circ$
	成像分辨率	256 pixels \times 256 pixels
	测距精度	≤ 8 cm (3σ)
	成像时间	< 1 s



图 1 LINS 飞行件实物. a, 快反镜; b, APD 接收光学系统; c, 角扩束光学系统; d, 顶盖板; e, 基准镜盖; f, 侧板

Figure 1 Flight model of LINS. a, fast steering mirror; b, APD receiving optical system; c, angular expansion optical system; d, top cover plate; e, reference mirror cover; f, side plate.

通过变换快反镜的扫描方式实现科学探测与相对导航功能的切换. 当处于小行星地形测绘工作模式时, 快反镜处于连续高密度扫描状态, 对应的成像分辨率为 $1120 \text{ pixels} \times 1120 \text{ pixels}$, 总扫描成像时间为 860 ms . 当处于远距离相对导航工作模式时, 快反镜处于步进运动状态, 快反镜共步进 25 次 (5×5), 对应的成像分辨率为 $160 \text{ pixels} \times 160 \text{ pixels}$, 总步进成像时间为 250 ms . LINS 内部还集成了 MEMS 扫描成像模块, $30\text{--}5 \text{ m}$ 的近距离相对导航功能由该模块实现, 该模块的设计与验证参考天问一号多功能避障敏感器^[16,17], 本文不进行详细阐述.

3.2 组成与原理

LINS 由单光子面阵成像模块、MEMS 扫描成像模块两部分组成. 两个模块共用激光器与电子学, 单光子面阵成像模块包含衍射光栅、单光子雪崩二极管 (SPAD) 面阵探测器、SPAD 接收光学系统、快反镜; MEMS 扫描成像模块包含 MEMS 扫描镜、角扩束光学系统、雪崩光电二极管 (APD) 接收光学系统、APD 探测器.

激光器由光纤激光器本体、倍频器组成. 光纤激光器本体采用主振荡功率放大 (MOPA) 结构, 包含种子级、预放级、主放级. 主放级有两个输出, 一个直接输出 1064 nm 脉冲激光光束, 另一个输出至倍频器, 倍频器最终输出 532 nm 脉冲激光光束. 1064 nm 脉冲

激光光束重复频率为 75 kHz , 峰值功率为 5 kW , 脉冲宽度为 1 ns , 为 MEMS 扫描成像模块的光源. 532 nm 脉冲激光光束重复频率为 150 kHz , 峰值功率为 4.2 kW , 脉冲宽度为 0.8 ns , 光斑直径为 7 mm , 发散角为 $0.1\text{--}0.12 \text{ mrad}$, 为单光子面阵成像模块的光源.

如图 2 所示, 单光子面阵成像模块的光路如下: 532 nm 脉冲激光光束经过光路折转后被衍射光栅转换为 32×32 的激光点阵, 32×32 的激光点阵经过快反镜投射至小行星表面上, 小行星表面的散射光束经过快反镜反射后, 由 SPAD 接收光学系统成像至 32×32 的 SPAD 探测器上. 发射端的 32×32 激光点阵与接收端的 32×32 的 SPAD 探测器一一对应, SPAD 探测器获得每个投射点位置的距离信息. 32×32 激光点阵相邻点之间的角度间隔为 0.041° , 整个点阵的角度幅宽为 $1.312^\circ \times 1.312^\circ$. 快反镜进行收发光路的二维同步扫描, 其作用之一是将视场扩展至 $6^\circ \times 6.5^\circ$, 另一个是进行相邻点之间的细分扫描, 将横向角分辨率提高 7 倍至 $20''$ (对应 300 m 距离处 3 cm 的横向分辨率).

SPAD 探测器的标称时间分辨率为 55 ps , 像素间隔为 $50 \mu\text{m}$, 像元直径为 $7 \mu\text{m}$, 在 532 nm 处的光子探测效率大于 28% , 暗计数率低于 100 cps (counts per second, 计数每秒).

快反镜由 4 个音圈电机驱动, 镜面由柔性铰链支撑. 4 个电涡流传感器测量快反镜的实时偏转角度, 角度读取频率为 150 kHz , 角度分辨率为 $0.25''$.

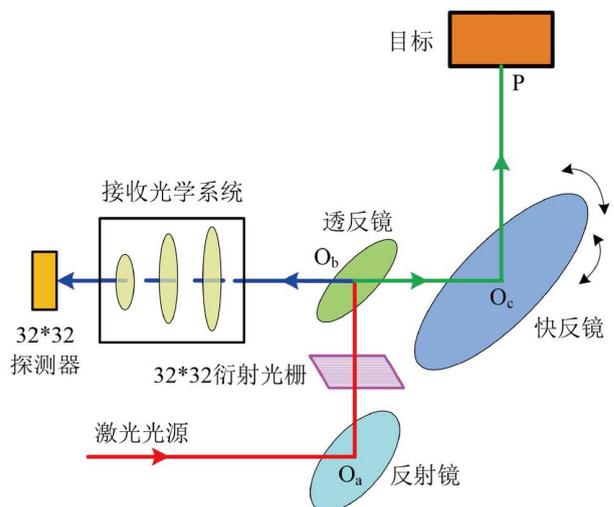


图 2 单光子面阵成像模块光路图

Figure 2 Optical path diagram of the single photon array imaging module.

3.3 SPAD接收光学系统设计

SPAD接收光学系统的作用是将小行星散射的 32×32 回波光束成像至SPAD探测器上. SPAD接收光学系统的前方设计了一个 45° 安装的透反镜, 透反镜的反射率为80%. 透反镜反射光栅衍射的点阵激光光束, 从而光路的发射光轴和接收光轴是同轴的. 由于物距范围大, 因此同轴是必须的.

根据LINS横向角分辨率需求以及探测器像元直径大小, SPAD接收光学系统焦距设置为69.9 mm. LINS最远工作距离达到300 m, SPAD接收光学系统的入瞳直径需足够大以满足回波能量要求. SPAD接收光学系统的外径设置为55 mm, F数仅为1.27, 其景深较短. SPAD接收光学系统理论物距设置为300 m, 如图3所示, 成像镜组采用了6片透镜, 其中镜1-4的材料为H-K10, 镜5和6的材料为H-ZF52GT, 全视场内300 m点目标的弥散圆直径小于 $3.4\ \mu\text{m}$. SPAD接收光学系统的第一片镜片为窄带滤光片, 滤光片中心波长为532 nm, 带宽为2 nm, 滤光片材料为熔石英玻璃.

由于透反镜的遮拦, 当目标物体处于远离理论物距300 m的近距离处时, SPAD接收光学系统将发生后离焦现象. 目标距离越近, 探测器光敏面与光学系统像面的距离越远, 以探测器像元为中心的区域中将逐渐产生圆形“黑洞”, “黑洞”内没有光线进入. 由于探测器填充因子仅1.96%, 当目标接近至“黑洞”直径超过像元直径时, 探测器像元将接收不到任何回波能量.

要解决以上问题, 一种方法是根据物距大小自动调焦, 所有物距都能够理想聚焦, 光学系统像面与探

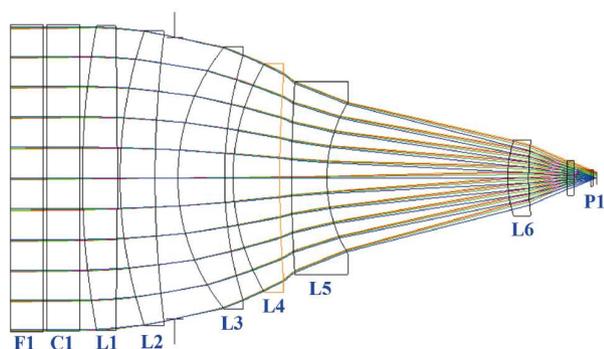


图3 SPAD接收光学系统光路图. F1, 滤光片; C1, 环状镜片; L1-L6, 成像镜组的镜1-6; P1, 光敏面

Figure 3 Optical path diagram of the SPAD receiving optical system. F1, optical filter; C1, ring-shaped lens; L1-L6, imaging lens group (Lens 1 to Lens 6); P1, photosensitive surface.

测器光敏面重合, 不会因为中心遮拦而产生“黑洞”, 但需要增加机械调焦机构, 整机可靠性下降, 且体积、重量增加.

LINS采用了另一种方法, 在SPAD接收光学系统成像镜组与滤光片之间设置了一个环状镜片. 如图4所示, 镜片由3个环组成, 每个环具有不同的曲率半径. 外环曲率半径为无穷大, 外径为55 mm, 内径为22 mm; 中环曲率半径46082 mm, 外径为22 mm, 内径为15.2 mm; 内环曲率半径为22506 mm, 直径为15.2 mm. 目标物体分别处于300, 75, 42 m时, 对应外环、中环、内环的光线能够理想聚焦至探测器光敏面上.

图5给出了无透反镜中心遮拦、有透反镜中心遮拦无环状透镜、透反镜中心遮拦附加环状透镜三种情况下300-30 m接收能量的对比. 从图中可以看出, 若无环状透镜, 30-86 m物距范围内的接收能量均低于理论物距300 m处的接收能量; 附加环状透镜后, 300-30 m物距范围内的接收能量均不低于300 m处的接收能量, 满足需求. 需要注意的是, 无透反镜中心遮拦的情况仅用来进行回波能量对比, 实际不可能既无中心遮拦又收发同轴.

3.4 电子学设计

为了提高测距精度, LINS设计了PIN探测电路. 从光纤激光器本体预放大级引出一路参考光, 参考光被PIN探测电路接收, 然后通过恒比定时时刻鉴别电路转换为数字信号, 作为发光时刻的初始计时信号

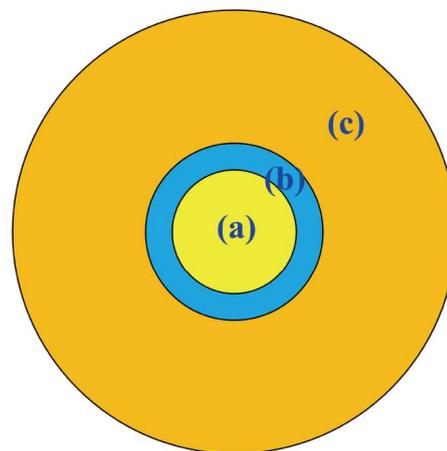


图4 环状镜片. (a) 内环R1; (b) 中环R2; (c) 外环R3

Figure 4 Ring-shaped lens. (a) Inner ring R1; (b) middle ring R2; (c) outer ring R3.

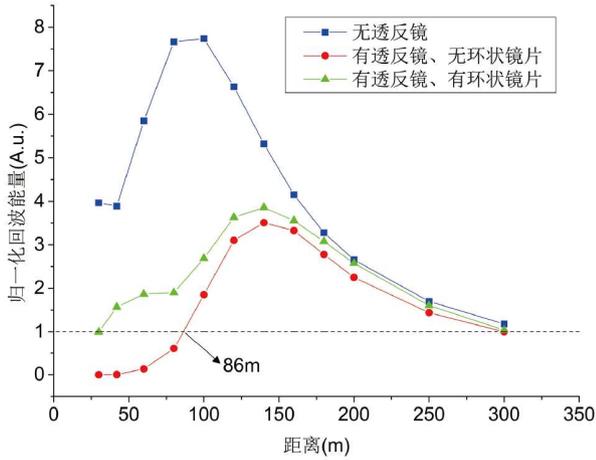


图 5 300–30 m接收能量的对比曲线

Figure 5 Comparison curve of received energy between 300 and 30 m.

START.

通过改变SPAD探测器的反向偏置电压大小,可以实现SPAD单光子探测模式和线性探测模式的变换.如图6所示, LINS设计了门控的探测器反向偏置电压,该电压信号的高电平为 -14.5 V ,低电平为 -16.3 V ,负脉冲宽度为 75 ns .高电平时SPAD处于线性探测模式,无法检测到单光子;低电平时SPAD处于单光子探测模式.

SPAD每个像素均具有相应的时间测量电路,时间分辨率标称值为 55 ps ,时间测量范围为 $0\text{--}56\text{ ns}$,对应的距离测量范围为 $0\text{--}8.4\text{ m}$.为了实现 $30\text{--}300\text{ m}$ 的测量,需进行时间偏置.时间偏置由输入给SPAD的终止计时信号实现. SPAD按照 150 kHz 的频率进行周期性曝光,每对应一个发光的初始计时信号START,由FPGA根据目标预估距离产生一个终止计时信号STOP.

START信号为FPGA的异步输入信号, START与STOP信号之间的延时并不严格与设置值一致,因此采用外部的时间数字转换芯片对START信号与STOP信号之间的延时 t_A 进行精确测量,时间数字转换芯片的时间测量精度优于 45 ps .

回波光子到达时刻与终止计时信号STOP之间的延时 t_B 由SPAD直接给出.回波光子到达时刻与光脉冲发射时刻之间的延时为 $\Delta t = t_A - t_B$.通过脉冲飞行时间测距方法将 Δt 转换为待测距离 $d = (t_A - t_B) \cdot c/2$,其中 c 为光速.

3.5 结构设计

LINS包含激光器组件、SPAD收发光路组件、快反镜组件、电路组件、MEMS发射组件、APD接收组件、主体结构、壳体组件.整体结构形式为上下两层,总重量为 6.6 kg (不含热控附件).

如图7所示,光纤激光器本体、PIN电路组件安装于下层的主体结构上,光纤激光器本体与主体结构之间填充导热材料,以实现良好传热.

上层为SPAD收发光路组件、快反镜组件、电路组件、MEMS发射组件、APD接收组件,外部为壳体组件,如图8所示.为了减重,主体结构和壳体组件均采用镁铝合金材料.

SPAD收发光路组件为LINS结构设计的关键.

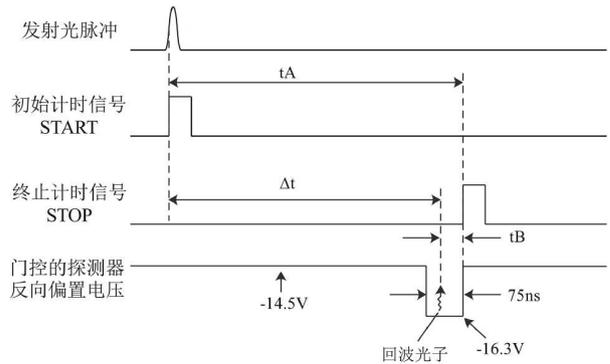


图 6 SPAD探测时序

Figure 6 SPAD detecting timing sequence.

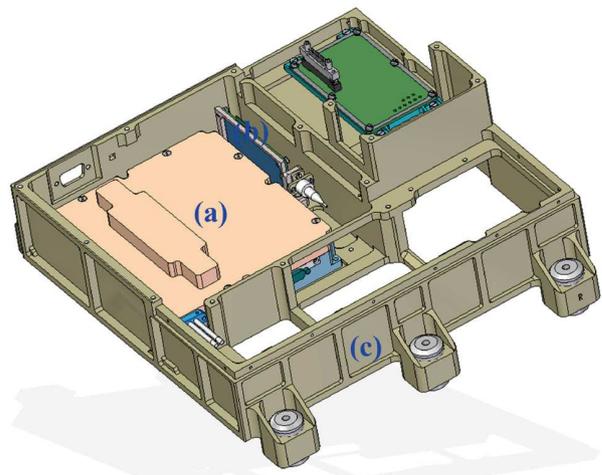


图 7 LINS下层结构组成. (a) 光纤激光器本体; (b) PIN电路组件; (c) 主体结构

Figure 7 Composition of the LINS lower-layer structure. (a) Fiber laser body; (b) PIN circuit assembly; (c) main structure.

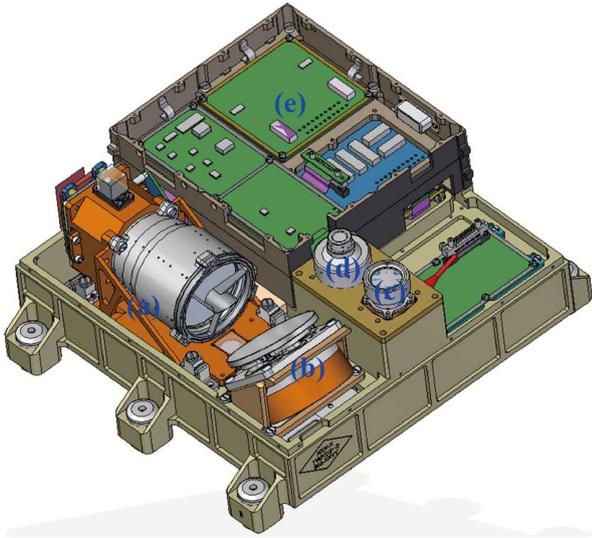


图 8 LINS上层结构组成. (a) SPAD收发光路组件; (b) 快反镜组件; (c) MEMS发射组件; (d) APD接收组件; (e) 电路组件
Figure 8 Composition of the LINS upper-layer structure. (a) SPAD transceiver optical assembly; (b) fast steering mirror assembly; (c) MEMS transmitting assembly; (d) APD receiving assembly; (e) circuit assembly.

SPAD收发光路组件上安装有激光器的倍频器、衍射光栅、SPAD接收光学系统、SPAD探测器、圆形小快反镜. 结构设计的目标是实现发射端 32×32 激光点阵与接收端 32×32 探测器像元的对准, 由于激光点阵每束光的发射角与探测器每个像元的瞬时接收视场角均为 $20''$, 因此对准精度要求优于 $5''$, 否则将导致探测器像元接收能量的损失, 甚至不能接收到任何回波能量. 为了保证SPAD收发光路的稳定性, LINS采取了结构一体化成型、高强度低热膨胀材料、柔性结构隔离形变传递等设计措施.

4 地面定标试验及结果

4.1 数据预处理

LINS获得的原始测量数据为3.4节所介绍的延时 t_A 和 t_B , 以及从快反镜实时读取的角度 θ_X , θ_Y , 其中 t_B 为 32×32 的矩阵.

在地形测绘工作模式下, 总扫描时间为860 ms, 共获得129000组 $(t_A, t_B, \theta_X, \theta_Y)$, 将这些数据处理成一幅三维点云图像.

LINS工作于单光子探测模式, 其对背景阳光干扰很敏感. 根据小行星探测任务需求, LINS需要具备在

阳照区、阴影区都能够正常工作的能力. 为了实现这点, LINS采用光谱滤波、空间滤波、时间滤波三种方式抑制太阳背景杂光. 光谱滤波即采用3.3节所述的窄带滤光片(带宽2 nm). 空间滤波即缩小探测器单个像元的瞬时接收视场(仅 0.1 mrad). 时间滤波即采用第3.4节所述的门控反向偏置电压, 门控开启时间为75 ns, 探测器曝光周期为 $6.67 \mu\text{s}$, 占空比仅为1.125%. 通过以上措施, 阳光背景光子可以控制在0.1个光子以下.

即使采取了以上的三种控制措施, 也不能完全消除背景阳光产生的光子和探测器暗计数. LINS对3.4节所述的待测距离 d 进行了直方图统计处理. 如图9所示, 背景阳光光子和探测器暗计数产生的测量数据在8.4 m距离门内服从均匀分布, 这些数据是错误数据. 而激光回波光子的测量数据在8.4 m距离门内服从高斯分布, 这些数据分布集中, 直方图上会产生一个尖峰, 通过识别尖峰位置, 并将有效数据之外的错误数据剔除, 求取集中分布激光回波光子的测量数据的质心, 获得预处理后的距离 d_p .

由于LINS采用了 32×32 面阵探测器, 快反镜的一个扫描位置实际对应 32×32 个空间位置, 因此将129000组 (θ_X, θ_Y) 对应的 $129000 \times 32 \times 32$ 组空间位置绘制于同一图中, 以 $20'' \times 20''$ 的窗口为一个网格, 将此网格内对应的距离测量数据形成一个集合, 对集合内的距离测量数据进行直方图统计, 获得该网格对应的测量距离 d_{grid} . 以网格中心角度为该网格的测量角度 $(\theta_{X_grid}, \theta_{Y_grid})$, 共有 1120×1120 个网格.

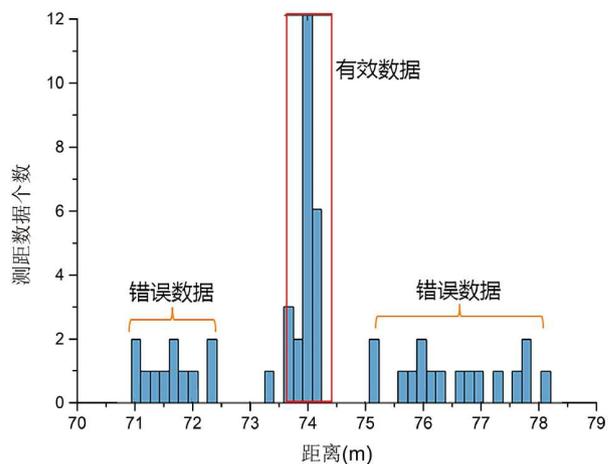


图 9 直方图统计处理
Figure 9 Histogram statistical processing.

通过LINS光路模型将 $(\theta_x_grid, \theta_y_grid, d_grid)$ 转换为物方空间的三维点云 (X, Y, Z) . 至此, 完成LINS测量数据的预处理.

4.2 定标试验

LINS定标试验包含距离定标、角度定标. 定标试验场地位于同济大学嘉定校区月球与深空探测综合试验场.

SPAD每个像元的标称时间分辨率为55 ps, 但是由于芯片的制造工艺, 各个像元的时间分辨率并不相同. 另外, 当回波光光子数变化时, 由于SPAD芯片电路负载电流电压的变化, 将导致时间分辨率发生变化. 因此时间分辨率是像素序号 (i, j) 以及回波光光子数 p 的函数.

为此, 建立了LINS像素时间分辨率非均匀性的定标模型, 该模型为线性修正模型:

$$d_{pq_modify} = c \cdot \frac{t_A}{2} - \frac{c}{2} \cdot \gamma \cdot (a(i, j, p) \cdot t_B(i, j) + b(i, j, p)) - d_{inner}, \quad (1)$$

其中, c 为光速, γ 为标称时间分辨率(数值为55 ps). d_{inner} 为光路延时、电路延时修正系数, 该系数与像素序号、回波光光子数无关. $a(i, j, p)$, $b(i, j, p)$ 分别为修正的乘系数函数、加系数函数.

设计了距离定标试验, 以修正SPAD像素时间分辨率的非均匀性. 采用2.4 m×2.4 m的平面靶板, 设置了17个距离测例, 64–72 m之间每0.5 m设置一个测例位置. 每个位置设置了多个激光发射功率. 每个位置使用全站仪测量靶板标志点, 测量结果拟合后的平面作为外部定标真值. 靶板反射率为0.9, 0.4与0.2, 重复三次试验. 试验时LINS工作于地检模式, 快反镜不扫描, 指向中心位置. 三次试验的测例设置如表2所示.

定标试验的另一个项目是角度定标. 角度定标的目的是建立仪器测量点云 (X_C, Y_C, Z_C) 到基准镜坐标系下外部定标点云 (X_J, Y_J, Z_J) 之间的转换关系与相关参数. 参数包含旋转矩阵、平移矩阵以及两轴角度 (θ_x, θ_y) 的修正系数.

角度定标的靶标实物如图10所示. 平面靶板大小为8 m×8 m, 上面分布有三棱锥、三棱柱、半球三种靶标, 角度定标的距离设置为75 m. 外部定标真值数据由全站仪结合Riegl高精度三维扫描仪获得, Riegl高精度三维扫描仪的测距精度优于5 mm (3σ).

表 2 距离定标试验测例设置

Table 2 Distance calibration test case setup

反射率	激光功率设置值	回波光光子数范围	测例个数
0.9	1500	2500–2850	17
	1550	3849–4548	17
	1600	6037–7021	17
	1650	8914–9872	17
	1700	12578–13980	17
	1750	16752–18830	17
	1800	21862–24772	17
	1850	27965–30399	17
	1900	34462–37218	17
	0.4	1630	2178–2374
1700		3654–4013	17
1770		5901–6334	17
1840		8445–9430	17
1910		12218–13134	17
1980		16204–17783	17
2050		20689–23079	17
2120		25408–29405	17
2190		30753–35400	17
2260		37247–41079	17
0.2	1700	1839–2235	17
	1800	3456–4219	17
	1900	5736–6594	17
	2000	8858–9976	17
	2100	12440–13700	17
	2200	16626–18316	17
	2300	21024–23169	17
	2400	26172–28385	17
	2500	31612–33144	17

4.3 试验结果

采用三次距离定标试验的结果统一进行解算. 1, 2, 3, 496, 528号像元的乘常数随光子数的变化如图11所示, 每个像元的乘常数均不同, 且随着光子数的增加, 乘常数相应增大. 对每个像元乘常数随光子数的变化曲线进行线性拟合, 拟合后残差均小于0.015 (3σ).

距离定标修正后, 距离的 3σ 误差随光子数的分布如图12所示, 所有光子数下的 3σ 距离误差均小于1.8 cm. 距离的 3σ 误差跟光子数的大小无显著关系, 因此与激光发射功率大小、目标反射率大小也无显著关系.

角度定标试验数据处理时, 在LINS测量点云、激光三维扫描仪真值点云中分别提取三棱锥的三个角

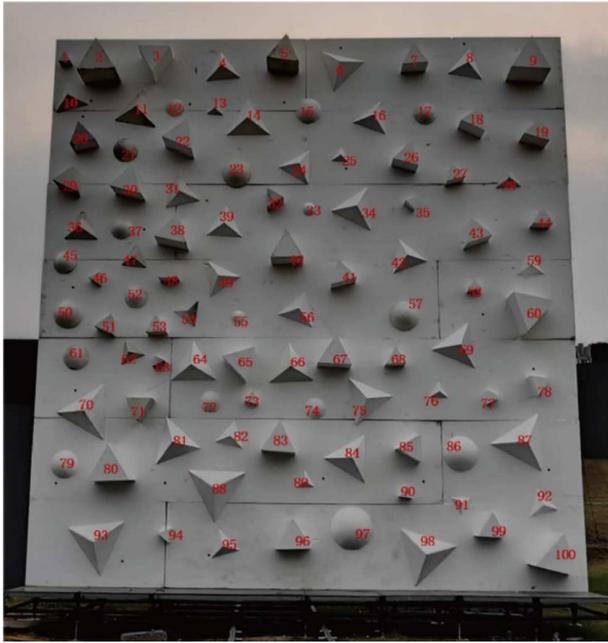


图 10 角度定标试验靶标实物
Figure 10 Target of angle calibration test.

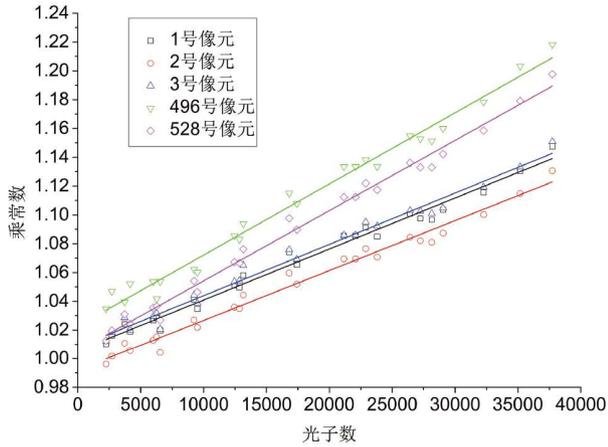


图 11 乘常数随光子数的变化曲线
Figure 11 Variation curve of multiplication constant with photon number.

点, 将测量角点、真值角点进行匹配解算, 获得旋转矩阵、平移矩阵以及两轴角度的修正系数等参数.

图 13 给出了修正前仪器测量棱锥角点、真值棱锥角点、修正后棱锥角点的关系, 从图中可以看出, 修正前仪器测量棱锥角点与真值棱锥角点具有较大的位置偏差, 修正后的棱锥角点与真值棱锥角点基本重合. 结果如表 3 所示, 修正后三轴位置误差均值均小于

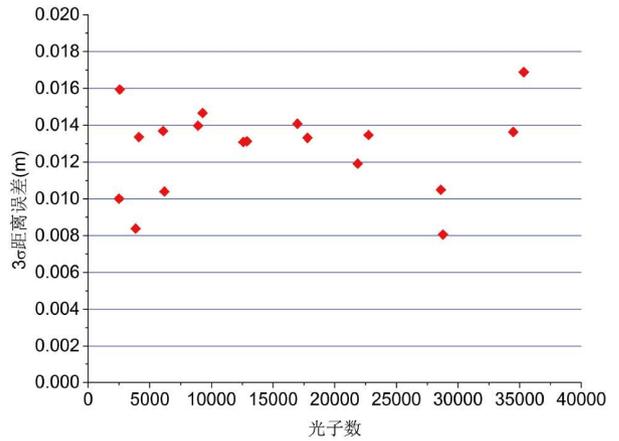


图 12 距离的 3σ 误差随光子数的分布
Figure 12 Distribution of 3σ distance error with photon number.

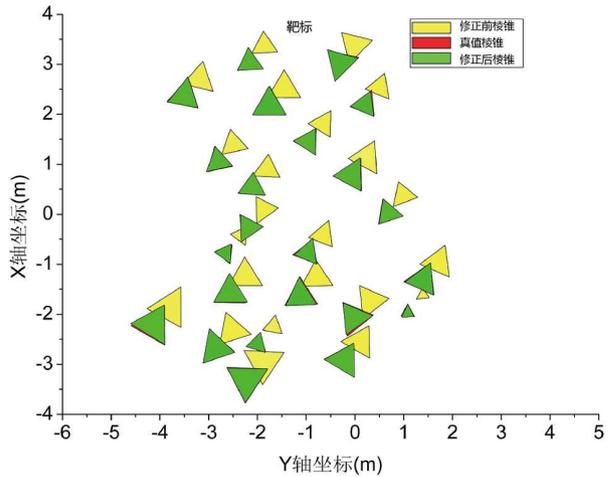


图 13 修正前后角点测量值与真值的对比
Figure 13 Comparison of corner measured values and corner true values before and after correction.

表 3 角度定标试验结果

Table 3 Angle calibration test results

坐标轴	修正前误差 均值 (cm)	修正前误差 3σ 值 (cm)	修正后误差 均值 (cm)	修正后误差 3σ 值 (cm)
X	35.55	4.21	1.23	2.84
Y	31.16	6.18	1.31	2.78
Z	4.06	7.71	1.3	2.53

1.35 cm, 三轴位置误差 3σ 值均小于2.9 cm.

5 地面测绘试验及结果

在约100 m距离处布置大小为12 m×12 m、反射

率为0.2的沙盘模型, 沙盘模拟小行星表面的地貌. 沙盘模型基于Bennu小行星模型的椭球参数进行等比缩放, 以确保模型的尺度与2016HO3小行星相符. 根据表面曲率的分布, 选取了适当的位置, 裁剪出一个 $12\text{ m}\times 12\text{ m}$ 的区域, 作为代表性地形. 为进一步增强模型的真实性与复杂性, 在该区域加入了若干尺度为5 cm的坑状和凸起地形特征, 以模拟小行星表面可能存在的复杂地貌. 沙盘模型实物如图14所示.

地面测绘试验时, 沙盘的外部真值由全站仪结合RiegI高精度三维扫描仪获得. 采用定标试验的参数对仪器测量点云进行解算. 图15为仪器测量点云与外部真值点云的匹配结果, 通过ICP点云匹配后计算误差, 3σ 精度为2.86 cm. 地面测绘试验结果表明, 定标试验获取的参数满足地形测绘精度要求.

6 讨论和结论

LINS是一台科学载荷和工程载荷复用的仪器, 采用了单光子面阵探测结合快反镜扫描的新型混合固态三维成像技术, 相比小行星探测的同类激光载荷, 具有高分辨率、高精度、高成像速度的特点. 本文介绍了LINS的组成与原理, 地面定标与测绘验证试验的结果. SPAD接收光学系统采用了多曲率半径的环状透镜实现了30–300 m的超宽物距范围, 收发光路结构采取了特殊设计以保证在轨力热环境下的光路指向稳定性, 通过光谱滤波、时间滤波、空间滤波三种方法抑制了阳光背景噪声. 地面定标与测绘验证试验的结果表明, LINS地形测绘精度满足天问二号小行星探测任务的需求.

天问二号探测器将于2025年发射, LINS将在小行



图 14 沙盘模型实物
Figure 14 The sand table model.

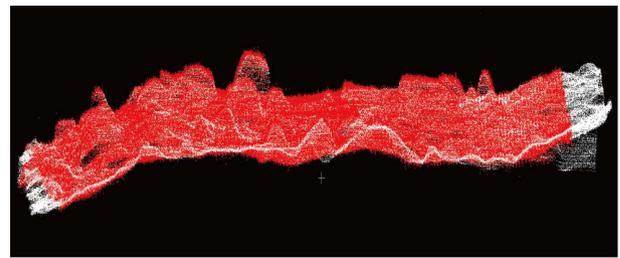


图 15 LINS测量点云与真值点云的匹配结果
Figure 15 Matching result between LINS measured point cloud and true point cloud.

星全球地形测绘、采样区地形测绘以及下降段相对导航任务中发挥重要作用. 后面将继续优化LINS的数据处理方法, 并进行 360° 环绕拍摄与三维点云拼接等补充试验, 以进一步评估仪器的性能.

致谢 感谢同济大学测绘与地理信息学院在地面试验验证和数据处理方面的大力支持和帮助, 以及中国科学院上海光学精密机械研究所和西安光学精密机械研究所的参研人员.

参考文献

- Zhang R Q, Huang J C, He R W, et al. The development overview of asteroid exploration (in Chinese). *J Deep Space Explor*, 2019, 6: 417–423, 455 [张荣桥, 黄江川, 赫荣伟, 等. 小行星探测发展综述. *深空探测学报*. 2019, 6: 417–423, 455]
- Wei S J, He Y Y, Liu T Y, et al. History and implications of asteroid exploration (in Chinese). *Chin J Space Sci*, 2024, 44: 19–50 [魏思佳, 何雨旸, 刘天宇, 等. 小行星探测历史及启示. *空间科学学报*. 2024, 44: 19–50]
- Zou Y L, Xue C B, Jia Y Z, et al. Scientific objectives and configuration payloads of asteroid defense test missions (in Chinese). *J Deep Space Explor*, 2024, 11: 169–176 [邹永廖, 薛长斌, 贾瑛卓, 等. 小行星防御试验任务科学目标设计与有效载荷配置. *深空探测学报*, 2024, 11: 169–

176]

- 4 Huang J C, Li X Y, Qiao D, et al. Mission design for multi-target and multi-mode rendezvous missions to small bodies (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2019, 49: 084512 [黄江川, 李翔宇, 乔栋, 等. 小天体多目标多模式探测任务设计. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49: 084512]
- 5 Li C L, Liu J J, Ren X, et al. Scientific objectives and payloads configuration of the Tianwen-2 mission (in Chinese). *J Deep Space Explor*, 2024, 11: 304–310 [李春来, 刘建军, 任鑫, 等. “天问二号”任务科学目标和有效载荷配置. 深空探测学报, 2024, 11: 304–310]
- 6 Zhong J G, Yan J G, Li M, et al. Exploration mission and shape modeling of small celestial bodies: A review (in Chinese). *Prog Geophys*, 2022, 37: 142–151 [钟佳耿, 鄢建国, 李明, 等. 小天体探测任务及形状建模综述. 地球物理学进展, 2022, 37: 142–151]
- 7 Zhang C Y, Liang X, Wu F Z, et al. Overview of optical navigation for asteroid exploration descent and landing (in Chinese). *Infrared Laser Eng*, 2020, 49: 20201009 [张成渝, 梁潇, 吴奋陟, 等. 小行星探测下降着陆段光学导航技术发展综述. 红外与激光工程, 2020, 49: 20201009]
- 8 Watanabe S, Tsuda Y, Yoshikawa M, et al. Hayabusa2 mission overview. *Space Sci Rev*, 2017, 208: 3–16
- 9 Mizuno T, Kase T, Shiina T, et al. Development of the laser altimeter (LIDAR) for Hayabusa2. *Space Sci Rev*, 2017, 208: 33–47
- 10 Matsumoto K, Noda H, Ishihara Y, et al. Improving Hayabusa2 trajectory by combining LIDAR data and a shape model. *Icarus*, 2020, 338: 113574
- 11 Daly M G, Barnouin O S, Dickinson C, et al. The OSIRIS-REx laser altimeter (OLA) investigation and instrument. *Space Sci Rev*, 2017, 212: 899–924
- 12 Barnouin O S, Daly M G, Palmer E E, et al. Digital terrain mapping by the OSIRIS-REx mission. *Planet Space Sci*, 2020, 180: 104764
- 13 Seabrook J A, Daly M G, Barnouin O S, et al. Global shape modeling using the OSIRIS-REx scanning laser altimeter. *Planet Space Sci*, 2019, 177: 104688
- 14 Li X, Scheeres D J, Qiao D, et al. Geophysical and orbital environments of asteroid 469219 2016 HO3. *Astrodynamics*, 2023, 7: 31–50
- 15 Guo S G, Li L, Zhu F H, et al. Integrated design method of laser topographic mapping and navigation of small celestial body (in Chinese). *J Deep Space Explor*, 2022, 9: 417–426 [郭绍刚, 李林, 朱飞虎, 等. 小天体激光地形测绘与导航一体化设计方法. 深空探测学报, 2022, 9: 417–426]
- 16 Zhu F, Zhang Y, Zheng Y, et al. Design and verification of multi-functional obstacle avoidance sensor for the Tianwen-1 Mars probe. *Space Sci Rev*, 2023, 219: 42
- 17 Zhang Y, Zhu F, Zheng Y, et al. Design and manufacturing of a highly integrated optical module for Tianwen-1 probe's landing LiDAR. *Opt Lasers Eng*, 2023, 161: 107346

Design and verification of laser integrated navigation sensor for the Tianwen-2 probe

ZHU FeiHu^{1,2*}, ZHANG YunFang^{1,2}, ZHENG Yan^{1,2}, HUA BaoCheng^{1,2}, MA YueChao^{1,2},
CAO Zhe^{1,2}, LIANG Xiao^{1,2}, CHEN JianFeng^{1,2}, ZHANG HuiFeng^{1,2}, HONG Shuai^{1,2},
YIN Fang^{1,2}, JIANG YuanYuan^{1,2}, LI Lin^{1,2} & WANG Li^{1,2*}

¹ Optoelectronic Measurement and Intelligent Perception Laboratory, Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China

² China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China

*Corresponding authors (ZHU FeiHu, email: zhufeiHu1986@163.com; WANG Li, email: wupeng3992@163.com)

The Laser Integrated Navigation Sensor (LINS) is a dual-purpose instrument for engineering navigation and scientific exploration. As one of the scientific payloads onboard the Tianwen-2 asteroid probe, LINS aims to detect asteroid topography and acquire contextual information about asteroid samples during scientific missions. Serving as a navigation sensor for the Guidance, Navigation, and Control (GNC) subsystem, LINS provides relative position and attitude navigation information for the asteroid probe during descent and sampling operations. LINS implements a compact and integrated design by adopting two operational modes: single photon array imaging and MEMS scanning imaging. This paper introduces the mission requirements and technical specifications of the instrument, elaborates on its system architecture and working principles, and describes ground-based calibration tests along with their results.

asteroid exploration, laser integrated navigation sensor, topography mapping, single photon array imaging, fast steering mirror

PACS: 07.07.Df, 07.60.-j, 42.68.Wt, 42.79.Qx, 85.60.-q

doi: [10.1360/SSPMA-2025-0011](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2025-0011)