DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.201609087

非合作目标在轨服务最终接近段视觉导航算法

吴云华,江 春,华 冰,陈志明,郁 丰

(南京航空航天大学 航天学院,南京 210016)

摘 要:为解决在轨服务最终接近段传统单目视觉相对导航方法受相机视场限制以及非合作航天器无法设置人工靶标的问题,提出了以非合作航天器太阳帆板三角形支架的部分结构为测量目标的视觉相对导航算法.首先,设计了"自拍杆"相机安装结构和相机实时标定方案,给出了视觉相机安装角的计算方法;然后,基于逆投影原理构建满足三角形支架实际空间几何构型约束的优化模型,采用蚁群搜索算法求解特征点的景深,并应用绝对定位方法估计航天器之间的相对位置和姿态;最后,以非合作航天器在轨服务最终2m~0m的接近段为背景进行数学仿真,在相对距离小于1m时,航天器之间的相对位置和相对姿态确定精度分别优于3mm和0.2°,验证了算法的有效性和可行性.数学仿真结果表明:该相对导航方案可行,导航算法具有较高的精度,且相对导航的精度随着航天器之间的相对距离的逐渐减少而逐渐提高;同时,该算法对投影点测量误差具有较好的鲁棒性,在投影点测量误差较大时仍具有较高的精度.

关键词:非合作航天器;在轨服务;单目视觉;位姿估计;蚁群搜索

中图分类号: V448.22 文献标志码: A 文章编号: 0367-6234(2017)10-0031-07

A vision navigation algorithm for on-orbit servicing final stage approaching of non-cooperative target

WU Yunhua, JIANG Chun, HUA Bing, CHEN Zhiming, YU Feng

(School of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: At the on-orbit servicing final approach stage, the traditional monocular vision navigation method is limited by the camera field of view, and artificial feature markers cannot be placed on the non-cooperative target. To overcome the drawbacks, a vision navigation algorithm based on part of the solar array triangle support of non-cooperative spacecraft is proposed. Firstly, a "selfie stick" camera installation structure and a real-time camera calibration scheme are designed, and then the method of calculating the camera installation angle is provided. Next, the optimization model satisfying the real geometry structure of the triangle support is built based on the adverse projection theory. Then, the ant colony search algorithm is applied to solve the depth and the absolute position method is applied to calculate the relative attitude and position. Finally, the mathematical simulation in the background of on-orbit servicing final 2 m ~ 0 m approaching of non-cooperative spacecraft is carried out. The simulation results show that the relative attitude and position determination accuracy are better than 0.2° and 3 mm when the relative distance is less than 1 m, and it proves that this algorithm is effective and feasible. The simulation results have proven the feasibility of the relative navigation scheme, and indicate that the proposed algorithm has high accuracy, which increases with decreasing relative distance between the servicing and the target spacecraft. Furthermore, the algorithm has good robustness to the measurement errors of projection points, and keeps the accuracy for relative large measurement errors.

Keywords: non-cooperative spacecraft; on-orbit servicing; monocular vision; pose estimation; ant colony search

近十几年航天任务蓬勃发展,各类轨道上运行 着上千颗人造卫星.在过去十年内的各类航天任务 里,约有 10%的航天器未能正常入轨或在轨失效.地 球同步轨道的轨道资源有限,即能够容纳的同步轨 道卫星数量有限,因此轨道价值极高.由于在轨器件

- 基金项目:国家自然科学基金(61403197);
- 江苏省自然科学基金(BK20140830)
- 作者简介: 吴云华(1981—), 男, 副教授, 硕士生导师
- 通信作者: 吴云华, yunhuawu@ nuaa.edu.cn

失效、燃料消耗殆尽或者卫星寿命到期,一部分地球 同步轨道卫星已经不能提供相应的服务,但仍然占 据着宝贵的轨道位置.因此,对此类失效(非合作)卫 星进行在轨服务,例如燃料加注、部件升级或者抓捕 离轨等具有重要的意义^[1],多个国家已开展或正在 计划开展航天器空间在轨服务任务^[2].

服务航天器逼近目标航天器的整个阶段通常可 分为自由滑行段、霍曼转移阶段、径向脉冲逼近阶 段、直线逼近阶段^[3].针对前3个阶段的相对导航问 题已经有了深入研究,并取得了大量成果^[4].本文针

收稿日期: 2016-09-23

对在轨服务最后直线逼近段的视觉相对状态测量问题进行研究,现有的视觉导航方法主要针对合作航天器,即在目标航天器上安装有专用于视觉导航的特征靶标^[3,5].对于没有安装用于视觉测量特征靶标的目标航天器,只能采用目标航天器的自然结构特征作为测量目标.曹彩秀^[6]以整个太阳能帆板三角形支架为测量目标,基于滑动窗口 Hough 变化提出了自主识别算法,将其转换为共面四点透视(P4P)问题,但该算法受测量误差的影响较大.苗锡奎等^[7]提出了以整个太阳能帆板为测量目标的视觉导航方法,但并没有考虑相机视场的限制.张鑫等^[8]提出了基于 SoftPOSIT 的相对位姿估计方法,其在特征点匹配过程中解算位姿,但在近距离阶段难以保证提取到算法所需的特征点数目.

综上所述,本文考虑非合作航天器最终接近段 视觉测量方案受视觉相机视场和焦距的限制,提出 了一种新的测量方案和相对位姿估计算法.

1 测量方案

如图1所示,视觉相机与服务航天器以"自拍 杆"的安装结构连接,服务航天器的一部分结构在 视觉相机的视场范围内.该安装结构可以有效增加 相机到目标航天器的距离,即使在服务航天器完成 目标航天器抓捕动作时,仍能保证相机距目标有 2 m左右的观测距离.此外,由于在发射过程中服务 航天器结构的变化以及相机结构的展开误差,需要 对视觉测量相机的外部和内部参数进行在轨标定. 该部分是视觉导航的前提.在服务航天器的表面贴 有同心圆环,如图1中服务航天器表面的红色同心 圆环,并保证同心圆环在视觉相机的视场范围内.由 于同心圆环的尺寸和相对位置已知,并且具有较高 的精度,可以用来完成视觉相机的标定工作^[9],获 取视觉相机的外部和内部参数,从而提高接近阶段 视觉测量精度.本文的重点不在视觉相机标定,故不 进行进一步的介绍.

在非合作航天器交会对接的最终接近段,由于距离较短,受视觉相机视场的约束,无法测量到整个目标航天器或者整个太阳帆板.针对这一特殊问题,本文以太阳帆板三角形支架的部分结构为测量目标;利用"自拍杆"安装结构增加视觉相机与目标航天器之间的相对距离,从而达到增大视场的作用并实现相机的有效对焦;调整视觉相机到合适的安装角度使得测量目标和同心圆环同时处于视场范围内.视觉相机的安装角为相机坐标系与服务航天器体坐标系之间的欧拉角,它决定着这两个坐标系之间的相对旋转矩阵 *R*_w,并定义其相对位移矢量为*T*_w.



图 1 视觉测量方案 Fig.1 Vision measurement scheme

定义某一测量目标在服务航天器体坐标系中的 坐标为 $P_{s,n} = [x_{s,n}, y_{s,n}, z_{s,n}]^T$,那么其在相机坐标系 中的坐标为 $P_{c,n} = [x_{c,n}, y_{c,n}, z_{c,n}]^T = R_{sc}P_{s,n} + T_{sc}$.定义 相机视场为s,工作距离为l,满足

$$s = \frac{\lambda(l-f)}{f},\tag{1}$$

式中:f、λ 分别为焦距和敏感元件尺寸比例因子.若 某一测量目标在视觉相机的视场内,则满足

$$\frac{\lambda(z_{\mathrm{c},n}-f)}{f} \ge \sqrt{x_{\mathrm{c},n}^2 + y_{\mathrm{c},n}^2}.$$

相机安装角的确定与航天器构型、尺寸大小、抓 捕位置、相机视场角、"自拍杆"长度等因素有关,由 于不是本文的研究重点故没有进行详细的分析和计 算.通常视觉相机安装角度的选取准则如下:

1)相机视场需要覆盖同心圆环标定靶标和测 量目标两个部分,在保证同心圆环被完全观测的前 提下使更多的视场用来观测目标.

2)由式(1)可知,相机视场随着工作距离增大 而增大,考虑最终接近段航天器间相对运动变化范 围不大,通常保证服务航天器完成抓捕时测量目标 能被观测即可.

2 问题描述

2.1 坐标系定义

定义3个坐标系:目标体坐标系、图像平面坐标 系和相机坐标系.目标体坐标系 $O_t - X_t Y_t Z_t$:其与目 标航天器固连,原点位于目标航天器质心,3个坐标 轴分别与目标航天器的惯量主轴平行,特征在其坐 标中的定义为 $P_{t,n} = [x_{t,n}, y_{t,n}, z_{t,n}]^T$;图像平面坐标 系 $O_i - X_i Y_i$:其原点位于相机主轴与成像平面的交 点, X_i 轴平行于图像的横向, Y_i 轴平行于图像的纵 向,特征在其坐标中的定义为 $P_{i,n} = [x_{i,n}, y_{i,n}]^{T}$;相机 坐标系 $O_e - X_e Y_e Z_e$:其原点在相机中心, Z_e 轴垂直于 成像平面, $X_e X_e$ 轴分别平行于 X_i 和 Y_i 轴,特征在 其坐标中的定义为 $P_{e,n} = [x_{e,n}, y_{e,n}, z_{e,n}]^{T}$.

2.2 成像模型

如图 2 所示,测量目标是太阳帆板三角形支架 的部分结构,其为线特征,而一条线段可以用两个点 来描述:线段的长度为两点之间的距离,线段方向为 一个点指向另一个点.基于针孔成像模型,利用线段 间的交点或线段端点来建立模型:

$$\boldsymbol{P}_{\mathrm{c},n} = \boldsymbol{R} \, \boldsymbol{P}_{\mathrm{t},n} + \boldsymbol{T}, \qquad (2)$$

$$x_{i,n} = f \frac{x_{c,n}}{z_{c,n}} + \delta_x, \qquad (3)$$

$$y_{i,n} = f \frac{y_{c,n}}{z_{c,n}} + \delta_y.$$
(4)

式中:R、T分别为目标体坐标系相对相机坐标系的 旋转矩阵和位移矢量; δ_x 、 δ_y 分别为横向测量误差和 纵向测量误差.注意:在实际应用中,一般已知相机 坐标系与服务航天器体坐标系之间的转换关系,便 可以得到目标航天器与服务航天器之间的相对位 姿.为了简化推导过程,后面都以R和T作为两个航 天器之间的相对位姿.



图 2 坐标系关系和成像模型

Fig.2 Coordinate relation and imaging model

3 相对位姿估计算法

3.1 逆投影原理

当没有测量误差时,特征点**P**_{e,n}应该位于从相 机中心 O_e 指向图像平面对应投影点**P**_{i,n}的射线上, 由于射线 O_e **P**_{i,n}的方向与特征点**P**_{e,n}向图像平面投 影的方向相反,因此射线 O_e **P**_{i,n}称为逆投影线,该原 理为逆投影原理^[10].射线 O_e **P**_{i,n}的方向矢量为

$$\boldsymbol{\nu}_{n} = \left[\frac{x_{i,n}}{f}, \frac{y_{i,n}}{f}, 1\right]^{\mathrm{T}}.$$
 (5)

定义景深 d_n ,则可得 $P_{c,n} = d_n \cdot v_n$ 和 $d_n = z_{c,n}$,有如下关系:

$$k_{xz,n} = \frac{x_{i,n} + \delta_x}{f} = \frac{x_{e,n}}{z_{e,n}},$$
 (6)

$$k_{y_{z,n}} = \frac{y_{i,n} + \delta_y}{f} = \frac{y_{c,n}}{z_{c,n}}.$$
 (7)

 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{c},n} = \left[k_{xz,n} d_n, k_{yz,n} d_n, d_n \right]^{\mathrm{T}}.$ (8)

由式(8)可知,当提取到特征点在图像平面坐标系中对应的投影坐标时,特征点 $P_{e,n}$ 可用景深 d_n 表示.

3.2 最优空间几何构型

太阳帆板三角形支架测量模型如图 2 所示,相 机测量到的目标为三角形支架部分结构(图中粗线 部分).已知太阳帆板三角形支架实际空间几何构型 约束为:

1) 线段长度 $|P_{t,1}P_{t,2}| = l;$

2) 线段 $P_{t,1}P_{t,2}$ 和线段 $P_{t,1}P_{t,4}$ 的夹角为 α , 线段 $P_{t,1}P_{t,2}$ 和线段 $P_{t,2}P_{t,3}$ 的夹角为 β .

已知的坐标位置为:

 1) 线 段 端 点 和 交 点 投 影 坐 标 为 P_{i,n} = [x_{i,n},y_{i,n}]^T, (n=1,2,3,4);

2) 支架顶点坐标为 $P_{t,n} = [x_{t,n}, y_{t,n}, z_{t,n}]^T$, (*n* = 1,2,5).

根据成像原理,由投影点**P**_{i,5}是投影线段**P**_{i,1}**P**_{i,4} 和投影线段**P**_{i,2}**P**_{i,3}的交点来求得**P**_{t,5}的投影坐标,由 式(8)可得3个顶点在相机坐标系中的坐标,并得 到满足太阳帆板三角形支架实际空间几何构型约束 的非线性方程组:

$$\begin{cases} |\boldsymbol{P}_{e,1} \boldsymbol{P}_{e,2}| = \sqrt{(k_{xz,1}d_1 - k_{xz,2}d_2)^2 + (k_{yz,1}d_1 - k_{yz,2}d_2)^2 + (d_1 - d_2)^2} = l, \\ \frac{|\boldsymbol{P}_{e,1} \boldsymbol{P}_{e,2}|}{2|\boldsymbol{P}_{e,1} \boldsymbol{P}_{e,5}|} = \frac{\sqrt{(k_{xz,1}d_1 - k_{xz,2}d_2)^2 + (k_{yz,1}d_1 - k_{yz,2}d_2)^2 + (d_1 - d_2)^2}}{2\sqrt{(k_{xz,1}d_1 - k_{xz,5}d_5)^2 + (k_{yz,1}d_1 - k_{yz,5}d_5)^2 + (d_1 - d_5)^2}} = \cos \alpha, \\ \frac{|\boldsymbol{P}_{e,1} \boldsymbol{P}_{e,2}|}{2|\boldsymbol{P}_{e,2} \boldsymbol{P}_{e,5}|} = \frac{\sqrt{(k_{xz,1}d_1 - k_{xz,2}d_2)^2 + (k_{yz,1}d_1 - k_{yz,2}d_2)^2 + (d_1 - d_5)^2}}{2\sqrt{(k_{xz,2}d_2 - k_{xz,5}d_5)^2 + (k_{yz,2}d_2 - k_{yz,5}d_5)^2 + (d_2 - d_5)^2}} = \cos \beta. \end{cases}$$
(9)

通过求解式(9)便得到景深 d_n.注意:太阳帆板 三角形支架通常为等腰三角形,即满足 α=β,才有 式(9)中等式 2 和等式 3 的成立.换成普通三角形, 只是形式上有所变化,并不影响本文算法的可行性. 由于存在测量误差,特征点P_{e,n}通常不在逆投影线 O_e P_{i,n}上,因此问题实质为在基于逆投影原理上求 解最满足三角形支架实际构型约束的空间几何构 型,称为最优空间几何构型,并得到相应的景深 d.

3.3 基于蚁群搜索算法的非线性优化

求解景深 d_n 即为求解式(9)的非线性方程组, 该方程组由 3 个方程组成,涉及 3 个变量,可以采用 多种方法求解.牛顿迭代法^[11]是求解非线性方程组 最常用的算法之一,它具有算法简单、精度高等优 点,但是十分依赖迭代初值的选取.Levenberg-Marquardt 算法^[12]是使用最广泛的非线性最小二乘 算法,其对过参数化问题不敏感、求解速度快,但极 其依赖方程组解处的雅可比矩阵非奇异.近十几年 进化算法在各领域得到了广泛应用,如蚁群搜索算 法^[13-14],它具有以下优点:鲁棒性强、正反馈机制、 全局搜索能力强、算法实现简单等.考虑到图像测量 误差,初始景深和运动特性未知等因素,蚁群搜索算 法更适合应用到求解本文所涉及的非线性方程组.

采用蚁群搜索算法求解非线性方程组需要将非 线性方程组转换为非线性优化问题,然后将蚁群所 有可走的路径构成待优化函数的解空间,而蚁群实 际所走的路径就是可行解.在蚁群搜索算法的迭代 过程中,蚂蚁行径路径越短,该蚂蚁所释放的信息素 就越多,则随着迭代的深入,在较短路径上遗留的信 息素浓度就会逐渐增大,从而趋向该路径的蚂蚁数 量也会逐渐增多.最终,由于正反馈作用,整个蚁群 汇合到最佳路径上,从而找到非线性方程组的最优 解.基于蚁群搜索算法求解景深 d_n 的流程如图 3 所 示,具体过程如下.

1)将非线性方程组(9)转换为非线性优化问题.将式(9)定义为 $F(X) = [f_1(X), f_2(X), f_3(X)]^T$,那么优化目标为

FBest(X) =
$$\sum_{i=1}^{3} [f_i(X)]^2$$
. (10)

2)设置初始参数.参数包括:蚁群大小 k、最大 迭代次数 N_{max}、搜索步长 ω、各变量区间[Up,Low]、 信息素强度 Q、信息素启发因子 α、信息素遗忘因子 ρ、全局状态转移因子 p 等.由于初始景深未知,在第 1 次寻优时,各变量区间较大,所需蚁群规模较大, 扩大搜索步长来减少计算时间.在之后的寻优过程 中,考虑相对运动状态是连续变化的,将各变量区间 设置为以上次寻优获得的最优解为中心的较小区 间,并减小蚁群规模,以此减少计算时间.



图 3 蚁群搜索算法流程

Fig.3 Ant colony search flow chart 3)初始化蚂蚁位置和信息素浓度.每只蚂蚁在

区间范围内随机选择初始位置,且初始信息素浓度 选取公式为

$$\tau(k) = \exp[-FBest(X_k)].$$
(11)

由式(11)可知, $\tau(k)$ 越大,其所对应的 FBest(X_k)越小.将信息素浓度最大的蚂蚁所对应的 解作为当前迭代过程的最优解,定义为 \tilde{X} ,最优解所 对应的信息素浓度定义为 $\tau(\tilde{X})$.

4)局部更新.将当前迭代过程中为最优解的蚂 蚁进行局部更新,更新公式为

$$\begin{cases} \boldsymbol{X}(k) = \tilde{\boldsymbol{X}} + \omega(1 - N/N_{\max}), \operatorname{rand}(1) < 0.5; \\ \boldsymbol{X}(k) = \tilde{\boldsymbol{X}} - \omega(1 - N/N_{\max}), \operatorname{rand}(1) \ge 0.5. \end{cases}$$
(12)

式中 N 为当前迭代次数.由式(12)可知,随着迭代次数的增加,局部搜索步长逐渐减小,当越靠近精确解时,局部更新就越缓慢,从而提高局部更新的稳定性.

5)全局更新.将当前迭代过程中非最优解的蚂 蚁进行全局更新,更新公式为

$$\begin{cases} \boldsymbol{X}(k) = \boldsymbol{X}(k) + \operatorname{rand}(3,1) \cdot [\tilde{\boldsymbol{X}} - \boldsymbol{X}(k)], \\ p > P(k); \end{cases}$$

 $[X(k) = X(k) + \omega, p \leq P(k).$ 其中全局转移概率 P(k)的计算公式为

 $P(k) = \exp[\tau(X) - \tau(k)] / \exp[\tau(k)].$

6)信息素更新.信息素更新与待优化的非线性 函数有关,更新公式为

 $\tau(k) = (1 - \rho)\tau(k) + \Delta \tau(k),$

其中 $\Delta\tau(k)$ 的选取按照蚁周(Ant-cycle)模型,其计

算公式为

 $\Delta \tau(k) = \begin{cases} Q/F\text{Best}(X), F\text{Best}(X)_{\text{now}} < F\text{Best}(X)_{\text{before}}; \\ 0, F\text{Best}(X)_{\text{now}} \ge F\text{Best}(X)_{\text{before}}. \end{cases}$

7)输出全局最优解.设置优化指标提前结束迭 代,或者达到最大迭代步数则迭代结束,然后输出存 在测量误差情况下最满足三角形支架实际构型约束 的景深值.

3.4 绝对定位方法

已知景深 $d_n(n=1,2,5)$,由式(8)求得 $P_{e,n}(n=1,2,5)$,还需要一个特征点的位置信息才能完成绝对定位解算.把三角形支架内切圆圆心作为第4个特征点,从3个已知顶点位置信息可以得到内切圆圆心在相机坐标系和目标体坐标系中的坐标,分别定义为 $P_{e,6}$ 和 $P_{t,6}$,由 $P_{e,n}(n=1,2,5,6)$ 和 $P_{t,n}(n=1,2,5,6)$

定义坐标位置误差为 δ_n ,由式(2)得

$$\delta_p^2 = \sum \|\boldsymbol{P}_{c,n} - (\boldsymbol{R} \boldsymbol{P}_{t,n} + \boldsymbol{T})\|^2.$$
(13)

通过最小化坐标位置误差来获得旋转矩阵 **R** 和位 移矢量 **T**,有定义: $P_1 \triangleq \sum \frac{1}{4} P_{t,n}, P_e \triangleq \sum \frac{1}{4} P_{e,n}, Q_{t,n} \triangleq$ $P_{t,n} - P_1, Q_{e,n} \triangleq P_{e,n} - P_e.$ 那么可将式(13)转换为 $\delta_p^2 = \sum \|Q_{e,n} - RQ_{t,n}\|^2 = \sum (Q_{e,n}^T Q_{e,n} + Q_{t,n}^T Q_{t,n} - 2Q_{e,n}^T RQ_{t,n}).$ (14) 由式(14)可知,求解最小坐标误差也就是最大化为 $F = \sum Q_{e,n}^T RQ_{t,n} = \text{Trace}(\sum RQ_{t,n} Q_{e,n}^T) =$

Trace(*RH*), 式中*H* **<u></u> \Delta \Sigma \boldsymbol{Q}_{1,n} \boldsymbol{Q}_{2,n}^{\mathrm{T}}.**

定理 对于任意正定矩阵 AA^{T} 和任意正交矩阵 B,都存在 Trace(AA^{T}) ≥Trace(BAA^{T}) 成立.对于 奇异值分解 $H = UAV^{T}$,其中:U、V 分别为 3×3 阶正 交矩阵;A 为 3×3 阶非负对角矩阵.定义正交矩阵 $X = VU^{T}$,得 $XH = VU^{T}UAV^{T} = VAV^{T}$,其中 VAV^{T} 为 正定对称矩阵.假设 $X = VU^{T}$ 不是所求旋转矩阵 R,那么存在旋转矩阵(正交矩阵) B 进行一次旋转变 化,使得 BX 为所求旋转矩阵 R.根据定理,有 Trace(XH) ≥Trace(BXH),所以 $X = VU^{T}$ 使得 F = Trace(RH)最大化,即是所求旋转矩阵 R.位移矢量 T 计算公式为

$$T = P_{\rm c} - R P_{\rm t}.$$

4 数学仿真

以在轨服务最终接近段为背景,考虑阻尼、液体晃动以及能量损耗等因素,失效航天器通常是围绕最大惯量主轴旋转,而绕着其他惯量主轴只有微小的晃动. 假设失效目标航天器的外形几何构型已知.令两个航天 器之间的相对状态为: Z 轴相对姿态运动 $\gamma = \pi/18(t-10)$ rad, X、Y 轴旋转只有微小晃动, 并且按照 3-2-1的旋转顺序; 初始相对位置 $r = [0.1, 0.2, 2.0]^{T}$ m, 相对运动速度 $v = [0.005, 0.010, 0.100]^{T}$ m/s.参考相对 位姿如图 4 所示.



Fig.4 Reference relative position and attitude 相机参数: 焦距 10 mm; 敏感元件尺寸 2/3";分 辨率1 280×1 024; 像元大小 12 μm×12 μm.

为了简化仿真过程而又不影响仿真结果,假设 测量到线段 $P_{t,1}P_{t,5}$ 和线段 $P_{t,2}P_{t,5}$ 的 1/5 长度以及完 整线段 $P_{t,1}P_{t,2}$,如图 2 中粗线部分.假设三角形支架 顶点 在 目 标 体 坐 标 系 的 坐 标 为: $P_{t,1} =$ [500,500,500]^T mm, $P_{t,2} =$ [1500,500,500]^T mm, $P_{t,5} =$ [1 000,1 480,500]^T mm.考虑三角形支架的几 何变形等误差,顶点坐标误差为±10 mm,特征提取 误差为白噪声,噪声方差 $\delta_x = \delta_x = 1.0$ 个像素.

蚁群搜索算法的初始设置为:蚁群大小 k = 500 只;最大迭代次数 $N_{max} = 10$ 次;信息素强度 Q = 10;全局状态转移因子 p = 10;信息素启发因子 $\alpha =$ 1;信息素遗忘因子 $\rho = 1$.

仿真结果如图 5~8 所示. $\int_{\frac{10}{4}}^{\frac{10}{4}} \int_{\frac{1}{2}}^{\frac{10}{5}} \int_{\frac{10}{5}}^{\frac{10}{5}} \int_{\frac{10}{5}}^{\frac{10}{5}} \int_{\frac{10}{15}}^{\frac{10}{5}} \int_{\frac{10$





由上述仿真结果可知,景深误差随着航天器间的相对距离的减小而逐渐减小.P_{1,5}的景深误差较 P_{1,1}和P_{1,2}大,是由于点P_{1,5}是通过两条线段延长线交 点而获得,包含了两条线段的测量误差.随着景深误 差的减小,相对姿态估计误差和相对位置估计误差 也相应减小.在整个过程中,相对姿态估计误差总体 小于 0.6°,相对位置估计误差总体小于 6 mm.在相 对距离小于 1 m 时,即仿真时间 10 s 后,相对姿态 估计误差为 0.2°,相对位置估计误差为 3 mm.从蚁 群搜索算法的迭代过程来看,在进行 6 次左右的迭 代,就能找出最优解,使得目标函数值接近于 0. 定义相对姿态估计平均误差为 $|\delta_{att}| = (|\delta_{\alpha}| + |\delta_{\beta}| + |\delta_{\gamma}|)/3$,相对位置估计绝对误差为 $|\delta_{pos}| = \sqrt{\delta_x^2 + \delta_y^2 + \delta_z^2}$.在相同仿真条件下,针对不同测量误差 分别进行 100 次仿真,仿真结果如图 9、10 所示.由 仿真结果可知,随着像素误差减小或者相对距离减 小,相对位姿估计具有更高精度.测量误差 $\delta_x = \delta_y = 1.0$ 个像素时,相对姿态估计平均误差小于 0.23°, 相对位置估计绝对误差小于 6 mm;测量误差 $\delta_x = \delta_y = 0.5$ 个像素时,相对姿态估计平均误差小于 0.23°, 相对位置估计绝对误差小于 5×10⁻⁴°,相 对位置估计绝对误差小于 2×10⁻² mm.由上述仿真来 看,本文提出的相对位姿估计算法精度较高,能够满 足在轨服务任务要求.



图 9 相对姿态估计平均误差(100次仿真)

Relative attitude mean estimation error in 100 simulations



图 10 相对位置估计绝对误差(100 次仿真)



5 结 论

Fig.9

1)在近距离接近阶段仅以太阳帆板三角形支 架的部分结构为测量目标时,算法是有效的,能够得 到较高精度的相对导航数据,在测量误差 $\delta_x = \delta_y =$ 0.5个像素时,整个过程相对姿态估计平均误差小于 0.05°,相对位置估计绝对误差小于 2.5 mm.

2)在接近非合作航天器的过程中,导航算法的

景深估计误差随着航天器之间相对距离的减小而减 小,而导航精度越来越高,

3)导航算法在投影点测量误差较大时仍具有 较高的精度,因此对投影点提取误差具有较好的鲁 棒性.

参考文献

[1] 王晓海. 空间在轨服务技术及发展现状与趋势[J]. 卫星与网络, 2016(3):70-76. DOI: 10.3969/j.issn.1672-965X.2016.03. 009.

WANG Xiaohai. Development and trend of space on-orbit servicing technology[J]. Satellite & Network, 2016 (3):70-76. DOI: 10. 3969/j.issn.1672-965X.2016.03.009.

[2] 贾平, 刘海印, 李辉. 德国轨道任务服务系统发展分析[J]. 中国航天, 2016(6):24-29.

JIA ping, LIU Haiyin, LI Hui. Development of deutsche orbitale servicing mission[J]. Aerospace China, 2016(6): 24-29.

- [3] 曾占魁, 谷蔷薇, 曹喜滨. 基于正交 Procrustes 分析的航天器单目视觉相对位姿确定方法[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(s1): 113-118. DOI: 10.3969/j.issn.1007-2276.2015.z1.021. ZENG Zhankui, GU Qiangwei, CAO Xibin. Relative pose monocular vision determination of spacecraft using orthogonal Procrustes analysis [J]. Infrared and Laser Engineering, 2015, 44(s1):113-118. DOI: 10.3969/j.issn.1007-2276.2015.z1.021.
- [4] STOLL E, LETSCHNIK J, WALTER U, et al. On-orbit servicing
 [J]. IEEE Robotics & Automation Magazine, 2009, 16 (4):
 29-33. DOI: 10.1109/MRA.2009.934819.
- [5] 于长安. 基于合作目标的单目视觉位姿跟踪技术研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2010.
 YU Chang'an. Study on position and attitude tracking technology of single camera vision based on cooperate aim[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010.
- [6] 曹彩秀. 非合作航天器位姿在轨测量方法的研究[D]. 北京:北京邮电大学, 2015.
 CAO Caixiu. Pose on-orbit measurement of non-cooperative

spacescraft [D]. Beijing: Beijing University of Posts and Telecommunication, 2015.

 [7] 苗锡奎,朱枫,郝颖明,等. 基于太阳能帆板部件的空间非合作 飞行器视觉位姿测量方法[J]. 高技术通讯, 2013,23(4):400-406. DOI: 10.3772/j.issn.1002-0470.2013.04.011.
 MIAO Xikui, ZHU Feng, HAO Yingming, et al. Vision pose

measurement for non-cooperative space vehicles based on solar panel component[J]. Chinese High Technology Letters, 2013, 23(4): 400-406. DOI: 10.3772/j.issn.1002-0470.2013.04.011.

[8] 张鑫,张雅声,程文华,等. 基于 SoftPOSIT 算法的单目视觉非 合作目标相对位姿估计[J].上海航天,2016,33(3):124-129. DOI: 10.19328/j.cnki.1006-1630.2016.03.020. ZHANG Xin, ZHANG Yasheng, CHENG Wenhua, et al. Relative pose and attitude estimation for non-cooperative target by monocular camera based on Soft POSIT algorithm [J]. Aerospace Shanghai, 2016, 33(3):124-129. DOI: 10.19328/j.cnki.1006-1630.2016. 03.020.

- [9] 徐仙伟,杨雁莹,曹霁. 基于同心圆环模板的摄像机标定方法
 [J]. 科学技术与工程, 2013,13(31):9375-9380.DOI: 10. 3969/j.issn.1671-1815.2013.31.042.
 XU Xianwei, YANG Yanying, CAO Ji. Camera calibration based on concentric ring template[J]. Science Technology and Engineering, 2013, 13(31): 9375-9380.DOI: 10.3969/j.issn.1671-1815. 2013.31.042.
- [10] 谷蔷薇, 张世杰, 曾占魁,等. 面向在轨服务的相对位姿单目视 觉确定的凸松弛优化方法[J]. 宇航学报, 2016,37(6): 744-752. DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2016.06.015.
 GU Qiangwei, ZHANG Shijie, ZENG Zhankui, et al. A convex relaxation optimization method of on-orbit servicing pose estimation using monocular vision[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(6): 744-752. DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2016.06.015.
- [11] 邓兴升,孙虹虹,汤仲安.高斯牛顿迭代法解算非线性 Bursa-Wolf 模型的精度分析[J].测绘科学,2014,39(5):93-95. DOI:10.16251/j.cnki.1009-2307.2014.05.017.
 DENG Xingsheng, SUN Honghong, TANG Zhong'an, et al. Precision of Gauss-Newton iterative algorithm for solving nonlinear Bursa-Wolf model[J]. Science of Surveying and Mapping, 2014, 39(5):93-95. DOI:10.16251/j.cnki.1009-2307.2014.05.017.
- [12]杨柳,陈艳萍.求解非线性方程组的一种新的全局收敛的 Levenberg-Marquardt算法[J].计算数学,2008,30(4):388-396. DOI: 10.3321/j.issn:0254-7791.2008.04.006.
 YANG Liu, CHEN Yanping. A new globally convergent levenbergmarquardt method for solving nonlinear system of equations [J]. Mathematica Numerica Sinica, 2008, 30(4): 388-396. DOI: 10.3321/j.issn:0254-7791.2008.04.006.
- [13]叶仕通,万智萍.一种基于改进全局信息素更新效率的蚁群算 法及仿真[J]. 计算机应用与软件,2014,31(1):176-179.DOI: 10.3969/j.issn.1000-386x.2014.01.046.
 YE Shitong, WAN Zhiping. An ant colony algorithm based on improving global pheromone update efficiency and its simulation[J]. Computer Applications and Software, 2014, 31(1):176-179. DOI: 10.3969/j.issn.1000-386x.2014.01.046.
- [14] STÜTZLE T. Ant colony optimization [C]//Evolutionary Multi-Criterion Optimization. EMO 2009. Lecture Notes in Computer Science. Berlin, Heidelberg: Springer, 2009. DOI: 10.1007/978-3-642-01020-0_2.
- [15] ARUN K S, HUANG T S, BLOSTEIN S D. Least-squares fitting of two 3-D point sets [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis & Machine Intelligence, 1987, 9 (5): 698 - 700. DOI: 10.1109/ TPAMI.1987.4767965.

(编辑 张 红)