

基于深度估计误差的自主光学导航陆标优选方法

李嘉兴¹, 王大轶¹, 董天舒¹, 李茂登², 徐超²

(1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094; 2. 北京控制工程研究所, 北京 100094)

摘要: 基于自主光学导航行星着陆过程中, 受计算资源限制的问题, 提出一种基于深度估计误差的陆标优选方法, 首先建立了描述连续2次观测相同陆标时着陆器与陆标距离估计精度的深度误差模型, 然后用该模型描述系统可观测度并从序列图像中优选视线深度估计精度最高的陆标, 最后通过数值仿真模拟火星着陆的过程。结果表明提出的陆标优选方法与传统方法相比导航精度相近, 但优化所需的计算时间更短, 更适宜实现自主导航。

关键词: 行星着陆; 光学导航; 陆标优选; 序列图像

中图分类号: V249.3

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2023)02-0133-07

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2023.20230019

引用格式: 李嘉兴, 王大轶, 董天舒, 等. 基于深度估计误差的自主光学导航陆标优选方法[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(2): 133-139.

Reference format: LI J X, WANG D Y, DONG T S, et al. Landmark selection method for autonomous optical navigation based on depth estimation error[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(2): 133-139.

引言

为在地外行星上有科学探索价值的特定区域实施精确定点着陆, 并避开陨石坑等障碍物, 着陆器通常需具备高精度自主导航能力^[1]。着陆器利用自身携带的惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)可进行导航状态(位置、速度和姿态)的递推。但由于存在导航初始状态、引力场模型和测量随机误差等干扰, IMU递推的导航状态误差会随时间积累而逐渐增大^[2]。因此, 通常用外部敏感器的测量信息来修正IMU误差以提高导航精度^[3]。

为实现行星表面10~100 m的高精度着陆, 美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)和欧洲航天局(European Space Agency, ESA)从20世纪90年代末开始研究序列图像辅助IMU的光学导航方法。“勇气号”(Spirit)、“机遇号”(Opportunity)在着陆火星时通过连续拍摄3幅地面序列图像并匹配其中2个相同的Harris特征点, 估计出着陆器相对地面的水平速度^[4]。ESA“罗塞塔号”(Rosetta)在着陆67P/Churyumov-Gerasimenko彗星通过光学相机拍摄序列图像和雷达提供信息实现了导航和避障^[5]。日本宇宙航空研究开发机构(Japan Aerospace eXploration Agency, JAXA)小行星探测器“隼鸟1号”(Hayabusa-1)将拍摄的人造特征图像回传

至地面估计水平速度^[6]。

导航滤波器的计算复杂度随陆标观测个数的增加而增大, 为在计算资源受限的着陆器实现自主导航, 需尽量减少观测陆标的个数。在观测少量陆标时为了获得最高导航精度, 则需优选对导航精度贡献最大的陆标进行观测。通常用可观测度来衡量导航系统的性能, 可观测度越大则利用测量信息求解出的系统状态精度越高, 误差收敛速度越快^[7]。用于描述导航系统可观测度的传统方法主要有奇异值法^[8]、几何精度因子法^[7]等。Huang等^[9]利用Lie导数建立了可观测性矩阵, 并用其条件数分析了陆标分布对导航精度的影响。Yu等^[10]利用可观测矩阵的条件数作为可观测度指标优选陆标。Xu等^[11]推导了线性协方差模型并将其作为可观测度优选陆标。Zhao等^[12]使用Fisher信息矩阵的迹, 结合CR不等式描述火星着陆过程中陆标的可观测度。Zhu等^[13]通过比较不同陆标组合对应的可观测性矩阵特征值之和大小选择最优陆标。现有可观测度指标通常是可观测性矩阵函数, 涉及复杂矩阵运算, 在计算资源受限的着陆器上难以自主运行。

针对上述问题, 本文提出一种基于深度估计误差的光学导航陆标优选方法。首先建立了深度估计误差模型, 描述连续2次观测相同陆标时相对着陆器的距离估计精度。然后以深度估计误差模型作为可观测度优

选序列图像的导航陆标。最后通过数值仿真验证了所提出的光学导航陆标规划方法可有效减少规划计算量。

1 自主光学导航模型

利用序列图像辅助校正IMU的自主光学导航通常被称为视觉辅助惯性导航 (Vision-Aided Inertial Navigation, VAIN)。本节将建立自主光学导航状态方程和测量方程。

1.1 连续时间状态方程

本文研究的着陆器利用IMU和光学相机进行自主导航。定义如下坐标系: 着陆坐标系{L}、着陆器本体坐标系{B}, 如图1所示。着陆坐标系为固定在行星表面的参考坐标系, 它的 $x_L - y_L$ 平面在着陆平面上, z_L 轴指向天空。着陆器本体坐标系{B}固定在着陆器上, 其原点在着陆器质心处, 用C表示。着陆器连续时间的状态方程^[14]为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{r}} = \boldsymbol{v} \\ \dot{\boldsymbol{v}} = \boldsymbol{a} \\ \dot{\boldsymbol{q}} = \frac{1}{2}\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega})\boldsymbol{q} \end{cases} \quad (1)$$

其中: \boldsymbol{r} 、 \boldsymbol{v} 和 \boldsymbol{a} 为着陆器在着陆坐标系{L}的位置、速度和加速度; \boldsymbol{q} 为从着陆坐标系{L}到本体坐标系{B}的姿态四元数; $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 为本体系{B}相对着陆坐标系{L}的旋转角速度在{B}中的表示, $\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} -\boldsymbol{\omega}^\times & \boldsymbol{\omega} \\ \boldsymbol{\omega}^\times & \mathbf{0} \end{bmatrix}$, $\boldsymbol{\omega}^\times$ 为 $\boldsymbol{\omega}$ 的叉乘反对称矩阵, 其中的加速度和角速度可由IMU获得, IMU输出的加速度和角速度分别为 $\boldsymbol{a}_{\text{imu}}$ 和 $\boldsymbol{\omega}_{\text{imu}}$, 即

$$\begin{cases} \boldsymbol{a}_{\text{imu}} = \boldsymbol{C}(\boldsymbol{q})(\boldsymbol{a} - \boldsymbol{g} + 2\boldsymbol{\omega}_i^\times \boldsymbol{v} + \boldsymbol{\omega}_i^\times \boldsymbol{\omega}_i^\times \boldsymbol{r}) + \boldsymbol{n}_a \\ \boldsymbol{\omega}_{\text{imu}} = \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{C}(\boldsymbol{q})\boldsymbol{\omega}_i + \boldsymbol{n}_\omega \end{cases} \quad (2)$$

其中: $\boldsymbol{C}(\boldsymbol{q})$ 为 \boldsymbol{q} 对应的姿态转移矩阵; \boldsymbol{g} 为着陆系{L}下的重力加速度; $\boldsymbol{\omega}_i$ 为着陆系{L}下的行星旋转角速度; \boldsymbol{n}_a 和 \boldsymbol{n}_ω 是均值为0的高斯白噪声。

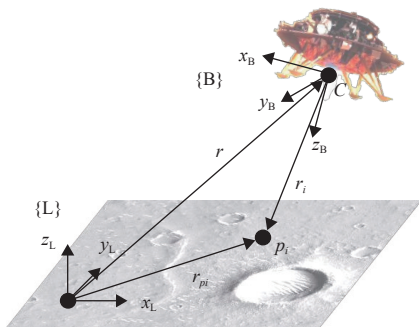


图1 着陆器与着陆点的观测几何

Fig. 1 Observation geometry of lander and landing site

本文仅研究行星旋转角速度较慢的着陆情况, 为简化后续推导, 给出如下假设^[15]。

假设 1. 着陆器在着陆段内由 $\boldsymbol{\omega}_i$ 带来的加速度项 $2\boldsymbol{\omega}_i^\times \boldsymbol{v}$ 和 $\boldsymbol{\omega}_i^\times \boldsymbol{\omega}_i^\times \boldsymbol{r}$ 以及角速度项 $\boldsymbol{C}(\boldsymbol{q})\boldsymbol{\omega}_i$ 为小量, 可以忽略。

假设观测 n_s 个位置已知的陆标 (后文简写为已知陆标) 和 n_p 个位置未知的陆标 (后文简写为未知陆标), \boldsymbol{r}_{pi} 为第 i 个陆标 p_i 在着陆坐标系{L}下的坐标, p_1, \dots, p_{n_s} 是已知陆标, $p_{n_s+1}, \dots, p_{n_s+n_p}$ 是未知陆标。在着陆过程中除了需要估计着陆器的状态以外, 还需要估计未知陆标在{L}中的位置状态 $\boldsymbol{x}_p = [\boldsymbol{r}_{p(n_s+1)}^T, \dots, \boldsymbol{r}_{p(n_s+n_p)}^T]^T \in \mathbf{R}^{3n_p \times 1}$,

$$\dot{\boldsymbol{x}}_p = \mathbf{0}_{3n_p \times 1} \quad (3)$$

系统状态向量可定义为

$$\boldsymbol{x} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{r}^T & \boldsymbol{v}^T & \boldsymbol{q}^T & \boldsymbol{x}_p^T \end{bmatrix}^T \quad (4)$$

1.2 离散时间状态方程

定义着陆器误差状态为 $\tilde{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{x} - \hat{\boldsymbol{x}}$, \boldsymbol{x} 的估计值是 $\hat{\boldsymbol{x}}$, 误差状态向量就表示为

$$\tilde{\boldsymbol{x}} = \begin{bmatrix} \tilde{\boldsymbol{r}}^T & \tilde{\boldsymbol{v}}^T & \delta\boldsymbol{\theta}^T & \tilde{\boldsymbol{x}}_p^T \end{bmatrix}^T \in \mathbf{R}^{(9+3n_p) \times 1} \quad (5)$$

其中: $\delta\boldsymbol{\theta}$ 为姿态角误差, 误差四元数定义为 $\delta\boldsymbol{q} = \boldsymbol{q} \otimes \hat{\boldsymbol{q}}^{-1}$, 当误差姿态角为小角时, 姿态角误差与误差四元数的关系为 $\delta\boldsymbol{q} \approx [\delta\boldsymbol{\theta}^T / 2 \ 1]^T$ 。

在观测 n_s 个已知陆标和 n_p 个未知陆标时, $\tilde{\boldsymbol{x}}$ 从第 i 到第 j 个采样时刻的离散时间状态方程可表示^[16]为

$$\tilde{\boldsymbol{x}}^{(j)} = \boldsymbol{\Phi}_{n_s, n_p}^{(j,i)} \tilde{\boldsymbol{x}}^{(i)} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\Phi}_v^{(j,i)} & \mathbf{0}_{9 \times 3n_p} \\ \mathbf{0}_{3n_p \times 9} & \boldsymbol{I}_{3n_p} \end{bmatrix} \tilde{\boldsymbol{x}}^{(i)} \quad (6)$$

$$\boldsymbol{\Phi}_v^{(j,i)} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{I}_3 & (j-i)\Delta t \boldsymbol{I}_3 & \boldsymbol{\Phi}_{13}^{(j,i)} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \boldsymbol{I}_3 & \boldsymbol{\Phi}_{23}^{(j,i)} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \boldsymbol{\Phi}_{33}^{(j,i)} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\boldsymbol{\Phi}_{13}^{(j,i)} = \left\{ \boldsymbol{r}^{(i)} - \boldsymbol{r}^{(j)} + \boldsymbol{v}^{(i)}(j-i)\Delta t - \frac{1}{2}\boldsymbol{g}[(j-i)\Delta t]^2 \right\}^\times \boldsymbol{C}^T(\boldsymbol{q}^{(i)}) \quad (8)$$

$$\boldsymbol{\Phi}_{23}^{(j,i)} = [\boldsymbol{v}^{(i)} - \boldsymbol{v}^{(j)} - \boldsymbol{g}(j-i)\Delta t]^\times \boldsymbol{C}^T(\boldsymbol{q}^{(i)}) \quad (9)$$

$$\boldsymbol{\Phi}_{33}^{(j,i)} = \boldsymbol{C}(\boldsymbol{q}^{(j)})\boldsymbol{C}^T(\boldsymbol{q}^{(i)}) \quad (10)$$

其中: i 为第 i 个采样时刻; (j, i) 为从第 i 到第 j 个采样时刻; n_s, n_p 为观测 n_s 个已知陆标和 n_p 个未知陆标; Δt 为采样周期; $\boldsymbol{I}_3 \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为 3×3 的单位矩阵, $\mathbf{0}_{3 \times 3} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为 3×3 的0矩阵; t_i 为第 i 个采样时刻对应的时间。

1.3 测量方程

第 k 个采样时刻的测量值是所有观测到的陆标相对着陆器的方向在 $\{B\}$ 中表示为

$$\mathbf{z}^{(k)} = [b_{e_1}^{(k)T}, \dots, b_{e_{n_s+n_p}}^{(k)T}]^T \quad (11)$$

$$b_{e_i}^{(k)} = \frac{C(\hat{\mathbf{q}}^{(k)})\mathbf{r}_i^{(k)}}{\|C(\hat{\mathbf{q}}^{(k)})\mathbf{r}_i^{(k)}\|} = \frac{C(\hat{\mathbf{q}}^{(k)})(\mathbf{r}_{pi}^{(k)} - \mathbf{r}^{(k)})}{\|C(\hat{\mathbf{q}}^{(k)})(\mathbf{r}_{pi}^{(k)} - \mathbf{r}^{(k)})\|} \quad (12)$$

其中: \mathbf{r}_i 为着陆系 $\{L\}$ 下着陆器相对陆标 p_i 的位置; $\tilde{\mathbf{z}}^{(k)} = \mathbf{z}^{(k)} - \hat{\mathbf{z}}^{(k)}$ 为 $\mathbf{z}^{(k)}$ 关于估计值 $\hat{\mathbf{z}}^{(k)}$ 的误差, 因此测量方程可以线性化表示为

$$\tilde{\mathbf{z}}^{(k)} = \mathbf{H}_{n_s, n_p}^{(k)} \tilde{\mathbf{x}}^{(k)} + \boldsymbol{\eta} \quad (13)$$

$$\mathbf{H}_{n_s, n_p}^{(k)} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_{r_1}^{(k)} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{H}_{\theta_1}^{(k)} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \cdots & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \mathbf{H}_{r_{n_s}}^{(k)} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{H}_{\theta_{n_s}}^{(k)} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \cdots & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{H}_{r_{(n_s+1)}}^{(k)} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{H}_{\theta_{(n_s+1)}}^{(k)} & \mathbf{H}_{p_{(n_s+1)}}^{(k)} & \cdots & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \mathbf{H}_{r_{(n_s+n_p)}}^{(k)} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{H}_{\theta_{(n_s+n_p)}}^{(k)} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \cdots & \mathbf{H}_{p_{(n_s+n_p)}}^{(k)} \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中

$$\mathbf{H}_{ri}^{(k)} = -\mathbf{H}_{Ci}^{(k)} \quad (15)$$

$$\mathbf{H}_{\theta_i}^{(k)} = \mathbf{H}_{Ci}^{(k)} \hat{\mathbf{r}}_i^{(k)} \times \mathbf{C}^T(\hat{\mathbf{q}}^{(k)}) \quad (16)$$

$$\mathbf{H}_{pi}^{(k)} = \mathbf{H}_{Ci}^{(k)} \quad (17)$$

$$\mathbf{H}_{Ci}^{(k)} = \mathbf{C}(\hat{\mathbf{q}}^{(k)}) \frac{\hat{\mathbf{r}}_i^{(k)T} \hat{\mathbf{r}}_i^{(k)} \mathbf{I}_3 - \hat{\mathbf{r}}_i^{(k)} \hat{\mathbf{r}}_i^{(k)T}}{\|\hat{\mathbf{r}}_i^{(k)}\|^3} \quad (18)$$

其中: $\boldsymbol{\eta}^{(k)}$ 为测量噪声, 利用扩展卡尔曼滤波器对状态方程式(6)和测量方程式(13)进行滤波即可同时估计着陆器与未知陆标的状态。

2 基于深度估计误差模型的陆标优选

2.1 深度估计误差模型

假设着陆器分别在时刻 t_k 和时刻 $t_k + t_s$ 观测陆标 p_i , 2次观测时间间隔为 t_s , 观测剖面如图2所示。通过利用状态方程进行状态递推, 着陆器经过估计的位移 $\hat{\mathbf{b}}^{(k+s,k)}$ 能实现对陆标 p_i 的三角观测, 估计出时刻 t_k 观测 p_i 的视线深度 $\|\hat{\mathbf{r}}_i^{(k)}\|$ 。Forster等^[17]利用2次观测间的位置和姿态转换信息, 通过三角观测的几何关系和深度滤波器计算出了 $\|\hat{\mathbf{r}}_i^{(k)}\|$ 。Pizzoli等^[18]在设计深度滤波器时, 将图像中1个像素测量噪声投影到 $\hat{\mathbf{r}}_i^{(k)}$ 上获得了 $\|\hat{\mathbf{r}}_i^{(k)}\|$ 的深度估计误差。着陆器的初始位置和速度由地

球深空探测网确定, 状态估计误差较大, 连续2次观测的基线受速度误差影响很大。但是由于2次观测之间的状态递推存在误差, 在未知环境着陆时, 状态估计误差造成的基线误差比测量噪声对深度估计误差的影响大得多, 不能沿用Pizzoli只考虑测量噪声而忽略状态估计误差的思路, 因此本文重新推导一个基于状态估计误差的深度估计误差模型。

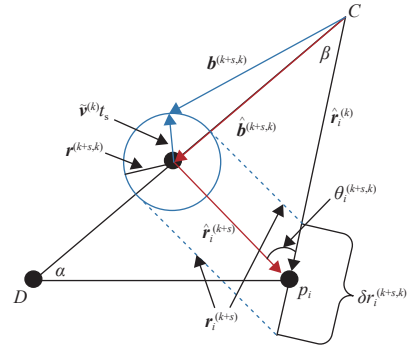


图2 观测剖面内的深度估计误差示意图

Fig. 2 Depth estimation error in observation profile

首先给出深度估计误差模型的几何定义。着陆器从时刻 t_k 到时刻 $t_k + t_s$ 之间的估计位移和实际位移分别为

$$\hat{\mathbf{b}}^{(k+s,k)} = \int_{t_k}^{t_k+t_s} \int_{t_k}^t \mathbf{a} d\tau dt + \hat{\mathbf{v}}^{(k)} t_s \quad (19)$$

$$\mathbf{b}^{(k+s,k)} = \int_{t_k}^{t_k+t_s} \int_{t_k}^t \mathbf{a} d\tau dt + \mathbf{v}^{(k)} t_s \quad (20)$$

实际与估计位移之间的误差表示为

$$\mathbf{b}^{(k+s,k)} - \hat{\mathbf{b}}^{(k+s,k)} = \tilde{\mathbf{v}}^{(k)} t_s \quad (21)$$

其中: $\tilde{\mathbf{v}}^{(k)} t_s$ 是1个由速度误差引起半径为 $r^{(k+s,k)}$ 的误差球

$$r^{(k+s,k)} = \boldsymbol{\varepsilon}_v t_s \quad (22)$$

其中: $\boldsymbol{\varepsilon}_v$ 为速度估计的误差界, 可由导航滤波器的状态协方差矩阵求得。

假设2. 在较短的时间观测间隔内, 着陆器近似为匀减速直线运动。

在假设2的条件下, 着陆器的运动方向延长线与地面交点为D, t_k 时刻速度与陆标方向之间的夹角为 β , 速度与 $p_i D$ 之间的夹角为 α 。用 α 和 β 可确定陆标与着陆器的相对位置。

然后计算深度估计误差。在 $t_k + t_s$ 时刻估计的观测方向为 $\hat{\mathbf{r}}_i^{(k+s)}$, 从实际位置处观测 p_i 的视线 $\mathbf{r}_i^{(k+s)}$ 是宽度为 $r^{(k+s,k)}$ 且平行于 $\hat{\mathbf{r}}_i^{(k+s)}$ 的无数条射线。因此把半径为 $r^{(k+s,k)}$ 的误差球沿 $\hat{\mathbf{r}}_i^{(k+s)}$ 移动后与 $\hat{\mathbf{r}}_i^{(k)}$ 的重叠宽度就是深度估计误差 $\delta r_i^{(k+s,k)}$, 即

$$\delta r_i^{(k+s,k)} = \frac{2r^{(k+s,k)}}{\sin \theta_i^{(k+s,k)}} \quad (23)$$

其中: $\theta_i^{(k+s,k)}$ 为连续2次观测陆标 p_i 的视线夹角。

$$\sin \theta_i^{(k+s,k)} = \frac{\|\hat{\mathbf{b}}^{(k+s,k)}\| \sin \beta}{\|\hat{\mathbf{r}}_i^{(k+s,k)}\|} \quad (24)$$

$$\|\hat{\mathbf{r}}_i^{(k+s,k)}\| = \sqrt{\|\hat{\mathbf{b}}^{(k+s,k)}\|^2 + \|\hat{\mathbf{r}}_i^{(k)}\|^2 - 2\|\hat{\mathbf{b}}^{(k+s,k)}\| \|\hat{\mathbf{r}}_i^{(k)}\| \cos \beta} \quad (25)$$

2.2 陆标优选

在未知环境着陆时, 由于无法通过地形匹配获得陆标在着陆坐标系的位置信息, 只能按照Martinelli^[19]方式对着陆系原点处的陆标进行观测, 此时已知陆标个数 $n_s = 1$ 。Martinelli通过实验发现在观测1个已知陆标的前提下, 如果不观测未知陆标则导航精度较低, 而观测1个未知陆标及更多未知陆标时导航精度明显提升, 且观测多个未知陆标的导航精度与观测1个未知陆标的导航精度几乎相同, 因此只需取未知陆标个数 $n_p = 1$, 只需评估未知陆标 p_2 的深度估计误差 $\delta r_2^{(k+s,k)}$ 。

传统可观测度奇异值法是测量矩阵 $\mathbf{H}_{n_s, n_p}^{(k)}$ 的最小奇异值, 几何精度因子法是 $\text{trace}[(\mathbf{H}_{n_s, n_p}^{(k)\top} \mathbf{H}_{n_s, n_p}^{(k)})^{-1}]^{-1}$, 条件数法是 $\text{cond}(\mathbf{H}_{n_s, n_p}^{(k)})^{-1}$ 。但是由于涉及矩阵运算, 算法复杂度较高。

本文构建的深度估计误差 $\delta r_2^{(k+s,k)}$ 是观测间隔时间 t_s 和 α 、 β 的函数。取观测间隔为滤波器采样时间 $t_s = \Delta t$, 此时深度估计误差模型就只与 α 、 β 有关。因此只需优化自变量为 α 和 β 的 $\delta r_2^{(k+s,k)}$ 就能得到使深度估计误差最小的陆标对着陆器的理想方向 α^* 、 β^* , 该方向对应了图像中的1个像素坐标。在光学导航中, 通过特征提取获得所有陆标在图像中的坐标, 将图像中与理想方向对应的像素点最接近的陆标特征作为待观测的陆标。

$$\alpha^*, \beta^* = \arg \min_{\alpha, \beta} \delta r_2^{(k+s,k)} \quad (26)$$

传统可观测度指标涉及复杂的矩阵求逆、求奇异值等运算, 这些矩阵运算算法的复杂度均为 $O(n^3)$ 。而 $\delta r_2^{(k+s,k)}$ 是1个一维函数, 算法复杂度是 $O(1)$, 利用优化工具能轻松求解最小值点。因此利用本文提出的 $\delta r_2^{(k+s,k)}$ 进行陆标优选时计算速度会更快, 更利于在着陆器上实现自主导航。

因此陆标规划方法转化成1个在光学相机视场中寻找一个使深度估计误差 $\delta r_2^{(k+s,k)}$ 最小的未知陆标, 循环往复地优化 $\delta r_2^{(k+s,k)}$ 并寻找最优陆标。可观测性反映了系统根据有限时间内的测量值能否确定状态量。

Martinelli^[19]研究的可观测性结论为对同一陆标至少观测3次才可解算状态量。为保证导航状态可观测, 对同一陆标观测至少3次后再寻找新的陆标, 观测规划策略如图3所示。

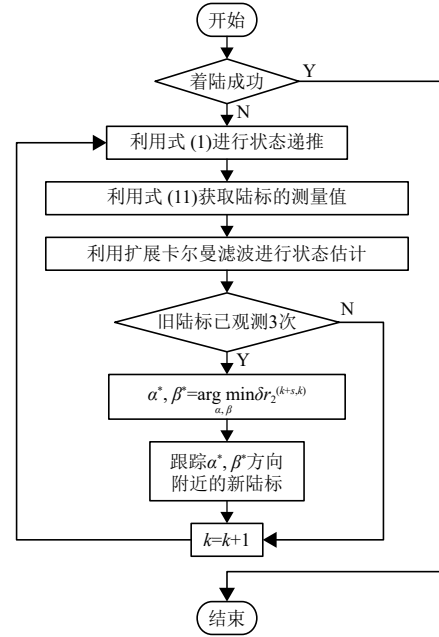


图3 观测规划策略

Fig. 3 Observation planning strategy

3 仿真校验

本节模拟着陆器着陆火星的过程, 以“天问一号”为例, 着陆点109.9°E、25.1°N。着陆器下降轨道由多项式制导律生成, 着陆器姿态根据制导律推力方向进行调整, 着陆过程持续198 s, 导航滤波的采样周期 $\Delta t = 1$ s, 陆标均匀分布在火星表面。着陆器的初始位置和速度由地球深空测控网确定, 初始姿态由轨道器在火星轨道上运行时通过姿态确定和控制系统 (Attitude Determination and Control System, ADCS) 自主确定。着陆器在着陆坐标系的初始状态如表1所示。IMU的加速度测量噪声标准差 5×10^{-4} m/s², 角速度测量噪声标准差 2.78×10^{-5} (°)/s。采用蒙特卡洛仿真时仿真次数为300, 初始误差由着陆器在表2所给出的误差界内均匀分布。

表1 着陆器初始状态
Table 1 Initial state of lander

状态参数	初始数值
位置/m	[3 300 5 870 6 570] ^T
速度/(m·s ⁻¹)	[-56 -66 -90] ^T
姿态/(°)	[-25.7 -9.8 0] ^T

表 2 蒙特卡洛仿真初始状态误差

Table 2 Initial state error during Monte Carlo simulation

状态参数	初始状态误差界
位置/m	1 000
速度/(m·s ⁻¹)	10
姿态/(°)	2

着陆过程的真实位置、速度、姿态变化曲线如图4所示,可以看出着陆器的位置和速度根据制导律逐渐收敛至坐标系原点成功着陆。由于位置速度没有剧烈跳变,能满足假设2所述的在短时间内近似看作匀减速直线运动的条件。采用黄金分割法对深度估计误差模型进行优化。为探究陆标位置与深度估计误差的关

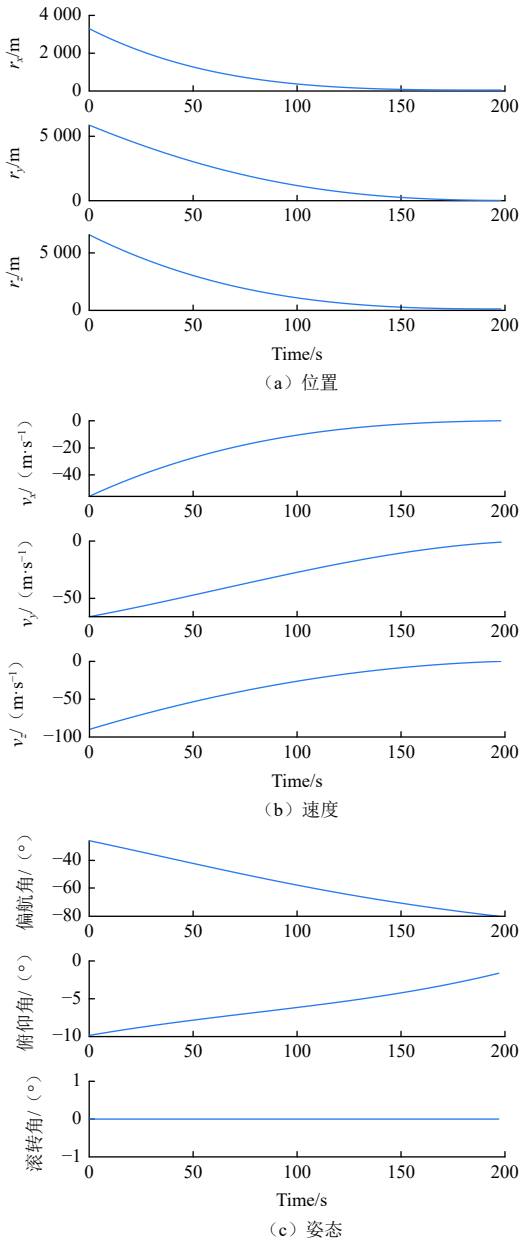


图 4 着陆器的真实状态
Fig. 4 Real states of lander

系,通过仿真计算每个陆标的深度估计误差,结果如图5所示,可以看出深度估计误差关于观测角度 α 、 β 只有1个最优值,利用黄金分割法进行寻优。

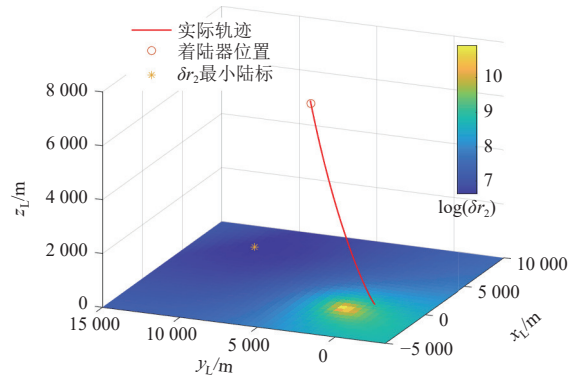
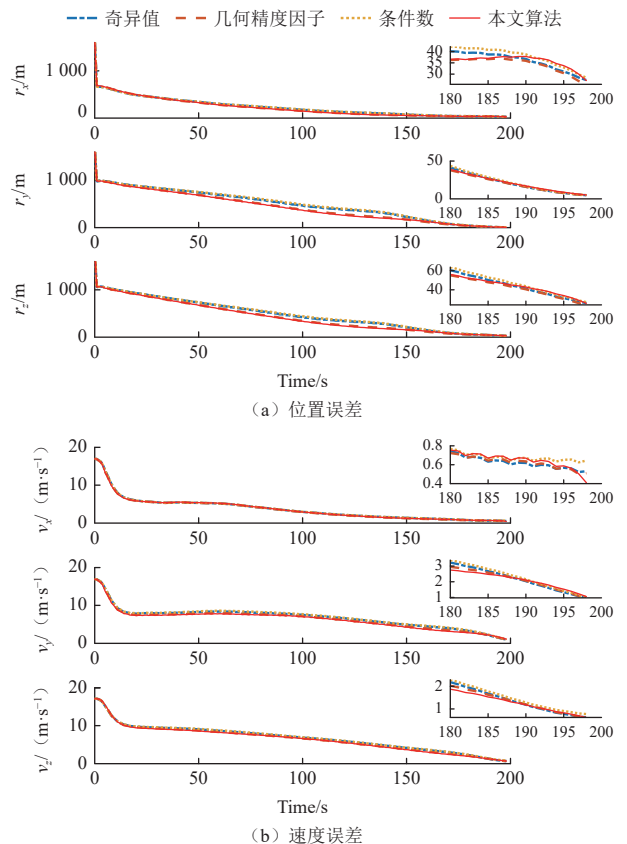


图 5 不同陆标的深度估计误差
Fig. 5 Depth estimation error of different landmarks

通过蒙特卡洛仿真将本文提出的 $\delta r_2^{(k+s,k)}$ 与传统可观测度指标进行对比(奇异值法、几何精度因子法、条件数法)。仿真300次后的导航误差如图6所示,由导航误差 3σ 包络线可以看出,采用本文提出的深度估计误差 $\delta r_2^{(k+s,k)}$ 规划陆标进行导航后得到的导航误差跟采用传统可观测度指标时几乎相同,甚至位置误差收敛的速度更快一些。偏航角没有收敛是因为仅观测一个已知陆标时偏航角不可观测^[19]。



(b) 速度误差

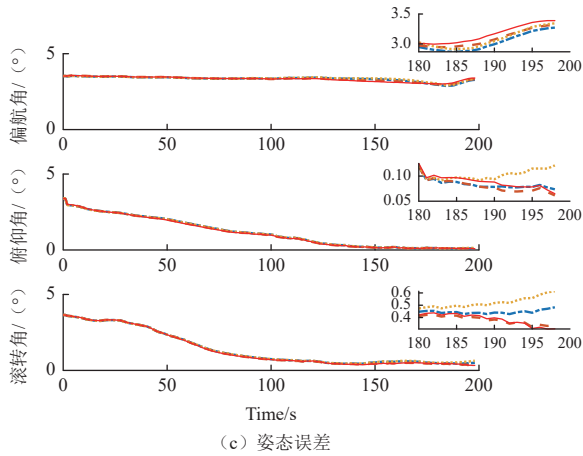


图6 不同陆标规划方法的导航误差

Fig. 6 Navigation errors of different landmark planning methods

为验证采用 $\delta r_2^{(k+s,k)}$ 在着陆器上在线优选陆标时的快速性,对比优化求解4种指标的消耗时间,并且每个时刻均观测陆标,观测3次后分别用4种指标规划并观测新陆标,优化算法均采用黄金分割法。每种指标规划陆标构型的时间消耗分布情况如图7所示。从上到下每条横线依次表示最大值、上四分位数、中位数、下四分位数、最小值。可以看出本文提出的 $\delta r_2^{(k+s,k)}$ 优化消耗时间最少,中位数比用时最短的奇异值法还减少了29.03%。这是由于 $\delta r_2^{(k+s,k)}$ 是一维函数,比另外3种含有矩阵运算的传统指标的算法复杂度更小,寻优时计算效率更高,因此 $\delta r_2^{(k+s,k)}$ 从求解快速性的角度明显优于另外3种方法,更易于在着陆器在线优选陆标。

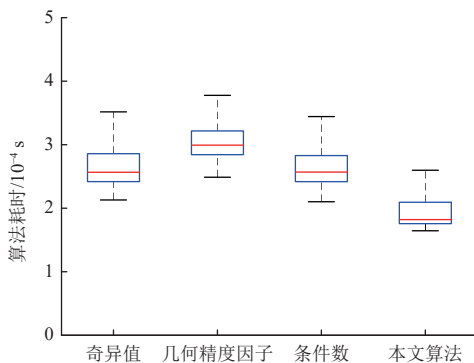


图7 不同陆标规划方法的算法耗时

Fig. 7 Algorithm consumption time of different landmark planning methods

4 结论

针对行星着陆过程中自主光学导航陆标优选问题,本文提出了一种基于深度估计误差的陆标优选方法,在对同一陆标进行三角观测时,为衡量陆标与着陆器间距离的估计精度,建立了深度估计误差模型;构建了面向优选陆标的观测规划策略,通过优化深度

估计误差模型寻找对导航精度贡献最高的陆标,算法复杂度小于传统方法;仿真验证了本文提出的陆标优选方法比传统方法的导航精度相近,但优化所需的时间缩短了29.03%,更适于着陆器自主优选陆标。

本文建立的深度估计误差模型与决定陆标空间构型的观测夹角有关,在未来的工作中将研究深度估计误差模型关于观测夹角的凹凸性,以便更有针对性地选择优化算法。

参 考 文 献

- [1] HUANG X Y, LI M D, WANG X L, et al. The Tianwen-1 guidance, navigation, and control for Mars entry, descent, and landing[J]. *Space: Science & Technology*, 2021, 1: 1-13.
- [2] 徐超,王大轶,黄翔宇.基于陆标图像的火星精确着陆自主导航方法研究[J].*深空探测学报(中英文)*, 2016, 3(2): 150-155.
XU C, WANG D Y, HUANG X Y. Autonomous navigation for Mars pin-point landing based on landmark image[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2016, 3(2): 150-155.
- [3] 黄翔宇,徐超,胡荣海,等.火星精确定点着陆多信息融合自主导航与控制方法研究[J].*深空探测学报(中英文)*, 2019, 6(4): 348-357.
HUANG X Y, XU C, HU H R, et al. Research of autonomous navigation and control scheme based on multi-information fusion for mars pinpoint landing[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2019, 6(4): 348-357.
- [4] JOHNSON A, WILLSON R, CHENG Y, et al. Design through operation of an image-based velocity estimation system for Mars landing[J]. *International Journal of Computer Vision*, 2007, 74(3): 319-341.
- [5] ULAMEC S, FANTINATI C, MAIBAUM M, et al. Rosetta lander-landing and operations on comet 67P/Churyumov-Gerasimenko[J]. *Acta Astronautica*, 2016, 125: 80-91.
- [6] SHIRAKAWA K, MORITA H, UO M, et al. Accurate landmark tracking for navigating Hayabusa prior to final descent[C]//*Proceedings of the AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*. Tampa: AIAA, 2006.
- [7] LU J Z, YE L L, HAN S L. Analysis and application of geometric dilution of precision based on altitude-assisted ins/sar integrated navigation[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2020, 70: 1-10.
- [8] WU L, XU Q, HEIKKIL J, et al. A star sensor on-orbit calibration method based on singular value decomposition[J]. *Sensors*, 2019, 19(15): 3301.
- [9] HUANG L, SONG J M, ZHANG C Y. Observability analysis and filter design for a vision inertial absolute navigation system for UAV using landmarks[J]. *Optik*, 2017, 149: 455-468.
- [10] YU Z S, CUI P Y, ZHU S Y. Observability-based beacon configuration optimization for Mars entry navigation[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2015, 38(4): 643-650.
- [11] XU C, HUANG X Y, LI M D, et al. Landmark database selection for vision-aided inertial navigation in planetary landing missions[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 118: 107040.
- [12] ZHAO Z D, YU Z S, CUI P Y. A beacon configuration optimization

- method based on fisher information for Mars atmospheric entry[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 133: 467-475.
- [13] ZHU S Y, LIU D C, LIU Y, et al. Observability-based visual navigation using landmarks measuring angle for pinpoint landing[J]. *Acta Astronautica*, 2019, 155: 313-324.
- [14] MOURIKIS A I, TRAWNY N, ROUMELIOTIS S I, et al. Vision-aided inertial navigation for spacecraft entry, descent, and landing[J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2009, 25(2): 264-280.
- [15] HESCH J A, KOTTAS D G, BOWMAN S L, et al. Camera-IMU-based localization: observability analysis and consistency improvement[J]. *The International Journal of Robotics Research*, 2014, 33(1): 182-201.
- [16] HESCH J A, KOTTAS D G, BOWMAN S L, et al. Consistency analysis and improvement of vision-aided inertial navigation[J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2013, 30(1): 158-176.
- [17] FORSTER C, PIZZOLI M, SCARAMUZZA D. SVO: fast semi-direct monocular visual odometry[C]//Proceedings of 2014 IEEE International Conference on Robotics and Automation(ICRA). Hong Kong: ICRA, 2014.
- [18] PIZZOLI M, FORSTER C, SCARAMUZZA D. REMODE: probabilistic, monocular dense reconstruction in real time[C]//Proceedings of 2014 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). Hong Kong: IEEE, 2014.
- [19] MARTINELLI A. Vision and IMU data fusion: closed-form solutions for attitude, speed, absolute scale, and bias determination[J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2011, 28(1): 44-60.
- 作者简介:
李嘉兴(1994-), 男, 博士生, 主要研究方向: 基于序列图像的自主导航。
 通信地址: 北京市5142信箱56分箱(100094)
 E-mail: lijiaxing_cast@163.com
- 王大秩**(1973-), 男, 研究员, 博士生导师, 主要研究方向: 航天器的自主制导、导航与控制、控制系统故障可诊断性/可重构性评价与设计等。**本文通信作者**。
 通信地址: 北京5142信箱56分箱(100094)
 E-mail: dayiwang@163.com

Landmark Selection Method for Autonomous Optical Navigation Based on Depth Estimation Error

LI Jiaxing¹, WANG Dayi¹, DONG Tianshu¹, LI Maodeng², XU Chao²

(1. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

2. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: When autonomous optical navigation is used to achieve accurate planetary landing, the amount of computation required for landmark selection needs to be reduced due to the limitation of computational resources. In this paper, a depth estimation error-based landmark selection method was proposed. First, a depth estimation error model was developed to describe the accuracy of distance estimation between the lander and the landmark when the same landmark was observed twice in a row, and then the model was used to describe observability degree and to select the landmark with highest accuracy of line-of-sight depth estimation from the sequential images. The landmark selection method proposed in this paper is similar to the conventional methods in terms of navigation accuracy, but requires less optimization computation time and is more suitable for autonomous navigation on the lander.

Keywords: planetary landing; optical navigation; landmark selection; sequential images

Highlights:

- A depth estimation error model is proposed to describe the accuracy of the distance estimation between the lander and the landmark.
- When the depth estimation error model is used as a observability degree of the landmark selection, navigation accuracy is higher than that of conventional methods.
- The depth estimation error model in the form of one-dimensional function has less computation and less optimization time than the traditional observable degrees involving complex matrix operation, and this model is more suitable for autonomous navigation on landers.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 宋利辉]