

## 基于激光雷达的航天器相对位姿测量技术

刘 玉, 陈 凤, 王 盈, 黄建明, 魏祥泉

(上海宇航系统工程研究所, 上海 201108)

**摘 要:** 基于激光雷达的航天器相对位姿测量技术已成为故障航天器在轨捕获与维修、空间垃圾清除等空间操控活动开展必不可少的关键技术之一。针对这一技术, 阐述了国内外研究现状; 然后, 描述了相对位姿测量技术原理, 并重点介绍了点云配准方法; 最后, 进行了航天器模拟器的相对位姿测量精度仿真验证。结果表明: 基于激光雷达的航天器相对位姿测量技术方法合理可行, 测量精度高, 可满足近距离操控中相对导航任务需求, 对国内后续开展工程应具有较大参考价值。

**关键词:** 激光雷达; 相对位姿测量; 点云配准

中图分类号: V448.22 文献标志码: A DOI: 10.3788/IRLA201645.0817003

## Measurement of relative position and pose between two spacecrafts based on laser lidar

Liu Yu, Chen Feng, Wang Ying, Huang Jianming, Wei Xiangquan

(Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai 201108, China)

**Abstract:** The technology of the measurement of relative position and pose between two spacecrafts based on laser lidar is one of the key technologies in many space applications, such as on-orbit servicing to satellites of losing control, debris removal, etc. Firstly, the current research at home and abroad was described. Secondly, the measurement technology principle of relative position and pose was introduced and the point cloud registration method was highlighted. Finally, the simulation experiment of the spacecraft simulator was given. The result shows that measurement of relative position and pose between two spacecrafts based on laser lidar method is reasonable and feasible and it has high accuracy. It meets the relative navigation mission requirements and provides a greater reference for the implementation of engineering applications.

**Key words:** laser lidar; measurement of relative position and pose; point cloud registration

收稿日期: 2015-12-05; 修订日期: 2016-01-03

作者简介: 刘玉(1985-), 女, 工程师, 硕士, 主要从事合作/非合作目标相对位姿测量技术方面的研究。Email: liuyu\_pq@163.com

## 0 引言

传统基于二维成像传感器的测量系统由于作用距离短、受光照条件影响大等问题制约了空间操控平台灵活性,而激光雷达具有工作距离长、工作频率高、波长短、波束窄,距离、速度和角度测量精度高,受光照条件影响小等优势,且能直接获取高精度、高细节表征的三维点云信息,因此,基于激光雷达的航天器相对位姿测量技术逐步成为众多国家研究热点<sup>[1]</sup>。

随着空间技术不断发展,各类航天器构造越来越复杂,造价越来越昂贵。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,美国航空航天局、欧洲空间局等部门相继开展了针对基于激光雷达载荷的航天器(未安装合作标志器)操控任务,以验证航天器间对接、停靠与捕获技术,为开展燃料注入、在轨维修和轨道修正等任务提供技术论证与工程经验<sup>[2]</sup>。

文中研究了国内外基于激光雷达的航天器相对位姿测量系统,给出了一种航天器相对位姿测量算法,并基于航天器模拟器开展仿真验证。结果表明,文中提出的方法合理可行,具有位姿测量精度高的优势,可应用于近距离空间操控相对导航。

## 1 国内外研究现状

### 1.1 国外研究现状

由于国外激光雷达探测器芯片发展比较迅速,因此,基于激光雷达的测量系统发展相对较快。目前,已有加拿大、美国等已开发了基于激光雷达的航天器相对位姿测量系统,并已成功通过在轨验证。

#### 1.1.1 加拿大 NEPTEC 公司 TriDAR 视觉系统

2006 年,加拿大 NEPTEC 公司开发了用于非合作目标自主交会对接导航的 TriDAR(Triangulation Laser Radar)视觉系统<sup>[3-5]</sup>。TriDAR 由基于三角测量法的激光相机系统和扫描式激光雷达组成,具体测量原理如图 1 所示。激光相机系统为在轨吊臂探测系统(Orbiter Boom Sensor System, OBSS)中的 LCS 系统。

TriDAR 系统在近场交会对接相对导航过程中,使用扫描式的脉冲激光雷达,在近距离对操控机构高精度控制中,由于脉冲激光测距易致探测器饱和且存在盲区,因此,采用基于连续波激光的 LCS 系

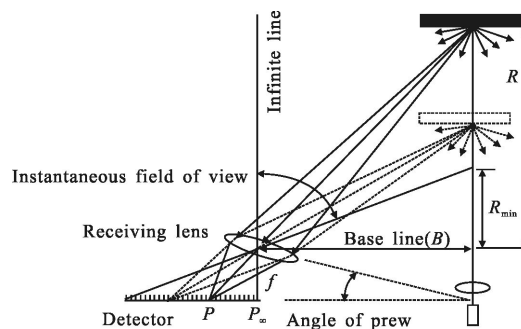


图 1 TriDAR 系统组成与测量原理

Fig.1 Composition and measurement principle of TriDAR system

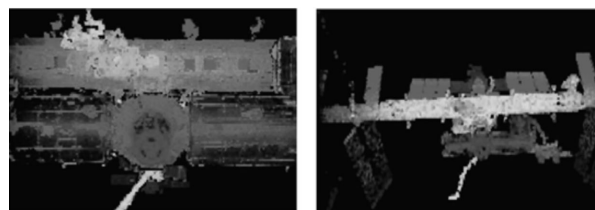
统实现。相对位置姿态测量的基本思想是利用 ICP 算法将可视部位三维点云数据与目标航天器已知形状信息进行配准得到最优的位置和姿态。表 1 为通过查阅文献总结的 TirDAR 系统测量精度指标<sup>[6]</sup>。从表格数据可看出,在较远距离时,目标在视场内的区域较大,因此,姿态角配准精度高,而由于激光雷达测距精度差,位置配准精度位置精度相比近距离要低一些。

表 1 TirDAR 系统测量指标

Tab.1 Measuring index of TirDAR system

| System       | Distance/m | Frequency /Hz | Position accuracy/m | Pose accuracy/(°) |
|--------------|------------|---------------|---------------------|-------------------|
| Pulsed LiDAR | $\leq 100$ | 2             | $\leq 0.12$         | $\leq 0.36$       |
| LCS          | $\geq 0.5$ | 2             | $\leq 0.01$         | $\leq 1.0$        |

到 2012 年为止, TriDAR 视觉系统已成功用于执行哈勃机器人离轨模块任务,与此同时, TriDAR 已成功在 STS-128、131、135 等三次“发现号”航天飞机任务中验证了其价值<sup>[4]</sup>,同时在美国的“天鹅座”飞船中也成功应用了 TriDAR 系统,完成了与国际空间站的交会对接。图 2 所示为 TriDAR 系统搭载



(a) 近距离 (a) Close distance  
(b) 较远距离 (b) Remote distance

图 2 TriDAR 系统在 STS-128 搭载任务中得到的扫描点云数据  
Fig.2 Cloud data from TriDAR system in the STS-128 mission carrying

STS128 任务中激光雷达在不同作用距离下扫描得到的国际空间站伪彩色点云数据。

### 1.1.2 FRENDE 项目中的视觉系统

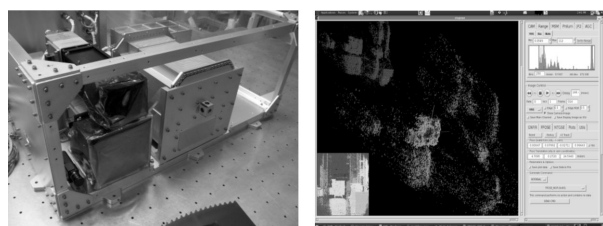
FRENDE (Front-End Robotics Enabling Near-Term Demonstration) 是一种模块化航天器, 主要用于空间目标的近距离操控, 其相对位置姿态测量系统主要由闪光激光雷达和双目可见光相机组成<sup>[7]</sup>。

FRENDE 视觉系统早期设计中采用 TirDAR 系统, 为减少扫描机构对操控终端的影响, 采用无扫描的闪光激光雷达代替, 主要用于较远距离下的相对导航, 位姿测量主要采用 ICP 算法实现, 近距离则采用双目视觉实现。

### 1.1.3 Argon 视觉系统

2010 年, 美国为实现非合作航天器在轨燃料加注、在轨维修等服务, 戈达德空间飞行中心(GSFC)卫星服务能力研究办公室(SSCO)开发了 Argon 视觉系统<sup>[8-9]</sup>, 主要由两个高分辨率可见光相机、一个 3D Flash LIDAR 和星载计算机以及相应的电器设备组成。

Argon 采用 GSFC 开发的 GNFR (Goddard natural feature image recognition) 算法对二维可见光相机采集的图像进行位姿解算; 利用 Fpose (Flash pose) 算法(ICP 算法)实时处理 3D Flash LIDAR 数据输出相对位姿估计结果, 因此 Argon 实现了 3D Flash LIDAR 和高分辨率可见光相机两种传感器的融合, 能够最大限度地发挥两种传感器的优势, 图 3 所示为 Argon 系统相机与雷达布局以及 Fpose 运行界面, 由于 3D Flash LIDAR 分辨率较低, 因此, 相对位姿测量精度要低于基于扫描式的激光雷达。



(a) 雷达与相机布局

(b) Fpose 运行界面

(a) Layout of laser lidar and camera

(b) Interface of Fpose

图 3 Argon 系统

Fig.3 Argon System

## 1.2 国内研究现状

由于国外对国内禁售大面阵的探测器芯片, 因此, 国内激光雷达载荷发展受到了一定程度的影响,

但国内目前仍有很多高校和科研院所等相继投入力量开展了激光雷达载荷研制工作, 典型的有中国航天科技集团公司第八研究院第八〇二研究所、哈尔滨工业大学、中国科学院半导体研究所、中国科学院上海技术物理研究所等。针对基于激光雷达非合作目标的相对位姿测量技术研究目前主要处于理论研究状态, 尚未实现对该项技术在轨验证。

## 2 相对位姿测量原理

国内外研究现状表明基于激光雷达的航天器相对位姿测量技术主要应用于近距离空间操控中, 激光雷达既可采用扫描式也可采用无扫描式, 相对位姿解算主要通过 ICP 算法实现可视部位点云与已知的点云模型数据配准得到。

### 2.1 算法流程

为实现相对位姿解算, 首先, 需要将航天器的已知构型转化为点云模型, 这里已知构型一般通过在轨绕飞扫描获取或地面提供, 通过网格划分技术实现构型离散化, 得到点云模型数据; 然后对激光雷达获取的点云数据进行预处理, 去掉冗余点和噪声点; 接着, 再进行点云数据配准获取最优的相对位置姿态信息, 具体的算法流程如图 4 所示, 这里需要明确两个坐标系, 激光雷达坐标系和航天器本体坐标系, 相对位置描述的是激光雷达坐标系原点在航天器本体坐标系中的位置, 相对姿态描述的是激光雷达坐标系相对航天器本体坐标系的旋转关系。

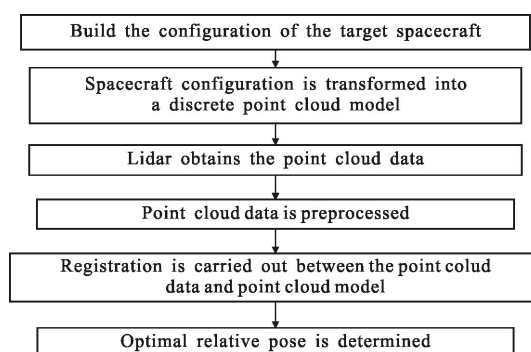


图 4 主要测量流程

Fig.4 Main flow of measurement

### 2.2 点云配准

主流的 ICP 算法<sup>[10]</sup>是实现点云配准的核心算法, 该算法在配准之前需要给定位置姿态初值, 因

此,还需要通过粗配准技术得到位置姿态初始值。航天器一般具有较为明显的几何特征,因此,通常采用主曲率方法实现粗配准<sup>[11]</sup>。

2.2.1 点云粗配准

设由激光成像雷达获取的点云数据为  $S_1=\{p_i^1 | p_i^1 \in R^3, i=1, 2, \dots, N_1\}$ , 由已知构型得到的离散模型点云数据为  $S_2=\{p_i^2 | p_i^2 \in R^3, i=1, 2, \dots, N_2\}$ , 首先分别计算两组点云中每个点处的法向量  $h$ 、主曲率  $k_1, k_2$  以及相应的主方向向量  $u, v$ , 并选取法向量的方向使得所有法向量均指向点云曲面的同一侧, 同时选取主方向向量  $u, v$  的方向使得  $u, v, h$  构成右手坐标系。

根据点的邻域曲率相似性度量, 如公式(1)所示约束可得到一组一一对应的初始匹配点对数组。

$$\begin{cases} Z_{\text{nccl}}(p_i^1, p_j^2) = \frac{\sum_k (k_1(p_k^1) - \bar{k}_1^1)(k_1(p_k^2) - \bar{k}_1^2)}{\sqrt{\sum_k (k_1(p_k^1) - \bar{k}_1^1)^2 \sum_k (k_1(p_k^2) - \bar{k}_1^2)^2}} \\ Z_{\text{nccl}}(p_i^1, p_j^2) = \frac{\sum_k (k_2(p_k^1) - \bar{k}_2^1)(k_2(p_k^2) - \bar{k}_2^2)}{\sqrt{\sum_k (k_2(p_k^1) - \bar{k}_2^1)^2 \sum_k (k_2(p_k^2) - \bar{k}_2^2)^2}} \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $\sum_k$  表示在  $p_i^1, p_j^2$  的给定邻域内求和,  $\bar{k}_1^1, \bar{k}_2^1, \bar{k}_1^2, \bar{k}_2^2$  分别表示  $p_i^1, p_j^2$  邻域内最大曲率和最小曲率的均值。

然后根据刚体变换距离不变性最终确定初始匹配点对。设经过筛选后最终匹配点对数组为:  $\text{MatchPts}=\{(q_i^1, q_i^2) | q_i^1 \in S_1, q_i^2 \in S_2, i=1, 2, \dots, N(\text{MatchPts})\}$ ,  $N(\text{MatchPts})$  表示数组  $\text{MatchPts}$  中元素个数。对任意  $(q_i^1, q_i^2) \in \text{MatchPts}$ , 设  $q_i^1, q_i^2$  的法向量和主方向分别为  $h_i^1, u_i^1, v_i^1$  和  $h_i^2, u_i^2, v_i^2$ , 且具有如下形式:

$$\begin{aligned} h_i^j &= (hx_i^j, hy_i^j, hz_i^j) \\ u_i^j &= (ux_i^j, uy_i^j, uz_i^j) \\ i &= 1, \dots, N, j=1, 2 \\ v_i^j &= (vx_i^j, vy_i^j, vz_i^j) \end{aligned} \quad (2)$$

定义矩阵

$$R_i^j = \begin{pmatrix} hx_i^j & hy_i^j & hz_i^j \\ ux_i^j & uy_i^j & uz_i^j \\ vx_i^j & vy_i^j & vz_i^j \end{pmatrix} \quad i=1, \dots, N, j=1, 2 \quad (3)$$

对应点对  $(q_i^1, q_i^2)$  确定的旋转矩阵为  $R_i=(R_i^2)^T R_i^1$ , 平移向量为  $T_i=q_i^2-R_i q_i^1$ , 定义集合  $\text{Trans}=\{(R_i, T_i) | i=1, \dots, N\}$ , 取  $(R, T) \in \text{Trans}$ , 使得满足  $|q_i^2 - (Rq_i^1 + T)|^2 < d$  的匹配点对数目最多。将  $(R, T)$  作为初始配准参数, 为精确配准提供输入。

2.2.2 点云精配准

根据 ICP 方法的核心思想, 设计了一种基于网格四分搜索法的改进 ICP 精配准算法, 它将粗配准结果作为旋转矩阵和平移矢量的初值, 通过反复地循环迭代计算, 使得上述两组点云数据之间的坐标转换误差逼近于最小值。

假定测量点云集合为  $p=\{p_i, (i=1, 2, \dots, n)\}$ , 对应的已知构型的离散点云集合为  $p'=\{p_i', (i=1, 2, \dots, n)\}$ , 现将两组点云中的所有对应点之间的配准误差  $e$  视为精配准阶段的目标函数, 需要通过反复地迭代运算使得该目标函数呈现最小化, 即

$$\begin{aligned} \min(e(R, T)) &= \min\left\{ \sum_{i=1}^n e_i(R, T) \right\} = \\ &= \min\left\{ \sum_{i=1}^n |(R^* p_i + T) - p_i'| \right\} \end{aligned} \quad (4)$$

图 5 所示为 ICP 算法的主要流程图。针对传统 ICP 算法搜寻对应点对速度慢的缺陷, 利用 KDTree 搜索树结构进行弥补, 在配准后的点云基础上采用四元数法计算变换参数  $R$  和  $T$ , 实现精配准<sup>[10]</sup>。

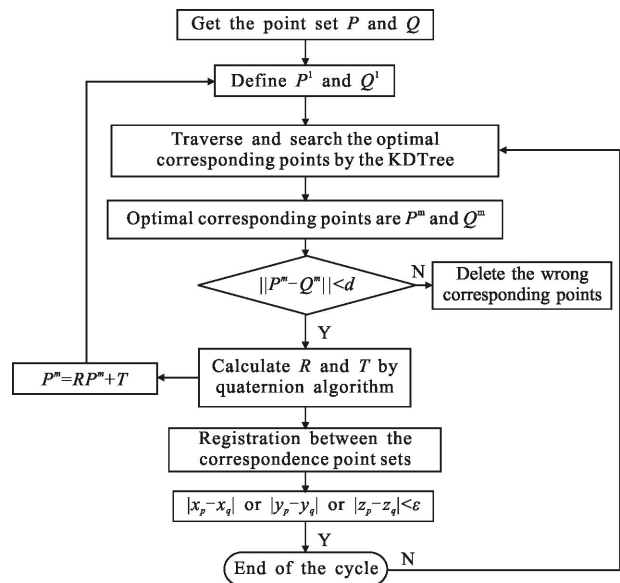


图5 ICP 算法流程

Fig.5 Flow of ICP algorithm

### 3 仿真与分析

文中算法结果均在 CPU 为 Intel (R)Core(TM)2 Duo CPU, 2.99 GHz, 内存为 1.98 GB 的 PC 机上运行所得。操作系统为 Windows XP, 开发环境为 VS2010。

#### 3.1 点云数据仿真

文中以已知构型的航天器模拟器为仿真对象进行验证。首先利用 UG 软件对已知构型的航天器模拟器进行网格划分得到精密的点云模型数据 (点间隔为 5 mm, 共划分得到 344 576 点), 见图 6, 图 6(b) 中, 模拟器坐标系原点定义在模拟器底板中心位置上, 沿模拟器垂直向上方向为 Y 轴, 模拟器左侧断面法线方向为 Z 轴, X 轴符合右手定则。

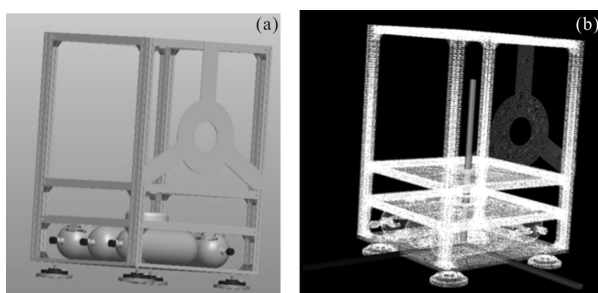


图 6 航天器模拟器构型与点云模型

Fig.6 Spacecraft simulator configuration and point cloud model

然后, 根据成像仿真原理模拟德国 MESA 公司的 SR4000 激光雷达成像获取可视部位点云数据, 具体步骤如下: (1) 建立目标坐标系, 对模型网格划分得到精密点云; (2) 将激光雷达放置在某一视点位置, 并建立激光雷达坐标系, 视线方向为  $x$ , 垂直向下为  $z$ ,  $y$  轴符合右手定则, 观测整个模型点云, 将目标坐标系下点云数据经过  $R$  和  $T$  变换转化到激光雷达坐标系下; (3) 根据作用距离  $T$ , 确定可视区域范围, 去除不在视场范围内的点。假定已确定水平观测区域  $w$  和垂直观测区域  $h$ , 那么依据  $-\frac{1}{2}w \leq y \leq \frac{1}{2}w$ ,  $-\frac{1}{2}h \leq z \leq \frac{1}{2}h$  即可将符合条件的点云保留, 去掉其它不在区域内的点云; (4) 将可视区域内的点按照公式 (5)、(6) 进行反投影到深度图像中, 在同一像素点位置处, 保留距离激光雷达最近的点作为可视部位成像点。

$$\begin{bmatrix} X_c \\ Y_c \\ Z_c \end{bmatrix} = R \begin{bmatrix} X_w \\ Y_w \\ Z_w \end{bmatrix} + T \quad (5)$$

$$u = \frac{X_c}{Z_c} * F_x + C_x$$

$$v = \frac{Y_c}{Z_c} * F_y + C_y \quad (6)$$

表 2 所示为 SR4000 激光雷达的仿真参数, 图 7 所示分别为作用距离 6.5 m 处模拟激光雷达得到的可视部位点云数据。

表 2 SR4000 仿真参数

Tab.2 Parameters of SR4000

| Simulation parameters | Value     |
|-----------------------|-----------|
| Detection range/m     | 1-10      |
| Imaging resolution    | 176×144   |
| FOV/(°)               | 43.6×34.6 |
| Range accuracy/mm     | 15        |



图 7 6.5 m 处可视部位成像点云

Fig.7 Point cloud simulation at the distance of 6.5 m

#### 3.2 仿真精度分析

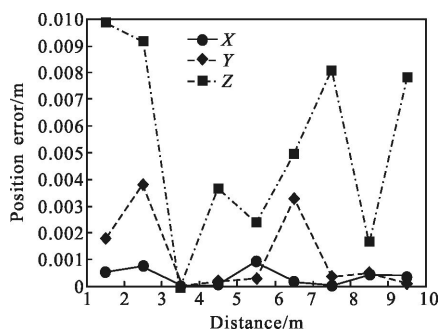
图 8 所示分别为作用距离 3.5 m 处激光雷达获取的可视部位点云配准效果, 其中, 灰色为目标模型点云, 深灰色部分为配准后的可视部位点云, 从两者的吻合程度可直观反映算法的配准精度。



图 8 作用距离 3.5 m 处点云配准效果

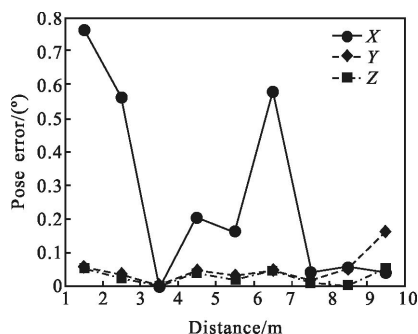
Fig.8 Point cloud registration at the distance of 3.5 m

图 9 所示为针对不同作用距离下得到的相对位姿测量误差曲线。从误差曲线中可知,在 10~1 m 之间,视线方向的位置误差较大,其他方向的位置误差很小,基本都在 5 mm 以内,总体相对位置测量精度优于 1 cm,俯仰方向的姿态角误差较大,偏航角与滚动角误差相对较小,在 0.2° 以内,总体相对姿态测量精度优于 0.8°,与加拿大 LCS 系统位置姿态测量精度指标是相当的,因此,仿真结果验证了文中提出方法的有效性,可满足近距离航天器相对导航任务需求。



(a) 相对位置误差曲线

(a) Relative position error curve



(b) 相对姿态误差曲线

(b) Relative pose error curve

图 9 误差曲线

Fig.9 Error curve

## 4 结 论

文中主要开展了基于激光成像雷达的非合作目标相对位姿测量技术研究。首先,阐述了国内外技术研究现状;然后,在国内外相关研究基础上给出了基于激光雷达的航天器相对位姿测量技术流程与点云配准算法;最后,以航天器模拟器为例进行相对位姿测量精度仿真验证。仿真结果表明,文中提出的基于

激光雷达的航天器相对位姿测量方法测量精度高,相对位置精度优于 1 cm,相对姿态精度优于 0.8°,可满足近距离相对导航任务需求,此外,通过改变激光雷达设计参数,文中方法进一步应用至百米距离,为较远距离航天器相对导航奠定技术基础。

## 参考文献:

- [1] Li Li, Ren Ximing. Analysis of RVD LIDAR key technologies [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2008, 37: 108-111. (in Chinese)
- [2] Liang Bin, Du Xiaodong, Li Cheng, et al. Advances in space robot on-orbit servicing for non-cooperative spacecraft [J]. *Robot*, 2012, 34(2): 243-256.
- [3] English C, Okouneva G, Sainteyr P, et al. Real-time dynamic pose estimation systems in space: lessons learned for system design and performance evaluation [J]. *International J Intelligent Control and Systems*, 2011, 16(2): 79-96.
- [4] Ruel S, Luu T. Space Shuttle testing of the TriDAR 3D rendezvous and docking sensor [J]. *J Field Robotics*, 2012, 29(4): 535-553.
- [5] Ruel S, Luu T. STS 128 on orbit demonstration of the TriDAR targetless rendezvous and docking sensor [C]//IEEE Aerospace Conference, 2010.
- [6] He Gangtao, Du Xiaoping. Advances in optical measurement of position and pose for space non-cooperative target [J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2013, 50: 080028-1-9.
- [7] Du Xiaoping, Zhao Shiyue, Song Yishuo. Comparative studies on the relative-pose measurements in foreign space operations for targets [J]. *Journal of Academy of Equipment*, 2013, 24(5): 58-62.
- [8] Joseph M, John V, Matt S, et al. Pose measurement performance of the argon relative navigation sensor suite in simulated flight conditions [R]. US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012: 1-25.
- [9] Naasz B J, Ecpocl J V, Queen S Z. Flight results from the HST SM4 relative navigation sensor system [C]//33rd AAS Guidance and Control Conference, 2010: 723-744.
- [10] Cheng Xiaojun, Jia Dongfeng, Cheng Xiaolong. The Theory and Technology of Mass Point Cloud Data Processing [M]. Shanghai: Tongji University Press, 2014. (in Chinese)
- [11] Xue Yaohong, Zhao Jianping, Jiang Zhengang, et al. Point Cloud Data Registration and Surface Subdivision [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2011. (in Chinese)