

基于陆标图像的火星精确着陆自主导航方法研究

徐超^{1, 2}, 王大轶^{1, 2}, 黄翔宇^{1, 2}

(1. 北京控制工程研究所, 北京 100190; 2. 空间智能控制技术重点实验室, 北京 100190)

摘要: 针对火星精确着陆自主导航高精度的要求, 提出一种仅利用火星地表陆标图像信息的自主导航方法。该方法考虑了图像拍摄到图像测量信息可用之间的时间延迟, 将成像时刻探测器位置和姿态作为系统状态, 利用其与探测器当前状态之间的相关性, 并通过迭代扩展卡尔曼滤波算法实现对探测器当前位置、速度和姿态的估计。在该导航方法下, 重点研究了导航陆标位置误差对导航精度的影响。最后, 通过数学仿真验证了所给出的自主导航方法, 并分析了导航陆标位置误差对导航精度的影响。

关键词: 陆标图像; 精确着陆; 自主导航; 迭代扩展卡尔曼滤波

中图分类号: V448.2

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2016)02-0150-06

DOI: 10.15982/j.issn.2095-7777.2016.02.009

引用格式: 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, 2016, 3(2): 150-155.

Reference format: 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.

0 引言

近年来, 火星精确着陆自主导航方法的研究受到越来越多的关注。在已实施的火星着陆探测任务中采用的着陆自主导航方法主要是惯性导航, 但由于初始导航误差、惯性测量误差以及引力场模型误差的累积, 惯性导航误差随时间增加而逐步增大, 因此, 惯性导航通常需要与其他外部测量传感器相结合来提高导航精度。目前广泛使用的方法是基于惯性导航配以测距测速修正或替换的导航方法^[1-2]。尽管测距测速传感器提供了较高精度的速度和斜距信息, 能够有效地抑制惯性导航在速度和高度方向上的误差发散, 但单纯的测距测速信息无法为导航系统提供完备的水平位置误差修正信息, 因此这种方法只能满足对着陆精度要求不太高的探测任务需求, 难以满足精确定点着陆任务的需要。

针对惯性导航配以测距测速修正的导航方法存在缺少水平位置信息的问题, 一种最为可行的技术手段是引入火星表面陆标图像信息进行自主导航, 这主要是由于火星表面分布着大量的天然陆标, 利用火星表面陆标图像信息能够获取完备的探测器位置和姿态信息。基于陆标图像的自主导航技术, 作为未来载人和无人深空探测精确定点着陆任务必需的关键技术, 美国NASA和欧空局等机构都将其作为深空探测技术的

重点发展方向之一。目前, 在已实施的深空探测任务中, 仅有日本的“隼鸟号”探测器和美国的“火星探测漫游者号”探测器利用序列图像信息部分完成了着陆过程的导航任务。其中: “隼鸟号”探测器采用了基于人造陆标图像的光学导航系统部分完成自主着陆任务^[3]; “火星探测漫游者”探测器利用下降序列图像估计了着陆器水平方向速度^[4]。此外, 国内外学者也对基于陆标图像信息的行星着陆自主导航方法进行了大量研究。目前的研究主要分为两类: 一是利用已知位置信息的陆标图像进行自主导航的研究; 二是利用未知位置信息的陆标图像进行着陆自主导航。针对陆标位置未知的情况, 文献[5]通过将陆标位置作为系统状态进行估计从而实现飞行器在未知环境下的自主导航; 文献[6-7]给出一种多状态约束的未知环境下视觉辅助惯性导航的自主导航方法; 文献[8-10]提出了多种基于陆标序列图像测量信息的着陆段自主导航方法。上述方法虽避免了需要陆标位置的先验信息, 但这些导航方法系统状态都不完全可观, 因而大都不满足精确着陆的要求。针对已知陆标位置信息的情况, 文献[11-12]研究了陆标图像信息辅助惯性导航的行星精确着陆自主导航方法, 但其并未考虑陆标位置误差的影响; 文献[13]研究了融合陆标图像测量信息和测距测速信息的天体定点着陆自主导航方法; 文献[7, 14]研究了同

时利用已知位置信息的陆标图像和未知位置信息的陆标图像进行精确着陆的自主导航方法，但这些研究都未考虑或深入分析陆标位置误差对导航精度的影响。

基于陆标图像信息的着陆自主导航方案还远未成熟，至今尚未得到成功的在轨应用。本文针对火星精确着陆自主导航高精度的要求，给出一种利用火星地表陆标图像信息的自主导航方法，并重点研究该导航方法下导航陆标位置误差对导航精度的影响。

1 火星着陆动力学模型与测量模型

探测器导航的任务是确定探测器相对于所选定的参考系的位置、速度和飞行姿态。为便于描述，引入如下3个坐标系：着陆点坐标系、本体坐标系和相机坐标系。

1) 着陆点坐标系 $\{L\}$ ：原点定义在事先确定的着陆点，基准平面取为当地水平面， x 轴指向东， y 轴指向北， z 轴与 x 、 y 轴构成右手坐标系。

2) 本体坐标系 $\{B\}$ ：原点定义为探测器质心， x 、 y 、 z 轴分别沿探测器三个惯性主轴方向构成右手坐标系。

3) 相机坐标系 $\{C\}$ ：原点定义为相机的光心， x 、 y 轴平行于像平面， z 轴与 x 、 y 轴构成右手坐标系。

1.1 火星着陆动力学模型

假设火星探测器动力下降段只受到发动机推力和火星引力作用，则在着陆坐标系 $\{L\}$ 下火星探测器动力下降段动力学模型如下

$$\begin{cases} {}^L\dot{\boldsymbol{r}} = {}^L\boldsymbol{v} \\ {}^L\dot{\boldsymbol{v}} = \boldsymbol{C}_{Lq}^T {}^B\boldsymbol{a} + \boldsymbol{g} - 2\boldsymbol{\omega}_m \times {}^L\boldsymbol{v} + \boldsymbol{n}_a \\ {}^B_L\dot{\boldsymbol{q}} = \frac{1}{2}\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{n}_w) {}^B_L\boldsymbol{q} \end{cases} \quad (1)$$

式中： ${}^L\boldsymbol{r}$ 和 ${}^L\boldsymbol{v}$ 分别为探测器在着陆点坐标系下的位置和速度； ${}^B\boldsymbol{a}$ 为发动机推力加速度； ${}^B_L\boldsymbol{q}$ 为表示探测器本体坐标系相对于着陆点坐标系的姿态四元数； \boldsymbol{C}_{Lq}^T 为着陆坐标系到本体坐标系的方向余弦阵，简称为 \boldsymbol{C}_q ； \boldsymbol{n}_a 为其他各种扰动加速度，设其为零均值的高斯白噪声； $\boldsymbol{\omega}$ 为本体系下探测器相对于着陆点坐标系的角速度； \boldsymbol{n}_w 为角速度扰动； $\boldsymbol{\omega}_m$ 为着陆点坐标系下火星转动角速度； \boldsymbol{g} 为当地重力加速度，设为常值； $\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega})$ 定义如下

$$\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} -[\boldsymbol{\omega} \times] & \boldsymbol{\omega} \\ -\boldsymbol{\omega}^T & 0 \end{bmatrix}, [\boldsymbol{\omega} \times] = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}$$

1.2 导航相机测量模型

在探测器着陆过程中，导航相机对火星表面陆标成像，通过图像处理可获取导航陆标在相机像平面的

投影坐标。假设在第 i 幅下降图像中检测到的第 j 个导航陆标 p_j 的测量量为

$$\boldsymbol{z}_i^j = \begin{bmatrix} u_i^j \\ v_i^j \end{bmatrix} = \frac{f}{c_{izj}} \begin{bmatrix} c_{ixj} \\ c_{iyj} \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中： $c_i p_j = [c_{ixj} \ c_{iyj} \ c_{izj}]^T$ 为导航陆标 p_j 在相机坐标系下的位置矢量，其表达式如下

$$c_i p_j = \begin{bmatrix} c_{ixj} \\ c_{iyj} \\ c_{izj} \end{bmatrix} = \boldsymbol{C}_{qi} ({}^L p_j - {}^L r_i) \quad (3)$$

式中： ${}^L p_j$ 为导航陆标 p_j 在着陆点坐标系中的位置，其可通过下降过程拍摄的图像与由轨道图像和对应的数字高程图构建的地图进行比对获取。为简化问题描述，不失一般性，此处假设相机坐标系与本体系重合。

2 基于陆标图像的自主导航系统

2.1 状态方程

由于导航陆标图像处理需要时间，因此导航系统状态包括探测器当前位置、速度和姿态以及成像时刻探测器位置和姿态，即

$$\begin{aligned} \boldsymbol{x} &= \begin{bmatrix} {}^L r_C^T & {}^L v_C^T & {}^B_L q^T & {}^L r_C^T & {}^B_L q_C^T \end{bmatrix}^T \\ &= \begin{bmatrix} \boldsymbol{x}_s & {}^L r_C^T & {}^B_L q_C^T \end{bmatrix}^T \end{aligned} \quad (4)$$

式中： \boldsymbol{x}_s 为系统当前状态； ${}^L r_C$ 和 ${}^B_L q_C$ 分别为成像时刻探测器位置和姿态，其不随时间变化，当生成新图像时由新图像成像时刻探测器位置和姿态代替前一图像成像时刻探测器位置和姿态作为系统状态。

误差状态为

$$\tilde{\boldsymbol{x}} = \begin{bmatrix} {}^L \tilde{r}^T & {}^L \tilde{v}^T & \delta \boldsymbol{\theta}^T & {}^L \tilde{r}_C^T & \delta \boldsymbol{\theta}_C^T \end{bmatrix}^T$$

其中：对于位置和速度分别有 ${}^L \tilde{r} = {}^L r - {}^L \hat{r}$ ， ${}^L \tilde{v} = {}^L v - {}^L \hat{v}$ ；对于姿态四元数有 ${}^B_L \tilde{q} = \delta \boldsymbol{q} \otimes {}^B_L \hat{q}$ ，取姿态四元数误差 $\delta \boldsymbol{q} = \left[\frac{1}{2} \delta \boldsymbol{\theta}^T \quad 1 \right]^T$ 。

线性化式(1)可得系统当前误差状态方程如下

$$\dot{\tilde{\boldsymbol{x}}}_s = \boldsymbol{F} \tilde{\boldsymbol{x}}_s + \boldsymbol{G} \boldsymbol{n} \quad (5)$$

式中： $\tilde{\boldsymbol{x}}_s = [{}^L \tilde{r}^T \quad {}^L \tilde{v}^T \quad \delta \boldsymbol{\theta}^T]^T$ ； $\boldsymbol{n} = [n_a^T \quad n_w^T]^T$ 为系统噪声；设其协方差为 \boldsymbol{Q}

$$\boldsymbol{F} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0}_{3 \times 3} & \boldsymbol{I}_{3 \times 3} & \boldsymbol{0}_{3 \times 3} \\ \boldsymbol{0}_{3 \times 3} & -2[\boldsymbol{\omega}_m \times] & -\boldsymbol{C}_{\hat{q}} [{}^B \boldsymbol{a} \times] \\ \boldsymbol{0}_{3 \times 3} & \boldsymbol{0}_{3 \times 3} & -[\boldsymbol{\omega} \times] \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix}$$

假设 k 时刻相机拍摄一幅图像, 则系统状态 \mathbf{x}_{s_k} 和协方差阵 $\mathbf{P}_{ss_k|k}$ 分别扩维为 \mathbf{x}_k 和 $\mathbf{P}_{k|k}$

$$\mathbf{x}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{10 \times 10} \\ \mathbf{M} \end{bmatrix} \mathbf{x}_{s_k} \quad (6)$$

$$\mathbf{P}_{k|k} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{9 \times 9} \\ \mathbf{L} \end{bmatrix} \mathbf{P}_{ss_k|k} \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{9 \times 9} \\ \mathbf{L} \end{bmatrix}^T \quad (7)$$

式中

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 4} \\ \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{I}_{4 \times 4} \end{bmatrix} \mathbf{L} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix}$$

由式(4)定义, 式(7)中系统在 k 时刻的协方差阵可写为

$$\mathbf{P}_{k|k} = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_{ss_k|k} & \mathbf{P}_{sc_k|k} \\ \mathbf{P}_{sc_k|k}^T & \mathbf{P}_{cc_k|k} \end{bmatrix} \quad (8)$$

其中: $\mathbf{P}_{ss_k|k}$ 为 9×9 的系统当前状态误差协方差; $\mathbf{P}_{cc_k|k}$ 为 6×6 的成像时刻探测器位姿误差协方差; $\mathbf{P}_{sc_k|k}$ 为 9×6 的系统当前状态误差与成像时刻位姿误差对应的协方差。式(8)所示的系统协方差阵时间更新过程如下

$$\mathbf{P}_{k+1|k} = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_{ss_{k+1|k}} & \phi_{k+1,k} \mathbf{P}_{sc_{k+1|k}} \\ \mathbf{P}_{sc_{k+1|k}}^T \phi_{k+1,k}^T & \mathbf{P}_{cc_{k+1|k}} \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中: $\mathbf{P}_{ss_{k+1|k}}$ 为系统当前状态时间更新; $\phi_{k+1,k}$ 为系统当前状态转移矩阵, 可由式(5)计算得到。

2.2 观测方程

以导航陆标在像平面的位置为观测量, 对于导航陆标 p_j , 由式(2)可得观测方程为

$$\mathbf{y}_i^j = \frac{f}{c_i z_j} \begin{bmatrix} c_i x_j \\ c_i y_j \end{bmatrix} + \mathbf{v}_i^j \quad (10)$$

式中: \mathbf{v}_i^j 为观测噪声, 设其协方差阵为 \mathbf{R}_v 。

第 i 时刻导航陆标 p_j 估计观测量为

$$\hat{\mathbf{y}}_i^j = \frac{f}{c_i \hat{z}_j} \begin{bmatrix} c_i \hat{x}_j \\ c_i \hat{y}_j \end{bmatrix} \quad (11)$$

其中

$$c_i \hat{\mathbf{p}}_{i_j} = \begin{bmatrix} c_i \hat{x}_j \\ c_i \hat{y}_j \\ c_i \hat{z}_j \end{bmatrix} = \mathbf{C}_{\hat{q}_i} \left({}^L \hat{\mathbf{p}}_i^j - {}^L \hat{\mathbf{r}}_i \right)$$

则第 i 时刻观测量残差

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_i^j &= \mathbf{y}_i^j - \hat{\mathbf{y}}_i^j \\ &\simeq \mathbf{H}_{r_i}^L \tilde{\mathbf{r}}_i + \mathbf{H}_{\delta \theta_i} \delta \theta_i + \mathbf{H}_{p_j}^L \tilde{\mathbf{p}}_i^j + \mathbf{v}_i^j \end{aligned} \quad (12)$$

式中

$$\begin{aligned} {}^L \tilde{\mathbf{p}}_i^j &= {}^L \mathbf{p}_j - {}^L \hat{\mathbf{p}}_i^j \\ \mathbf{H}_{r_i} &= -\mathbf{H}_C \mathbf{C}_{\hat{q}_i} \\ \mathbf{H}_{\delta \theta_i} &= \mathbf{H}_C \left[\mathbf{C}_{\hat{q}_i} \left({}^L \hat{\mathbf{p}}_i^j - {}^L \hat{\mathbf{r}}_i \right) \times \right] \\ \mathbf{H}_{p_j} &= -\mathbf{H}_{r_i} \\ \mathbf{H}_C &= \frac{f}{\hat{z}_j} \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{2 \times 2} & \\ & -\frac{1}{f} \hat{\mathbf{y}}_i^j \end{bmatrix} \end{aligned}$$

当导航陆标位置误差 ${}^L \tilde{\mathbf{p}}_i^j$ 为互不相关的随机误差时

$$\mathbf{r}_i^j = \mathbf{H}_i^j \tilde{\mathbf{x}}_i + \boldsymbol{\eta}_i^j \quad (13)$$

式中

$$\begin{aligned} \mathbf{H}_i^j &= [\mathbf{0}_{3 \times 9} \quad \mathbf{H}_{r_i} \quad \mathbf{H}_{\delta \theta_i}] \\ \boldsymbol{\eta}_i^j &= \mathbf{H}_{p_j}^L \tilde{\mathbf{p}}_i^j + \mathbf{v}_i^j \end{aligned}$$

此时

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_i^j &= \mathbf{E} \left[\boldsymbol{\eta}_i^j (\boldsymbol{\eta}_i^j)^T \right] \\ &= \mathbf{H}_{p_j}^L \mathbf{E} \left[\tilde{\mathbf{p}}_i^j (\tilde{\mathbf{p}}_i^j)^T \right] \mathbf{H}_{p_j}^T + \mathbf{R}_v \end{aligned} \quad (14)$$

2.3 导航滤波器

为了减小线性化误差, 采用迭代扩展卡尔曼滤波器进行导航更新, 迭代步骤如下^[12]:

- 1) 由第 m 次迭代结果 $\hat{\mathbf{x}}_{k+1|k+1}^{(m)}$ 计算估计观测量 $\hat{\mathbf{y}}_{k+1}^{(m)} = \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_{k+1|k+1}^{(m)})$ 以及观测矩阵 $\mathbf{H}^{(m)} = \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \mathbf{x}} \Big|_{\hat{\mathbf{x}}_{k+1|k+1}^{(m)}}$;
- 2) 由式(12)计算测量残差 $\mathbf{r}_{k+1}^{(m)} = \mathbf{y}_{k+1} - \hat{\mathbf{y}}_{k+1}^{(m)}$ 及其协方差

$$\begin{aligned} \mathbf{S}_{k+1}^{(m)} &= \mathbf{E} \left[\mathbf{r}_{k+1}^{(m)} (\mathbf{r}_{k+1}^{(m)})^T \right] \\ &= \mathbf{H}^{(m)} \mathbf{P}_{k+1|k+1}^{(m)} (\mathbf{H}^{(m)})^T + \mathbf{R}_{k+1} \end{aligned} \quad (15)$$

- 3) 计算第 m 次迭代卡尔曼滤波增益 $\mathbf{K}_{k+1}^{(m)}$

$$\mathbf{K}_{k+1}^{(m)} = \mathbf{P}_{k+1|k+1}^{(m)} (\mathbf{H}^{(m)})^T (\mathbf{S}_{k+1}^{(m)})^{-1} \quad (16)$$

- 4) 计算第 $m+1$ 次迭代结果 $\hat{\mathbf{x}}_{k+1|k+1}^{(m+1)}$ 及 $\mathbf{P}_{k+1|k+1}^{(m+1)}$

$$\Delta \hat{\mathbf{x}}_{k+1}^{(m)} = \mathbf{K}_{k+1}^{(m)} \left(\mathbf{r}_{k+1}^{(m)} + \mathbf{H}^{(m)} \Delta \hat{\mathbf{x}}_{k+1}^{(m-1)} \right) \quad (17)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1|k+1}^{(m+1)} = \hat{\mathbf{x}}_{k+1|k+1}^{(m)} + \Delta \hat{\mathbf{x}}_{k+1}^{(m)} \quad (18)$$

$$\mathbf{P}_{k+1|k+1}^{(m+1)} = \mathbf{P}_{k+1|k+1}^{(m)} - \mathbf{K}_{k+1}^{(m)} \mathbf{S}_{k+1}^{(m)} (\mathbf{K}_{k+1}^{(m)})^T \quad (19)$$

特别地, 在 $k+1$ 时刻第一次迭代时以时间更新得到

的 $\hat{\mathbf{x}}_{k+1|k}$ 及 $\mathbf{P}_{k+1|k}$ 作为迭代初值, $\Delta \hat{\mathbf{x}}_{k+1}^{(0)} = \mathbf{0}$; 最后一次迭代结果即为 $k+1$ 时刻的状态最优估计 $\hat{\mathbf{x}}_{k+1|k+1}$ 和 $\mathbf{P}_{k+1|k+1}$; 姿态四元数的更新过程参见文献[12]。

3 仿真分析

为验证所提出的导航方案, 在 Matlab 环境下进行仿真实验, 探测器初始状态如表 1 所示。

表 1 探测器仿真初始状态

Table 1 Initial true state of the vehicle

初始状态参数	数值
位置/m	$[300 \ 500 \ 3\ 000]^T$
速度/($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	$[-3 \ -2 \ -20]^T$
姿态四元数	$[0.993\ 87 \ 0.060\ 855 \ 0.069\ 392 \ 0.060\ 855]^T$
角速度/rad	$[0 \ 0 \ 0.2]^T$

仿真初始条件为位置各方向存在 100 m 的随机误差, 速度各方向存在 1 m/s 随机误差, 姿态各轴指向存在 1° 随机误差, 导航陆标位置各方向存在 1 m 随机误差。设导航相机焦距 f 为 3.5 mm, 视场角为 $70^\circ \times 70^\circ$, 分辨率 $1\ 024 \times 1\ 024$, 图像处理精度为 1 个像素。此处仿真主要用于验证利用陆标图像信息进行精确着陆自主导航的有效性, 因此采用模拟陆标进行, 即假设着陆区域随机分布着一些可被观测且可用于导航的自然陆标。在实际着陆导航过程中可通过处理探测器下降过程中拍摄的火星地表图像进行自然陆标的识别和跟踪, 进而利用识别和跟踪的自然陆标进行导航。假设在着陆区域随机分布着 40 个陆标, 如图 1 所示, 给出了用于仿真的探测器着陆轨道。图 2 给出了探测器下降过

程中相机观测到的导航陆标个数, 由图可看出在 64 s 之后无陆标可观测, 此时探测器轨道估计直接通过动力学模型递推得到。

图 3~7 分别给出了基于陆标图像信息的火星探测器着陆自主导航系统估计探测器位置、速度和姿态的某

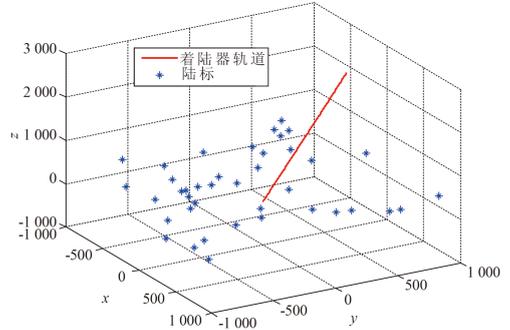


图 1 探测器着陆轨道及随机分布的导航陆标
Fig. 1 Landing trajectory and landmarks

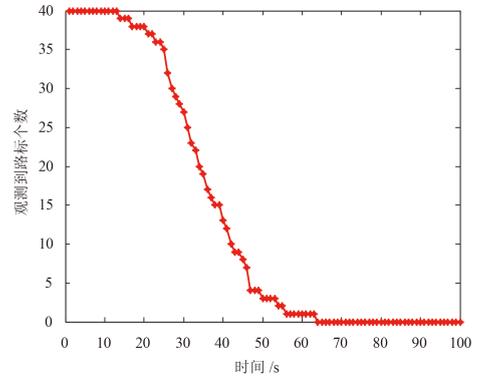


图 2 探测器着陆过程中观测到的陆标个数
Fig. 2 The change curve of number of landmarks used for update with altimeter

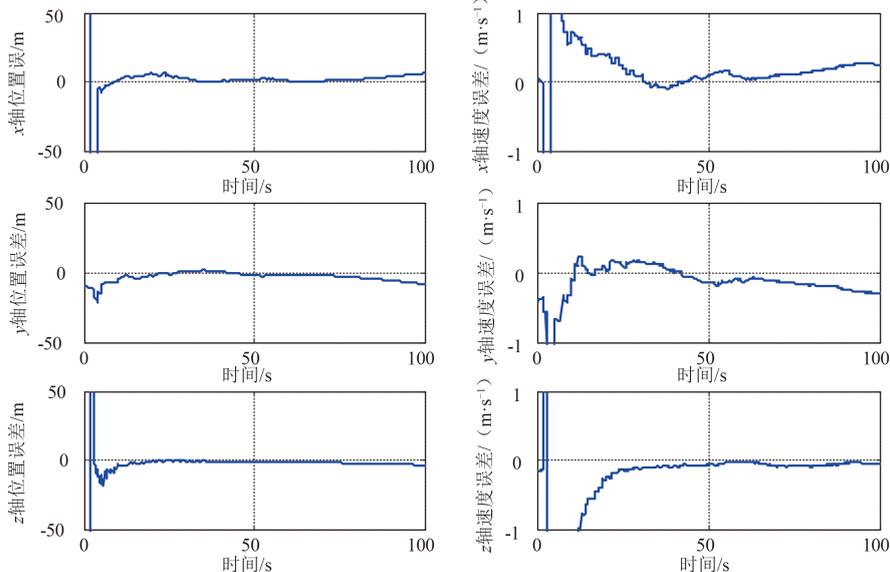


图 3 各轴位置和速度估计结果
Fig. 3 Position and velocity estimation error

一次仿真结果,其中图3和图4给出了位置、速度和姿态角各分量的误差估计,图5~图7给出了总的位置、速度和姿态估计误差。由图可看出,采用陆标图像信息进行导航可使导航误差迅速减小,当可被观测的导航陆标个数减为0之后导航误差逐渐增大,其主要是动力学模型误差引起,因此在下降过程中可通过引入新的导航陆标来进一步提高导航精度。在所给出的仿真条件下,利用导航陆标图像信息的火星着陆自主导航方法经50次蒙特卡洛仿真得到的平均位置误差为8.49 m,平均速度估计误差为0.36 m/s,平均姿态估计误差为0.14°,满足精确着陆的要求。

图8给出了导航陆标位置不存在误差和分别存在1 m和10 m误差时某一次导航仿真结果,表2给出了不同陆标位置误差下由50次蒙特卡洛仿真结果计算得到的平均导航误差。由仿真结果可看出,当导航陆标位置误差较小时对导航精度影响较小,当导航陆标位置误差较大时,系统导航精度显著降低。值得注意的是,导航陆标位置误差在导航过程中属于固定误差,但在导航过程中式(14)将其处理为了高斯随机误差,因此为满足精确着陆要求,此时需要对导航陆标位置误差进行补偿和修正。

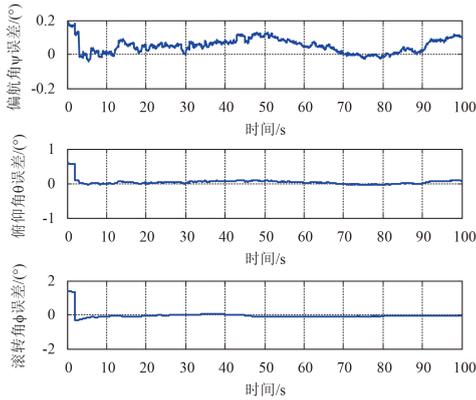


图4 各姿态角估计结果
Fig. 4 Attitude estimation error

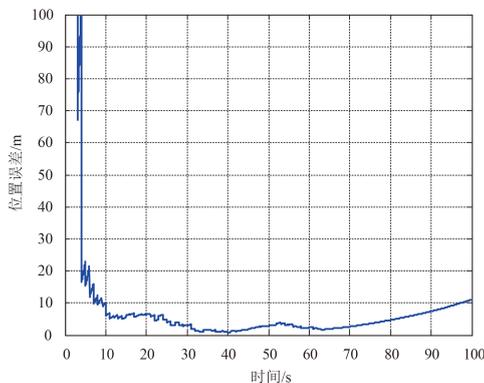


图5 位置误差
Fig. 5 Total position estimation error

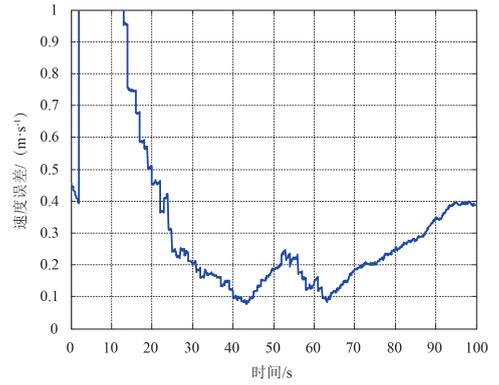


图6 速度误差
Fig. 6 Total velocity estimation error

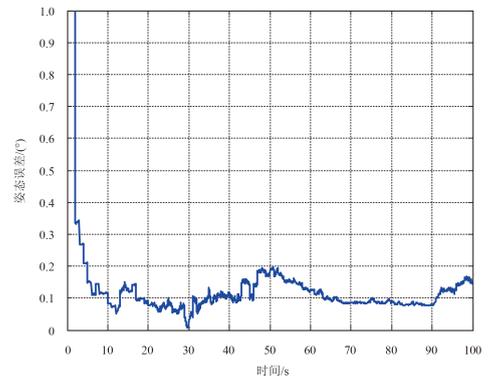


图7 姿态误差
Fig. 7 Total attitude estimation error

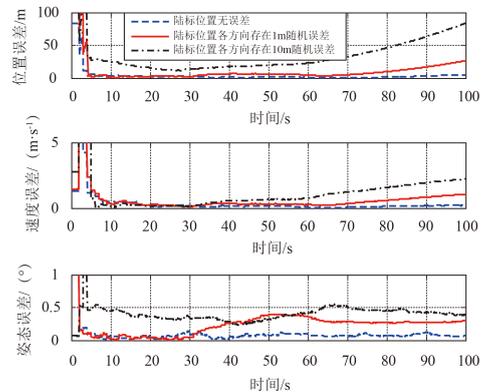


图8 导航陆标位置存在不同随机误差导航结果
Fig. 8 Navigation results with different landmark position errors

表2 不同陆标位置误差下蒙特卡洛仿真平均导航误差
Table 2 Monte Carlo results with different landmark position errors

参数状态	数值		
陆标位置误差/m	0.00	1.00	10.00
位置误差/m	6.25	8.49	46.32
速度误差/(m·s ⁻¹)	0.25	0.36	1.16
姿态误差/(°)	0.13	0.14	0.37

4 结论

本文提出了一种仅利用火星表面陆标图像信息进行精确着陆的自主导航方法, 该方法通过将成像时刻探测器姿态作为系统状态来解决由于图像处理引起的测量信息存在时间延迟的问题, 并研究了该导航方法下导航陆标位置误差对导航精度的影响。通过数学仿真验证了所给出的导航方法的有效性, 分析了导航陆标位置误差对导航精度的影响。仿真结果表明, 导航陆标位置误差是影响导航精度的重要因素。当导航陆标位置存在较大误差时, 要实现精确着陆需要对导航陆标位置误差进行修正和补偿, 导航陆标位置误差的修正和补偿方法是下一步需要研究的问题。

参 考 文 献

- [1] 黄翔宇, 张洪华, 王大轶, 等. “嫦娥3号”探测器软着陆自主导航与制导技术[J]. 深空探测学报, 2014, 1 (1): 52-59.
Huang X Y, Zhang H H, Wang D Y, et al. Autonomous navigation and guidance for Chang'e-3 soft landing [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2014, 1 (1): 52-59.
- [2] Oberhettinger D, Skulsky E D, Bailey E S. Assessment of Mars Phoenix EDL performance[C]//2011 IEEE Aerospace Conference. California: IEEE, 2011.
- [3] Morita H, Shirakawa K. Hayabusa's real-time landmark tracking navigation for descents and touchings-downs[C]//AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Colorado: AIAA, 2006.
- [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] Kim J, Sukkarieh S. Autonomous airborne navigation in unknown terrain environments[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2004, 40 (3): 1031-1045.
- [6] Mourikis A I, Roumeliotis S I. A multi-state constraint Kalman filter for vision-aided inertial navigation[C]//IEEE International Conference on Robotics and Automation. Roma: IEEE, 2007.
- [7] 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.
- [8] Indelman V, Gurfil P, Rivlin E, et al. Navigation aiding based on coupled online mosaicking and camera scanning[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33 (6): 1866-1882.
- [9] Pannhanden G, Jansson M. Vision-aided inertial navigation using planar terrain features[C]//The 1st International Conference on Robot, Vision and Signal Processing. [S.l.]: Kaohsiung, 2011.
- [10] Indelman V, Gurfil P, Rivlin E, et al. Real-time vision-aided localization and navigation based on three-view geometry[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2012, 48 (3): 2239-2259.
- [11] Li S, Cui P Y, Cui H T. Vision-aided inertial navigation for pinpointing planetary landing[J]. Advances in Space Research, 2007, 11 (6): 499-506.
- [12] Trawny N, Mourikis A I, Roumeliotis S I, et al. Vision-aided inertial navigation for pin-point landing using observations of mapped landmarks[J]. Journal of Field Robotics, 2007, 24 (5): 357-378.
- [13] 张晓文, 李骥, 黄翔宇, 等. 基于陆标图像的天体定点着陆信息融合导航方法[J]. 空间控制技术与应用, 2014, 40 (6): 10-15.
Zhang X W, Li J, Huang X Y, et al. Information-fusion-integrated navigation for celestial body pinpoint landing based on landmark image[J]. Aerospace Control and Application, 2014, 40 (6): 10-15.
- [14] Bilodeau V S, Neveu D, Bruneau-Dubuc S, et al. Pinpoint lunar landing navigation using crater detection and matching: design and laboratory validation[C]//AIAA Guidance Navigation, and Control Conference. Minnesota: AIAA, 2012.

作者简介:

徐超 (1987-), 男, 博士生, 主要研究方向: 航天器自主导航。
通信地址: 北京市海淀区中关村南三街16号北京控制工程研究所 (100190)
电话: (010) 68378543
E-mail: xc_1987@126.com

Autonomous Navigation for Mars Pin-Point Landing Based on Landmark Image

XU Chao^{1, 2}, WANG Dayi^{1, 2}, HUANG Xiangyu^{1, 2}

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;

2. Science and Technology on Space Intelligent Control Laboratory, Beijing 100190, China)

Abstract: Aiming at the autonomous and the precise navigation of Mars pin-point landing, an autonomous navigation method based on only landmark image is presented in this paper. In order to deal with image-processing time delay, the position and the attitude of detector at the imaging time are used as system state. The current system state can be updated by these landmark measurements through iterated extended Kalman filter. Using the method, the effects of landmark position error on navigation precision are analyzed. Finally, the validity of the proposed navigation method is confirmed by numerical simulations.

Key words: landmark image; pin-point landing; autonomous navigation; iterated extended Kalman filter

[责任编辑: 杨晓燕]