

# 探测器着陆小天体的自主光学导航研究

黄翔宇, 崔祜涛, 崔平远

(哈尔滨工业大学 137 深空探测基础研究中心, 黑龙江哈尔滨 150001)

**摘 要:** 提出了一种用于探测器着陆小天体的自主光学导航方案. 该方案利用探测器上的光学导航相机和激光测距仪, 分别测量三个预先选定特征点的图像坐标和探测器到特征点的距离, 由此得出探测器的相对位置, 并利用广义卡尔曼滤波实时确定探测器的轨道. 最后, 通过数学仿真验证了这种自主光学导航方案的可行性, 并在传感器测量精度一定的情况下, 通过仿真分析了小天体模型误差对导航精度的影响.

**关键词:** 小天体; 自主光学导航; 广义卡尔曼滤波

**中图分类号:** V448.224 **文献标识码:** A **文章编号:** 0372-2112 (2003) 05-0659-03

## Autonomous Optical Navigation for Probes Landing on Small Body

HUANG Xiang-yu, CUI Hu-tao, CUI Ping-yuan

(Deep Space Exploration Research Center, PO Box 137, Harbin Institute of Technology, Harbin, Heilongjiang 150001, China)

**Abstract:** An autonomous optical navigation scheme for probes landing on small body is presented. The image coordinates of three pre-selected fixation-points (FPs) are obtained by using an optical navigation camera. And the distance from probes to each FP is measured using a laser range finder. Relative position for probes is acquired from three image coordinates and the distance. The real-time orbit for probes is determined by using the extended Kalman filter. The effectiveness of the scheme is validated using digital simulations. And the influence of the navigation precision upon the small body model error for small body is analyzed by simulations, under the certain sensors precision circumstance.

**Key words:** small body; autonomous optical navigation; extended Kalman filter

## 1 引言

小天体探测将是未来深空探测最复杂的任务之一<sup>[1]</sup>. 由于小天体距离地球较远, 导致地面到小天体探测器的通讯有较长的时间延迟, 于是在探测器着陆小天体段, 基于地面的导航方式不再可用, 因此小天体探测器的自主导航技术将变得更加重要<sup>[2]</sup>. 国际上几个主要的深空任务, 如 NASA 的 DS-1, 欧空局的 ROSETTA, 日本的 MUSES-C 都指出, 对于未来的深空探测自主导航是必需的. 着陆段探测器距小天体较近, 小天体将充满整个相机视场, 于是绕飞段可用的图像匹配地形图的光学导航方式变得不适合. 而且, 由于着陆段的特殊性, 比如, 为了避免探测器撞击到岩石或大石头上, 着陆段需要较高的导航位置精度. 为了避免探测器的硬接触, 着陆时要严格限制着陆速度. 如日本的 MUSES-C 提出的着陆速度限制为: 垂直方向小于  $0.1\text{m/s}$ , 水平方向小于  $0.08\text{m/s}$ <sup>[3]</sup>. 这就要求着陆段有较高的导航速度精度. 故需要研究一种精度较高的光学导航方式. 于是, 本文依据文献[2]提出的利用提取和跟踪的特征点确定探测器与目标天体之间的相对位置与姿态的思想, 提出了一种用于探测器着陆小天体的自主光学导航方案.

该方案利用探测器上的光学导航相机和激光测距仪测量三个预先选定特征点的图像坐标和探测器到特征点的距离, 由此得出探测器的相对位置, 并利用广义卡尔曼滤波实时确定探测器的轨道.

## 2 自主光学导航方案

### 2.1 导航系统的测量

着陆段探测器距小天体较近, 则利用导航相机可得到小天体表面的详细特征; 显然, 探测器到小天体表面的距离也进入激光测距仪的测量范围<sup>[2]</sup>. 由姿态控制系统保证相机和激光测距仪实时对三个预先选定特征点的跟踪. 于是, 利用导航相机获取每个特征点的图像坐标  $p = [p_x \ p_y]^T$ , 利用装在万向支架上的激光测距仪指向特征点, 并测量其到特征点的距离  $d$ . 则可以得到由探测器到特征点的三维矢量  $p^c = [p_x^c \ p_y^c \ p_z^c]^T$ ,

$$p^c = \frac{d}{\sqrt{p_x^2 + p_y^2 + f^2}} \begin{bmatrix} p_x \\ p_y \\ f \end{bmatrix} \quad (1)$$

这里  $f$  是相机的焦距长度, 上标  $c$  表示相机固连坐标系  $c$ .

收稿日期: 2001-12-20; 修回日期: 2002-11-05

基金项目: 十五国防科技民用航天预研项目

## 2.2 相对位置与姿态的确定

为了仅利用探测器上信息获得探测器与目标体之间的相对位置与姿态,至少需要三个特征点(包括着陆点).取着陆点为一个特征点,在其附近选择两个特征点(如岩石或凹坑),并保证这三个点不在一条直线上,则这三点可以确定一个平面.

如图 1 所示,定义着陆点固连坐标系 $\Sigma^f$ ,着陆点为坐标原点,着陆点指向另一特征点的矢量为 $X$ 轴,三点确定的平面法线为 $Z$ 轴, $Y$ 轴构成右手坐标.设 $e_1^f, e_2^f, e_3^f$ 分别表示 $\Sigma^f$ 的单位矢量,则构造着陆点固连坐标系为

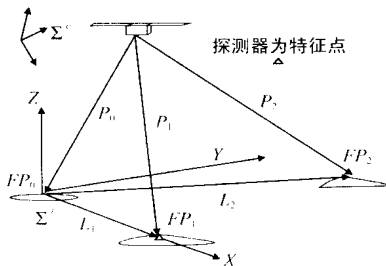


图1 构造着陆点坐标系示意图

$$e_1^f = \frac{L_1^c}{L_1^c} \quad (2)$$

$$e_3^f = \frac{e_1^f \times L_2^c}{L_2^c} \quad (3)$$

$$e_2^f = e_3^f \times e_1^f \quad (4)$$

这里 $L_i^c = P_i^c - P_0^c (i=1,2)$ ,  $P_i^c$ 是由探测器到特征点 $FP_i (i=0,1,2)$ 的矢量.

定义 $R_c^f$ 是相机坐标系相对着陆点固连系的转换矩阵,则有

$$R_c^f = [e_1^f \ e_2^f \ e_3^f]^T \quad (5)$$

那么,可以得到在着陆点固连系探测器相对着陆点的位置

$$Y^f(t) = R_c^f(t) P_0^f(t) \quad (6)$$

## 2.3 导航滤波器

为了抑制测量噪声和估算着陆小天体探测器的轨道参数,这里利用广义卡尔曼滤波算法设计导航滤波器.

**2.3.1 状态方程** 在探测器绕飞段可以得到一定精度的小天体模型和确定所需的三个特征点及其在小天体固连坐标系的位置<sup>[4]</sup>,则可在着陆点固连坐标系上描述探测器与目标小天体之间的相对运动.取探测器在着陆点固连坐标系的位置 $\bar{r} = [x_1 \ x_2 \ x_3]^T$ 和速度 $\bar{v} = [x_4 \ x_5 \ x_6]^T$ 为状态 $X = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6]^T$ ,则在着陆点固连坐标系上探测器的动力学方程为

$$\dot{X} = f(X) + W \quad (7)$$

$$f(X) = \begin{bmatrix} \bar{v} \\ 2x_5 + {}^2x_1 + U_{x_1} + a_{x_1} \\ -2x_4 + {}^2x_2 + U_{x_2} + a_{x_2} \\ U_{x_3} + a_{x_3} \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中, $U_{x_1} = \frac{\partial U}{\partial x_1}, U_{x_2} = \frac{\partial U}{\partial x_2}, U_{x_3} = \frac{\partial U}{\partial x_3}, U$ 为小天体引力位函数,

这里引用文献[5]中的Eros的引力位函数 $U = \frac{\mu}{r} \left\{ 1 + \left( \frac{a}{r} \right)^2 \left[ \frac{1}{2} C_{20} (3\sin^2 L - 1) + 3 C_{22} \cos^2 L \cos 2 \right] \right\}$ ,其中 $\mu$

为小天体引力常数; $r, L$ 分别是探测器在小天体球坐标上的位置——径距、经、纬度; $a$ 为小天体近似椭球体最大长半轴; $C_{20}, C_{22}$ 为小天体球体调谐项系数; $a_{x_1}, a_{x_2}, a_{x_3}$ 为推进器产生的加速度在着陆点坐标系上的分量; $\omega$ 为小天体的自旋角速度; $W$ 为模型不确定性.

**2.3.2 观测方程** 选择探测器在着陆点固连系的相对位置作为观测量,则观测方程为

$$Z = Y^f = h(X) + u$$

$$h(X) = \bar{r} = HX \quad (9)$$

其中, $H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$ ,  $u$ 为观测误差.假设模型误差 $W$ 和观测误差 $u$ 均为独立的零均值高斯白噪声,且 $E\{W(k)W(j)^T\} = Q_{kj}, E\{u(k)u(j)^T\} = R_{kj}$ .

**2.3.3 广义卡尔曼滤波器** 依据上面的状态方程和观测方程,可以描述滤波过程

(1) 计算最优预测值,数值积分

$\dot{X}(t) = f[X(t)]$ ,得到 $X(k+1|k)$ ;

(2) 预测误差方差阵

$$P(k+1|k) = (k)P(k|k) - T(k) + Q_k$$

其中

$$(k) = I + A[X(k|k)] \cdot t + A^2[X(k|k)] \cdot t^2/2,$$

$$A[X(k|k)] = \frac{\partial f}{\partial X} \Big|_{X=X(k|k)};$$

(3) 最优增益矩阵

$$K(k+1) = P(k+1|k) H^T [HP(k+1|k) H^T + R_{k+1}]^{-1}$$

(4) 最优滤波值

$$X(k+1|k+1) = X(k+1|k) + K(k+1) \{ Z(k+1) - h[X(k+1|k)] \}$$

(5) 滤波误差方差阵

$$R(k+1|k+1) = [I - K(k+1)H] P(k+1|k) [I - K(k+1)H]^T + K(k+1)R_{k+1}K^T(k+1)$$

这样,应用滤波方程就可以估算出探测器的轨道

$$X = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6]^T.$$

## 3 仿真与结果

取小行星 Eros433 作为目标天体,其引力参数为 $\mu = 5 \times 10^{-4} \text{ km}^3/\text{s}^2$ ,引力场系数为 $c_{20} = -0.2730, c_{22} = 0.1301, a = 9900 \text{ m}$ ,自旋周期为 5.27 小时,标称的轨道取小天体的自旋角速度在 $(1 \pm 30\%)$ 范围内变化.着陆点坐标取为 $x=0, y=0, z=0$ 并假设着陆点固连坐标系与小天体固连系的三轴方向相同.初始状态为 $x=350 \text{ m}, \dot{x}=-1.2 \text{ m/s}, y=300 \text{ m}, \dot{y}=0.2 \text{ m/s}, z=2000 \text{ m}, \dot{z}=-1.0 \text{ m/s}$ .在初始时刻,探测器的相对位置在各个方向的误差方差为 $1 \times 10^4 \text{ m}^2$ ,各个方向速度误差方差为 $0.01 \text{ m}^2/\text{s}^2$ .导航相机和激光测距仪以 5 秒的采样间隔输出,测量精度分别为 $\frac{2}{\sigma_x} = \frac{2}{\sigma_y} = 1 \times 10^{-8} \text{ m}^2, \frac{2}{\sigma_d} = 10 \text{ m}^2$ .

由于滤波模型中的小天体模型参数存在不确定性,这里假设,小天体引力常数 $\mu$ 和自旋角速度 $\omega$ 及引力场模型系数 $a, c_{20}$ 和 $c_{22}$ 同时存在 $x\%$ 不确定性,即分别和仿真标称值相差

$x\%$ , 使  $x = 20, 50, 100, 150$  进行了仿真, 给出了滤波输出结果与标称轨道的误差, 结果分别如图所示。图中虚线表示  $x$  轴(指着陆点坐标系)方向误差, 点划线表示  $y$  轴方向误差, 实线表示  $z$  轴方向误差。图 2 为模型参数存在 20% 不确定时的轨道误差, 图 3 为模型参数存在 50% 不确定时的轨道误差, 图 4 为模型参数存在 100% 不确定时的轨道误差, 图 5 为模型参数存在 150% 不确定时的轨道误差。

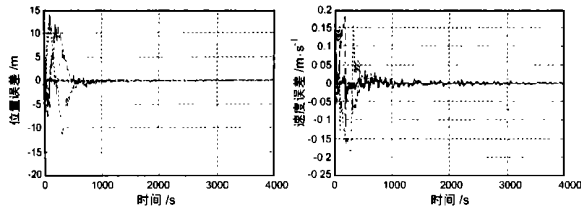


图 2 小天体模型有 20% 不确定性时所得探测器轨道误差

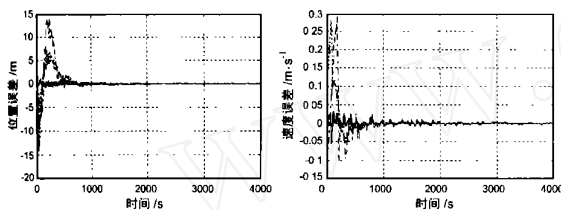


图 3 小天体模型有 50% 不确定性时所得探测器轨道误差

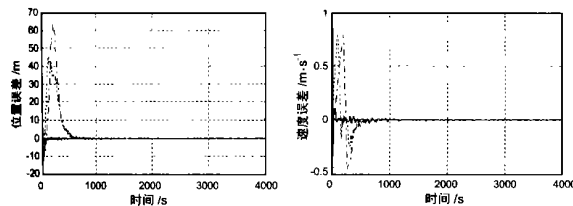


图 4 小天体模型有 100% 不确定性时所得探测器轨道误差

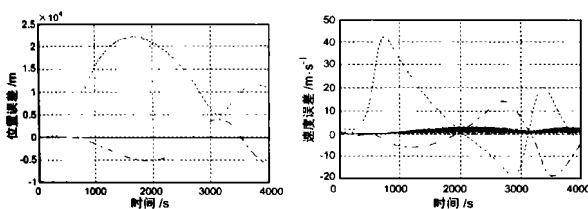


图 5 小天体模型有 150% 不确定性时所得探测器轨道误差

仿真结果表明, 一定范围内的小天体模型误差, 这种导航方法能达到着陆段的导航精度要求。对比图 2、图 3 和图 4 可知, 小天体模型误差增大, 导航精度降低; 从图 5 可以看出, 小天体模型误差超出一定范围, 导航滤波器开始发散。可知, 这种导航方法依赖于小天体模型。实际上, 利用探测器绕飞段的测量数据可以得到一定精度的小天体模型, 故这种自主光学导航方法能达到探测器着陆段的精度要求, 可用于探测器着陆小天体的导航。

## 4 结论

提出了一种用于探测器着陆小天体的自主光学导航方案, 该方案利用探测器上的光学导航相机和激光测距仪测量三个预先选定特征点的图像坐标和探测器到特征点的距离, 由此得出探测器的相对位置, 并利用广义卡尔曼滤波实时确定探测器的轨道。小天体的模型误差影响定轨精度, 研究表明一定范围内的小天体模型误差, 导航精度能达到着陆段的要求。利用探测器绕飞段的测量数据可得到一定精度的小天体模型, 故这种自主光学导航方法可用于探测器着陆小天体。

## 参考文献:

- [1] Jun 'ICHIRO Kawaguchi, Tatsuki Hashimoto, Takashi Misu, Shujiro Sawai. An autonomous optical guidance and navigation around asteroids [J]. Acta Astronautica, 1999, 44(5): 267 - 280.
- [2] Toshihiko Misu, Tatsuki Hashimoto, Keiken Ninomiya. Optical guidance for autonomous landing of spacecraft [J]. IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, 1999, 35(2): 459 - 473.
- [3] T Kubota, T Hashimoto, J Kawaguchi, S Sawai, et al. Navigation guidance and control of asteroid sample return spacecraft: MUSES-C [A]. Proceedings 4<sup>th</sup> ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems [C]. Noordwijk, The Netherlands: ESTEC, 1999: 511 - 516.
- [4] J Veverka, et al. Imaging of asteroid 433 eros during NEAR's flyby reconnaissance [J]. SCIENCE, 1999, 285: 562 - 564.
- [5] Darla German, Alan L Friedlander. A simulation of orbits around asteroids using potential field modelling [J]. Advances in the Astronautical Sciences, Spaceflight Mechanics, 1991, 75: 1183 - 1201.

## 作者简介:



黄翔宇 男, 1976 年生于河南省驻马店, 2001 年哈尔滨工业大学飞行器设计专业硕士毕业, 现为哈尔滨工业大学飞行器设计专业博士生, 主要研究方向: 自主导航和轨道控制, 非线性估计, 小天体动力学。

崔祐涛 男, 1970 年生于吉林省长春市, 博士, 副教授, 主要研究方向: 非线性控制, 神经网络建模与控制, 飞行器导航与控制。

崔平远 男, 1961 年生于山东省即墨, 博士, 教授, 博士生导师, 哈工大深空探测基础研究中心主任, 国防科工委空间碎片研究管理组成员, 国家 863 计划为小型化系统技术主题和深空探测技术主题专家, 《数据采集与处理》杂志编委, 发表论文 70 多篇, 出版一本关于车辆系统辨识专著。主要研究方向: 控制理论与应用, 基于信息融合的车辆组导航技术, 小型化系统智能控制和信息处理技术, 深空探测关键技术等。