基于激光成像雷达的空间非合作目标相对导航技术

陈 凤[1],朱 洁[2],顾冬晴[1],王 盈[1],刘 玉[1]

(1. 上海宇航系统工程研究所,上海 201108; 2. 能源工程集团有限公司,上海 200061)

摘 要:激光成像雷达具有工作距离长、工作频率高、波束窄,距离和角度测量精度高,受光照条件影响小等诸多优势,在空间应用上的需求越来越迫切。主要介绍了国内外激光成像雷达在轨应用现状,并介绍了基于激光成像雷达的空间非合作目标相对导航的主要关键技术,包括应用激光成像雷达的相对位姿测量技术和相对导航滤波技术,最后给出了应用激光成像雷达的相对位姿测量仿真结果。仿真实验结果表明:基于激光成像雷达的非合作目标相对导航技术具有受空间环境影响小、测量精度高的优势,方案合理可行,满足空间非合作目标相对导航任务需求,可应用于近距离空间目标的在轨维护与服务和空间操控,为我国后续开展相关工程应用提供技术参考。

关键词:空间非合作目标; 相对导航; 激光成像雷达; 位姿测量

中图分类号:V448.22 **文献标志码**:A **DOI**:10.3788/IRLA201645.1030005

Relative navigation technology of space non-cooperative target based on imaging lidar

Chen Feng[1], Zhu Jie[2], Gu Dongqing[1], Wang Ying[1], Liu Yu[1]

(1. Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai 201108, China;
2. Energy Engineering Group Co., Ltd., Shanghai 200061, China)

Abstract: The imaging lidar has some advantages such as long detect distance, high frequency, narrow wave, high precision of distance and angle and less influence of illumination. So the imaging lidar is applied more and more in space. The application status of the imaging lidar was firstly introduced in space at home and abroad. Then the key technologies of relative navigation based on imaging lidar for space non-cooperative target were described. Finally, the simulation experiment of the spacecraft simulator was given. The simulation experiment result shows that the precision of relative navigation based on the imaging lidar for non-cooperation target is high. Then this relative navigation method is reasonable and feasible and meets the relative navigation mission requirements. So it could be applied to on-orbit spacecraft maintenance and serving, spatial manipulation of close distance space target, and so on. The research of this method provides the technology reference for the engineering implementation in future.

Key words: space non-cooperation target; relative navigation; imaging lidar; position and pose measurement

收稿日期:2016-02-21; **修订日期**:2016-03-04

基金项目:国家自然科学基金(51303055)

作者简介:陈凤(1974-),女,高级工程师,博士,主要从事飞行器载荷总体、视觉导航等方面的研究。Email:58446826@qq.com

0 引 言

为节省航天任务费用、延长航天器工作寿命、提高灵活执行任务能力,需要飞行器具有在轨加注、在轨维修等功能，因此欧美日等国相继开展了非合作飞行器(未安装合作标志器)间的交会对接、停靠与捕获等操控技术的论证与工程验证。为实现这些任务必须解决非合作目标的相对导航。目前飞行器常用的相对导航测量敏感器包括：微波雷达、激光雷达、差分 GPS、红外或可见光相机。

可见光敏感器受光照影响较大，只能在光照条件良好的情况下对目标成像，红外相机具有夜间成像能力,但是为达到最好的成像效果,需要采取制冷措施;与微波雷达相比,激光成像雷达具有抗干扰的优势，并且受光照条件影响小，能够直接获取高精度、高细节表征目标的三维信息[1-2]。由此可见,激光成像雷达突破了传统的成像概念和模式，具有工作距离长、工作频率高、波长短、波束窄,距离、速度和角度测量精度高,受光照条件影响小,且测量精度高等优势。因此,空间非合作目标应用激光成像雷达的相对导航技术逐步成为众多国家研究热点，并已成功在轨验证。

文中首先介绍了国内外激光成像雷达的在轨应用现状；然后阐述空间非合作目标应用激光成像雷达的相对导航关键技术并给出技术流程，主要包括基于激光成像雷达的相对位姿测量技术和相对导航滤波技术;最后,针对已知构型的空间目标开展数值仿真验证。

1 国内外激光成像雷达在轨应用现状

激光成像雷达的分类方式很多，如可分为 CO_2 激光器光雷达、半导体激光器雷达和固体激光器雷达等,或者分为扫描型和非扫描型激光成像雷达。此节主要介绍应用激光成像雷达进行空间目标相对导航的国内外现状。

1.1 LDRI 系统

美国 Sandia 国家实验室的 Marion W. Scott 1990 年申请《距离成像激光雷达系统》专利后,该实验室提出了无扫描激光成像系统 SRI(Scannerless Range Imager)。之后,为满足 NASA 需要,Sandia 国家实验室不断进行改进,2000 年实现 0.1 in (1 in=2.54 cm)距离分辨率的 SRI 系统。该系统激光二极管选用 805 nm 波段，实现了 640×480 像元图像分辨率、30 帧/s 的三维成像能力。具体性能指标如表 1 所示。此后,这套 LDRI(Laser Dynamic Range Imager)系统经改进后装载在航天飞机上实现了与太空站的交会对接和航天飞机的安全监控，该系统及其在轨观测目标成像结果如图 1 和 2 所示[3]。

表 1 LDRI 系统的性能参数

Tab.1 Performance parameters of LDRI

Parameters	Value
Wavelength λ/nm	805
Power/W	12
Exposure intensity/W·cm^{-2}	0.23
Weight/kg	2.27
Volume/cm^3	5.8×15×29.2
CCD size	640×480
Frame rate/frame·s^{-1}	30
Modulation frequency/MHz	3.125,140
Distance resolution/cm	0.25
Detection distance/m	>50

(a) 系统 (b) 目标 (c) 距离像

(a) System (b) Target (c) Distance image

图 1 连续波 SRI 系统及成像结果

Fig.1 Scannerless Range Imager and its images

(a) 强度像 (b) 距离像 (c) 强度-距离像

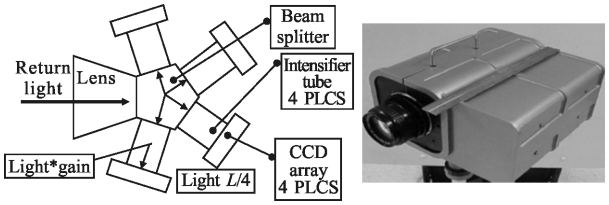
(a) Intensity image (b) Distance image (c) Intensity-distance image

图 2 P6 桁架和帆板成像结果

Fig.2 Images of P6 truss and solar panel imaging

2003 年,Sandia 国家实验室将系统升级，开发

出非扫描型激光成像雷达如图 3 所示,其成像帧频 10 Hz,距离分辨率 0.254 cm,质量 6.8 kg,体积小于 0.028 m^3。30.5 m 距离处的空间像素分辨率可达 2 pixels/cm。这种系统满足 NASA 进行空间合作与非合作目标的对接和捕获。



(a) (b)

图 3 4 个 ICCD 的 LDRI 系统简图

Fig.3 Laser dynamic range imager including four ICCDs

1.2 着陆器激光成像雷达系统

1.2.1 LAPS 火星着陆器激光雷达

加拿大 Optech 公司和 MD Robotics 公司 2004年开发了激光成像雷达 LAPS(LIDAR-based Autonomous Planetary Landing System), 应用在火星探测时的自动着陆(见图 4)。采用了激光成像雷达自主导航技术之后,着陆器将能够精确降落在数米范围之内的平坦区域[4]。LAPS 激光成像雷达硬件指标如下:

工作距离为 0~2 km; 激光重复频率为 10 kHz; 视场为+/-10°;帧频为 1 Hz;发散角为 0.17 mrad; 指向精度为 20°。

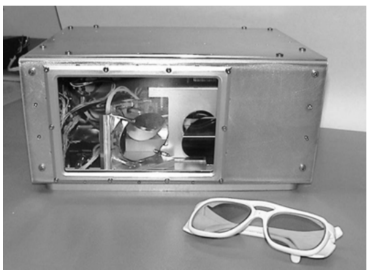


图 4 LAPS 激光雷达样机实物图

Fig.4 Real picture of LAPS

1.2.2 Flash 激光成像雷达

美国 NASA 于 2007 年 12 月公开发布了自动登陆和危险回避项目(ALHAT,Autonomous Landing and Hazard Avoidance Technology Project) 激光雷达招标文件,要求激光成像雷达足够快,则采用 Flash 激光雷达体制。该体制效率高,不需要扫描机构,但其采用的核心器件——焦平面阵列的雪崩探测器目前的规模还较小,不能满足空间应用的实际需求[5]。表 2 列出了 Flash 激光成像雷达当前状态和未来目标。

表 2 闪光雷达当前状态和未来目标

Tab.2 Current and goal parameter of flash lidar

Parameter	Current	Goal
Max operational range/m	1 400	1 400
Number of pixels	128×128	256×256
Field of view/(°)	Fixed 1,3,5	Variable 6-24
Elevation precision/cm	8	5
Frame update rate/Hz	20	30

1.2.3 用于行星导航和软着陆激光三维成像仪

中国科学院上海技术物理研究所研制的激光三维成像仪作为行星导航和软着陆的高精度障碍检测手段。该设备具有较大视场,以多元并扫方式工作,数据刷新率满足使用要求。主要由激光器、光学收发、二维扫描机构、回波接收、信息处理和电源等单元组成。采用的是全光纤体制的激光器, 具有高重频、大功率特点,并且满足重量、功耗要求[6]。

综上所述,将代表系统性能列表 3 如下。

表 3 空间激光雷达代表系统性能列表

Tab.3 Performance parameter of three imaging lidar

Instrument	3D laser imager	LAPS	Flash lidar
Nation	China	Canada	America
Function	Planet navigation and soft landing	Mars landing	Lunar landing
Working mode	Multi-parallel scanning	2D scanning	Non-scanning
Maximum detection distance	150 m	2 km	1.4 km
Measure precision	5 cm	N/A	8 cm
Field of view	>20°	20°× 20°	1°-5°
Detector	Avalanche diode with	Unit avalanche detector	128×128 detect array
Frame rate	4 Hz	1 Hz	20 Hz

1.3 TriDAR 敏感器

2006 年加拿大 Neptec 公司研制出 TriDAR 敏感器, 作为空间非合作目标自主交会对接的相对导航

敏感器。TriDAR 采用扫描、三角测量与脉冲测距相结合的方式，由激光相机系统和扫描式激光成像雷达组成。如图 5 所示为具体组成结构。

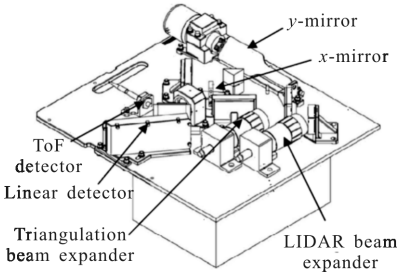


图 5 TriDAR 系统组成

Fig.5 TriDAR system

加拿大宇航局、美国航天局和 Neptec 公司联合将 TriDAR 系统搭载在“发现号”航天飞机上进行了多次实验任务。到目前为止，TriDAR 已成功在 STS-128、131、135 等三次航天飞机任务中验证了其价值，如图 6 所示为 TriDAR 系统搭载 STS-128 任务中激光雷达扫描得到的国际空间站点云数据，在轨实测结果位置误差小于 0.12 m，姿态误差小于 0.36°。在美国的“天鹅座”飞船中也成功应用了 TirDAR 系统完成了与国际空间站的交会对接[7]。

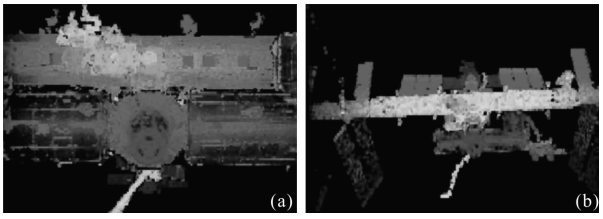


图 6 TriDAR 系统在 STS-128 搭载任务中得到的扫描点云数据

Fig.6 Cloud data from TriDAR system in the STS-128 carrying mission

1.4 Argon 系统

为实现非合作航天器加注燃料、维修和复位等服务，美国戈达德空间飞行中心(GSFC)卫星服务能力研究办公室(SSCO)于 2010 年开发了 Argon 系统，用于非合作目标交会对接中的相对导航。该系统主要由两个高分辨率可见光相机、一个 3D Flash LIDAR 和星载计算机等组成，并已经在 SM4 任务的 STS-125 飞行试验中使用过[8]，系统整套装置构成如图 7 所示。图 8 所示为 Argon 地面闭环实验环境，具体在轨相对位姿测量精度在文献中未查见。

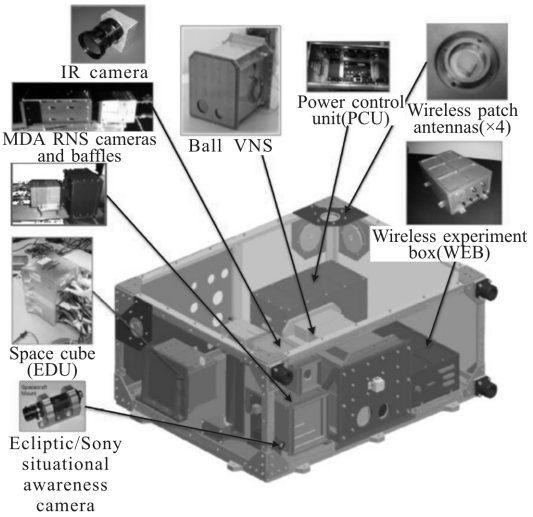


图 7 Argon 系统结构图

Fig.7 Structure of Argon system

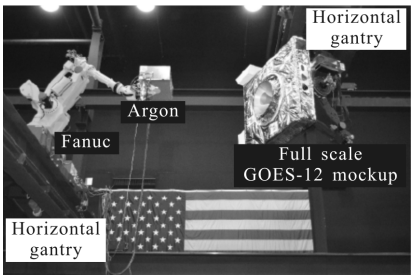


图 8 Argon 在 NRL 的测试环境

Fig.8 Test environment of Argon in NRL

由以上国内外现状分析认为，加拿大、美国等已开发了基于激光成像雷达的非合作目标相对导航系统，并已成功在轨验证。国内目前有很多高校和科研院所已相继投入力量开展了激光成像雷达载荷研制工作，而基于激光成像雷达的非合作目标相对导航技术仍旧处于理论研究状态，尚未实现对该项技术在轨验证。

2 基于激光成像雷达的相对导航技术

采用激光成像雷达作为导航敏感器实现相对导航，主要是利用激光成像雷达获取非合作目标可视部位三维点云数据，根据目标的 CAD 模型获取整个目标的空间精密离散点云数据模型，然后利用点云数据处理技术可实现非合作目标相对位姿测量。由陀螺输出的角增量和加速度计输出的速度增量，可以计算惯性系中的相对位置和速度。在距非合作目

标一定距离时,利用激光成像雷达输出的相对位置矢量(近距离为相对位置姿态)构造量测量,用来自绝对导航系统的陀螺常值漂移估计值对角增量进行修正,并用相对导航卡尔曼滤波器估计得到的加速度计常值偏差对速度增量进行修正。空间非合作目标应用激光成像雷达的相对导航原理框图如图 9 所示。

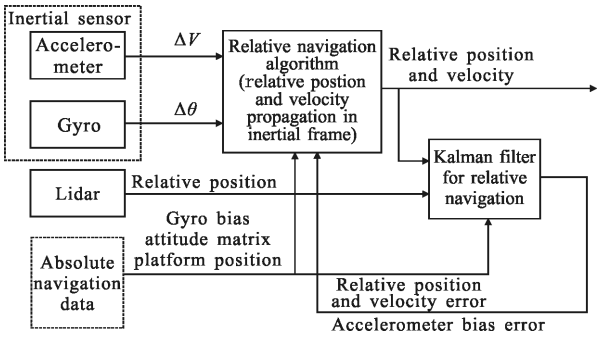


图 9 应用激光成像雷达的相对导航原理框图

Fig.9 Principle sketch of relative navigation technology applying the imaging lidar

2.1 基于激光成像雷达的相对位姿测量技术

应用激光成像雷达的相对位姿测量首先利用空间目标 CAD 模型构建坐标系,然后通过网格划分生成疏密不同的点云数据,作为待配准的点云数据库;之后将激光成像雷达获取的目标可视部位的点云数据进行预处理得到相对准确的点云数据;再进行点云特征提取和描述,并采用点云配准算法解算量测点云与已知点云之间相对位姿。如图 10 所示为空间非合作目标应用激光成像雷达的相对位姿测量技术方案流程。

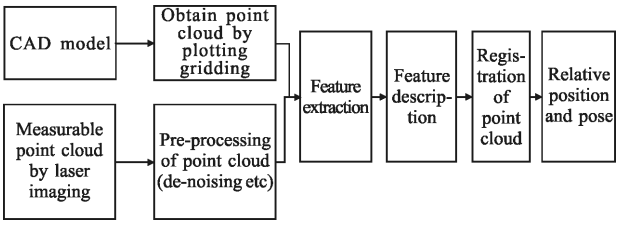


图 10 应用激光成像雷达的相对位姿测量技术流程

Fig.10 Technology flow of relative position and pose measurement applying the imaging lidar

2.1.1 点云特征描述及数据库建立

要实现多视点云的数据配准,需要针对三维离散点云,利用一种三维空间下的描述子描述被测目标的三维几何特征,主要包括两点之间的最近距离、点到面的最近距离、主曲率、法向锥、法向量、切空间等。

根据测量目标的特点选用合适的点云特征描述,并建立目标的点云数据库,可以通过数据索引,依照点云的分布特征建立空间层次划分,在数据结构上表现为一种树结构索引,由此可提高点云的匹配速度。数据索引常用的方法为 K-d-tree (K-dimension tree)方法,其中 K 表示空间的维数。

2.1.2 点云数据配准技术

点云数据库建立后,由激光成像雷达获取的测量点云数据即可与数据库中的点云数据进行匹配。需要配准的点云数据初始位置通常是任意的,首先通过初始配准(粗配准)将点云放在大体正确的位置上,粗略估计不同点云数据之间的坐标转换参数得到初始估计值。常见的初始匹配方法有:点位标签法,质心重合算法,基于哈希表的特征匹配方法等。

在粗匹配基础上采用外特征算法,也是目前点云匹配运用最为广泛使用的最近邻迭代点算法(Iterative Closest Point,ICP 算法)。ICP 算法由 Paul J. Besl 于 1922 年首次提出,是目前运用最为广泛的一种点云匹配算法,主要用于解决三维匹配问题。该算法原理是:将初始配准的结果作为最小二乘算法的初值,利用反复迭代运算,使得点云数据之间的坐标转换误差函数满足设定阈值要求,达到收敛,进一步校正点云的位置,使配准程度达到一定的精度,即精确配准[9-10]。算法实现的主要步骤如下:

(1) 导入空间非合作目标点云数据集合 P 与模型点云数据集合 Q,代入初始配准求得的旋转平移矩阵,作为迭代运算初值;

(2) 设定空间非合作目标点云中的每个测量点对应的邻域区域,设置迭代次数 m=0;

(3) 利用基于 K-d 树策略的网格四分搜索法,在每个测量点的邻域范围内计算对应点到离散模型点云中对应邻域内对应位置处的切平面之间的距离值;若满足阈值约束条件,可建立并确定与该测量点具有对应关系的模型点云位置,直至完成所有对应点的搜索,从而建立测量点云数据与模型点云数据之间的精确的对应关系;

(4) 根据配准点云之间误差最小化的公式,利用单位四元数法解算出旋转矩阵 R 和平移矢量 T;

(5) 利用 R 和 T 对测量点集合 P 进行变换 ,得到更新后的 P;

(6) 再次重复(3)、(4)计算测量点集合 P 到点集合 Q 之间的对应点对和 R 和 T;

(7) 最终的 R 和 T 满足精度要求(设置配准后对应点对间的坐标差阈值为收敛条件)，循环结束，匹配成功，否则进行 $m+1$ 次迭代。

2.2 相对导航滤波

2.2.1 相对导航参数更新计算

由于平台绝对导航系统可以输出其在惯性系中的位置和速度，若相对导航能够输出惯性系中的相对位置和速度，则目标在惯性系中的位置和速度也能够得到，因而也可以得到目标轨道系中的相对位置和速度。

惯性系中的相对动力学方程为：

$$\ddot{r}_{AB}^{i}=C_b^i f^b+\mu\left(\frac{r_B^i-r_{AB}^i}{\|r_B^i-r_{AB}^i\|}-\frac{r_B^i}{\|r_B^i\|^3}\right)$$

在时间区间 $[t_{k-1},t_k]$ 上，采用捷联惯导速度更新的数值积分方法，对上式进行积分，可以得到：

$$v_{AB}^i(t_k)=v_{AB}^i(t_{k-1})+C_b^i(t_{k-1})\Delta V_{sf}^b(t_k)+\Delta V_g^b(t_k)$$

$$\Delta V_{sf}^b(t_k)=\Delta V_T+\frac{1}{2}\Delta\theta_T\times\Delta V_T+\frac{1}{12}(\Delta\theta_{T-1}\times\Delta V_T+\Delta V_{T-1}\times\Delta\theta_T)$$

式中：v_{AB}^i 为惯性系中的相对速度；T 为更新周期；$\Delta\theta_T$ 和 ΔV_T 分别为当前更新周期陀螺输出的角增量和加速度计输出的速度增量；$\Delta\theta_{T-1}$ 和 ΔV_{T-1} 分别为前一更新周期陀螺输出的角增量和加速度计输出的速度增量。而由于相对位置变化较为缓和，因而位置更新计算采用简单的速度梯形积分进行，即：

$$v_{AB}^i(t_k)=r_{AB}^i(t_{k-1})+\frac{v_{AB}^i(t_k)+v_{AB}^i(t_{k-1})}{2}\cdot T$$

上述诸式即为惯性系中相对位置和速度递推计算的算式。

2.2.2 基于激光成像雷达的相对导航最优估计算法

相对导航的卡尔曼滤波器估计相对位置和速度误差，以及加速度计常值偏差。并且采用反馈校正，修正计算得到的相对位置和速度以及加速度输出的速度增量。相对导航卡尔曼滤波器的状态向量为：

$$X=\begin{bmatrix}\delta r_{AB}\\ \delta v_{AB}\\ \nabla_b\end{bmatrix}$$

并且卡尔曼滤波的系统状态方程为：

$$\dot{X}=FX+w$$

式中：w 为系统状态噪声；F 为系统状态矩阵，且 F 的具体形式可由相对位置和相对速度误差方程以及加速度计误差特性确定。

激光成像雷达能够输出相对位置矢量在平台本体系中的投影 $\tilde{r}_{AB}^b$，所以卡尔曼滤波的量测 z 为：

$$z=\hat{r}_{AB}^b-\tilde{r}_{AB}^b$$

式中：$\hat{r}_{AB}^b$ 为计算得到的相对位置矢量在平台本体系中的投影。

卡尔曼滤波的系统量测方程为：

$$z=HX+v$$

$$H=[C_b^i\quad 0_{3\times3}\quad 0_{3\times3}]$$

式中：v 为量测噪声；H 为量测矩阵。

采用标准卡尔曼滤波进行相对导航系统状态最优估计，即：

$$\hat{X}_{k/k-1}=\Phi_{k,k-1}\hat{X}_{k-1}$$

$$P_{k/k-1}=\Phi_{k,k-1}P_{k-1}\Phi_{k,k-1}^{\mathrm{T}}+Q_{k-1}$$

$$K_k=P_{k/k-1}+H_k^{\mathrm{T}}(H_kP_{k/k-1}H_k^{\mathrm{T}}+R_k)^{-1}$$

$$\hat{X}_k=\hat{X}_{k/k-1}+K_k(z_k-H_k\hat{X}_{k/k-1})$$

$$P_k=(I-K_kH_k)P_{k/k-1}(I-K_kH_k)^{\mathrm{T}}+K_kR_kK_k^{\mathrm{T}}$$

式中：Φ 为系统一步转移阵；Q 为离散系统的状态噪声协方差阵。

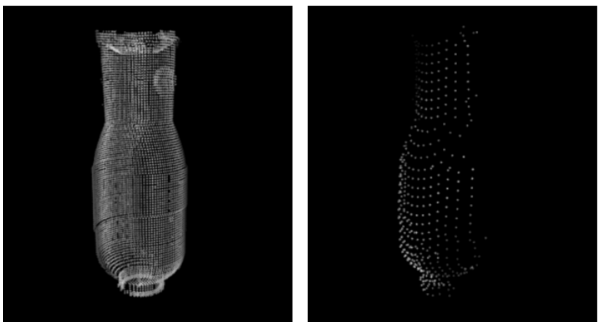
2.3 仿真与分析

2.3.1 仿真条件

平台与空间非合作目标距离为 10~300 m；激光成像雷达视场角为 30°×30°；激光成像雷达测量误差为 0.15 m。

2.3.2 仿真结果及结论

根据空间非合作目标模型对模型点云和激光成像雷达扫描点云进行了仿真[11]，图 11 给出了非合作



(a) 仿真模型数据 (b) 仿真扫描数据

(a) Simulation model (b) Simulation scanning data

图 11 空间非合作目标仿真点云

Fig.11 Simulation cloud data of non-cooperative target

目标的仿真结果。表 4 给出平台相对一空间非合作目标 10 组不同位姿情况下的真实值、测量值与测量误差，10 组相对位置矢量表示如图 12 所示，相对姿态角测量曲线如图 13 所示。由数据结果可以看出，相对位置测量误差≤5 cm，相对姿态测量误差≤0.5°，测量精度满足技术指标要求。

表 4 相对位姿测量误差

Tab.4 Error of relative position and pose

Parameters	X/m	Y/m	Z/m	θ/(°)	ϕ/(°)	ψ/(°)
True data	−127.161	−99.370 8	−27.983 5	0.672 4	4.139 5	−7.627 2
Measuring data	−127.125	−99.349 2	−27.963 6	0.284 3	4.041 3	−7.626 6
Error	−0.036	−0.021 6	−0.019 9	0.388 1	0.098 2	−0.000 6
True data	146.877 8	−81.276 1	−31.357 2	8.014 5	−33.763 2	−18.760 3
Measuring data	146.893 8	−81.260 9	−31.316 1	7.579 9	−33.932 5	−18.489 9
Error	−0.016	−0.015 2	−0.041 1	0.434 6	0.169 3	−0.270 4
True data	3.532 9	1.937 9	−130.176	−19.714 7	25.579 5	−7.892
Measuring data	3.561 8	1.972 8	−130.175	−20.142 8	25.478 5	−8.050 2
Error	−0.028 9	−0.034 9	−0.001	0.428 1	0.101	0.158 2
True data	110.421 2	−78.37	−46.726 2	28.489 6	0.569 8	42.352 9
Measuring data	110.465 1	−78.361 2	−46.732 7	28.165 2	0.802 7	42.375 3
Error	−0.043 9	−0.008 8	0.006 5	0.324 4	−0.232 9	−0.022 4
True data	84.120 9	−32.027 4	74.101 4	27.019 8	31.569 4	16.577 4
Measuring data	84.165 6	−32.017 3	74.093 1	26.557 8	31.637 8	16.363 6
Error	−0.044 7	−0.010 1	0.008 3	0.462	−0.068 4	0.213 8
True data	140.221 5	−49.040 8	−14.245 3	9.93 3	−43.643 8	−7.835
Measuring data	140.234 5	−49.020 8	−14.205 3	9.397 6	−43.742	−7.436 9
Error	−0.013	−0.02	−0.04	0.535 4	0.098 2	−0.398 1
True data	27.267 2	−55.173 6	−61.959 1	−42.21 2	−8.463 2	−16.814 4
Measuring data	27.276 7	−55.138 1	−61.932 8	−42.582 5	−8.622 1	−16.733 1
Error	−0.009 5	−0.035 5	−0.026 3	0.370 5	0.158 9	−0.081 3
True data	129.837 4	15.614 9	57.406 1	8.407 6	9.941 3	3.453
Measuring data	129.877 7	15.635 2	57.417 7	8.002 8	9.919 1	3.411 5
Error	−0.040 3	−0.020 3	−0.011 6	0.404 8	0.022 2	0.041 5
True data	−86.98 8	−71.182 1	−116.84	−8.533 8	−9.765 6	−5.431 6
Measuring data	−86.960 8	−71.153 9	−116.81 8	−8.930 1	−9.849 1	−5.337 9
Error	−0.027 2	−0.028 2	−0.022	0.396 3	0.083 5	−0.093 7
True data	−113.11	111.290 1	55.617 3	−7.044 9	6.178 1	−8.465 5
Measuring data	−113.077	111.317 2	55.631 9	−7.432 5	6.073 7	−8.480 5
Error	−0.033	−0.027 1	−0.014 6	0.387 6	0.104 4	0.015

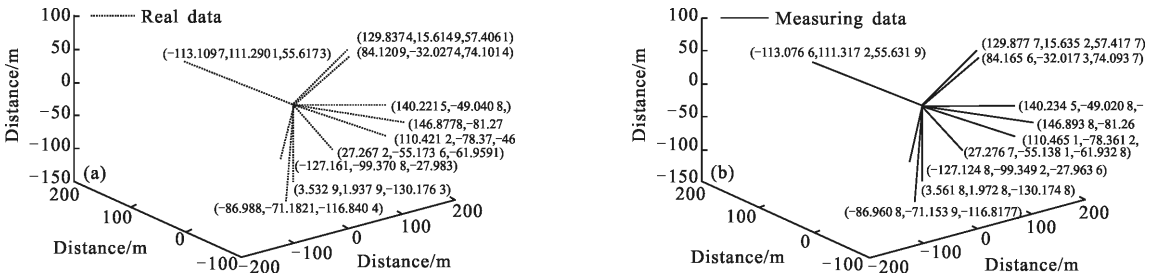


图 12 平台与空间非合作目标相对位置矢量比较

Fig.12 Relative position vector comparison between platform and non-cooperative target

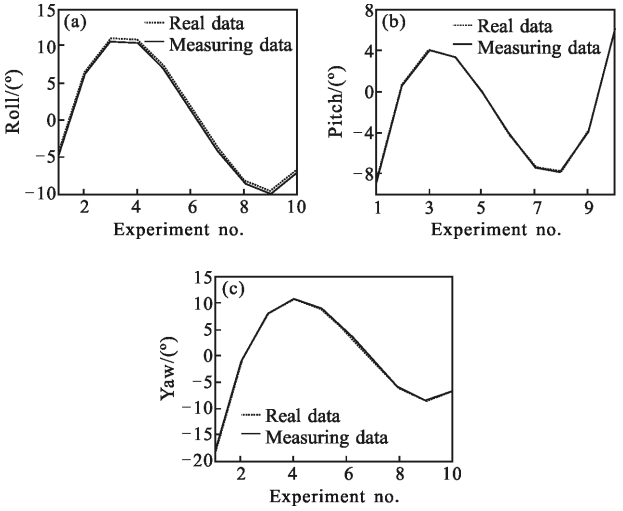


图 13 平台与空间非合作目标相对姿态测量曲线

Fig.13 Relative pose curve comparison between platform and non-cooperative target

3 结 论

由文中所述,美国、加拿大等国已充分利用激光成像雷达作为相对导航敏感器,并已成功在轨验证。国内除 CE-3 激光三维成像仪还未有其他在轨应用。但可以看出,激光成像雷达由于其自身特点,已在众多传感器中脱颖而出。通过文中介绍的激光成像雷达在轨应用现状, 应用激光成像雷达的相对导航关键技术及仿真与分析, 表明空间非合作目标应用激光成像雷达的相对导航技术具有受空间环境影响小、测量精度高的优势,可满足空间操控相对导航任务需求,期望推动国内在该领域的研究和发展,将该敏感器应用于更多的空间目标交会对接、在轨服务等任务。

参考文献:

[1] Zang Bo, Xing Mengdao, Tang Yu. Study on new system and new technologies of image lidar [J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2010, 39(5): 157-163. (in Chinese)

[2] Li Li, Ren Ximing. Analysis of RVD LIDAR key technologies [J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2008, 37 (1): 108-111. (in Chinese)

[3] Colin L Smithpeter, Robert O Nellums, Steve M Lebien, et al. LADAR measurements of the international space station [C]//Proceedings of SPIE, 2001, 4377: 65-72.

[4] Ulitsky A, Tripp J W, De Lafontaine J, et al. LAPS: The development of a scanning Lidar system with GNC for autonomous hazard avoidance and precision landing [C]// 2004, SPIE, 5418: 555421.

[5] Landing Sensor Advanced Component Technologies [R]. NASA Research Announcement (NRA) NNL08ZD2001N, 2012.

[6] Shu Rong, Xu Weiming, Huang Genghua. The lidar system applying to planet navigation and softland [C]//The Twelfth Academic Annual Conference of Committee of Deep Space Exploration Technology of Chinese Society of Astronautics, 2010: 510-513.

[7] Ruel S, Luu T. STS l128 on orbit demonstration of the TriDAR targetless rendezvous and docking sensor [C]//IEEE Aerospace Conference, 2010: 17902.

[8] Joseph M, John V, Matt S, et al. Pose measurement performance of the argon relative navigation sensor suite in simulated flight conditions [R]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012: 1-25.

[9] Guo Yulan, Wan Jianwei, Lu Min, et al. Three dimensional orientation estimation for ladar target [J]. ***Optics and Precision Engineering***, 2012, 20: 843-850.

[10] Yan Jie, Ruan Youtian, Xue Peiyao. Active and passive optical image fusion technology[J]. ***Chinese Optics***, 2015, 8: 378-384.

[11] Yu Dejun, Gong Junbin, Ma Jie, et al. Study for the techniques of lidar imaging simulation [J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2006, 35(1): 160-166.