

## 基于特征匹配的着陆导航敏感器相对校准算法

李建国<sup>1,2</sup>, 崔祜涛<sup>1</sup>, 田 阳<sup>1</sup>

- (1. 哈尔滨工业大学 深空探测基础研究中心, 黑龙江 哈尔滨 150080;
2. 中国人民解放军 61345 部队, 陕西 西安 710010)

**摘 要:** 在光学辅助惯性导航系统中, 观测信息的最优融合依赖于相机与惯性测量单元六自由度转换的精确校准。针对火星软着陆自主导航中的测量信息最优融合问题, 提出了基于扩展卡尔曼滤波的导航敏感器相对位姿校准算法。该算法仅利用火星表面可获取的路标特征点信息, 不借助额外的测量设备, 对相机与惯性测量单元相对位姿进行精确的校准, 同时, 能够估计着陆器的位置、速度和姿态。考虑到着陆器机动和火星自旋的影响, 建立了宽视场相机及惯性测量单元的高精度测量模型。最后通过数学仿真对所提出的校准算法的可行性和有效性进行了验证。

**关键词:** 敏感器相对校准; 信息融合; 火星着陆; 光学导航; 特征点匹配

**中图分类号:** V448.22 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2014)01-0267-07

## Sensors relative calibration method for landing navigation based on feature matching

Li Jianguo<sup>1,2</sup>, Cui Hutao<sup>1</sup>, Tian Yang<sup>1</sup>

- (1. Deep Space Exploration Research Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China;
2. Unit 61345 of PLA, Xi'an 710010, China)

**Abstract:** In the vision-aided inertial navigation system, optimal information fusion depends on accurate calibration of the six degrees-of-freedom transformation between a camera and an inertial measurement unit. Considering the measurement information optimal fusion problem of autonomous navigation during soft landing on Mars, a sensor-to-sensor relative pose calibration algorithm was proposed based on the extended Kalman filter. The proposed algorithm can accurately calibrate the relative pose of the camera and inertial measurement unit, and simultaneously estimate the position, velocity and attitude of the spacecraft. Moreover, obtaining this calibration information requires no additional measurement equipment except the landmark features on the surface of the Mars. Furthermore, high fidelity sensor models for wide field-of-view camera and inertial measurement unit were developed taking into account effects of the probe maneuver and the Mars rotation. Finally, the validity of the sensors calibration algorithm presented in this paper was demonstrated by mathematical simulation.

**Key words:** sensor relative calibration; information fusion; Mars landing; optical navigation; features points matching

收稿日期: 2013-05-10; 修订日期: 2013-06-25

基金项目: 国家 973 计划项目(2012CB720000); 国家自然科学基金(601174201, 60904092)

作者简介: 李建国(1984-), 男, 博士生, 主要从事光学导航、信息融合方面的研究工作。Email: yxhewh@gmail.com

导师简介: 崔祜涛(1970-), 男, 博士生导师, 主要从事深空探测器导航、制导与控制等方面的研究工作。Email: cht@astro.hit.edu.cn

## 0 引言

高精度的导航信息是探测器火星着陆过程中精确轨迹控制所必需的,精确着陆能力已经成为深空探测任务重要的设计目标。较大的通信延迟使得传统的地基遥控不再适用于星际进入、降落与着陆(Entry Descent and Landing, EDL)过程,现有的 EDL 导航系统大多基于惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)输出的航位推算,由于 IMU 包含多种随机噪声和漂移,再加上大气进入时较大的位姿不确定性,会导致千米数量级的着陆误差<sup>[1]</sup>。

随着导航相机等光学传感器的发展,基于星体表面路标观测的光学导航方法使得精确着陆成为可能,并受到了各国航天机构的广泛关注<sup>[2]</sup>。但纯光学导航算法具有一定的局限性,首先同一时刻要求至少有三个路标观测值;其次受图像处理能力所限,仅能产生不连续的位姿估计值;而且探测器速度和加速度仅能对位置估计值进行微分获得,难以满足 EDL 过程中实时性和高精度要求。由于相机和 IMU 在测量信息和更新频率上具有互补性,利用视觉信息对惯性导航进行周期性校正的组合导航方法已成为研究的热点<sup>[3-5]</sup>。为了实现光学和惯性测量信息的最优融合,两种传感器之间的六自由度转换关系必须精确已知。在实际工程应用中,这种相对位姿参数在飞行器发射前就已经进行校准,但地面标定与空间应用环境有较大差别,再加上自身运动和火星大气的影响,传感器应该具备自主校准(self-calibration)能力。针对星传感器的在轨实时校准已有大量研究,主要分为两大类:依赖于外部姿态传感器的校准算法和不依赖外部姿态传感器的校准算法,前者需要借助于陀螺、系统有效载荷等外部设备提供姿态信息,后者基于星间角距不变原理,二者均可使用最小二乘或滤波算法来估计内参数及安装矩阵<sup>[6-8]</sup>。基于对人工标定物的视线测量,Lobo 提出一个两步校准算法<sup>[9]</sup>,将位置和姿态校准过程解耦成两部分进行估计。Kelly 将校准参数扩展为状态矢量,通过对标定物的连续观测,估计机器人的位姿和校准参数<sup>[10]</sup>。

文中针对火星着陆导航的特点,仅利用火星表面可获取的路标特征点信息,不借助外部测量设备,

提出一种基于扩展卡尔曼滤波(Extended Kalman Filter, EKF)的导航传感器校准算法,并对相机和 IMU 的测量模型进行了比较深入的研究分析,保证了测量信息的最优融合和精确着陆导航能力。

## 1 导航传感器测量模型

### 1.1 坐标系定义

为了描述探测器的运动方程及导航测量模型,首先对下面几个坐标系进行定义。

火星惯性坐标系  $I$ :  $x$  轴指向火星北半球春分点方向,  $z$  轴指向北极方向,  $x$ - $y$  平面位于火星赤道平面,  $y$  轴的方向由右手法则确定。火星相对于火星惯性坐标系做旋转运动。

火星固连坐标系  $M$ :  $x$  轴指向火星本初子午线方向(通过 Airy-0 弹坑),  $z$  轴指向北极方向,  $x$ - $y$  平面位于火星赤道平面,  $y$  轴的方向可由右手法则确定,火星固连坐标系跟随火星一起旋转。

相机坐标系  $C$ : 原点位于相机光心,  $x$ - $y$  平面位于相机焦平面并垂直于光轴,  $z$  轴指向光轴。

着陆器体坐标系  $B$ : 原点位于着陆器质心,与着陆器固连并随其一起旋转。

### 1.2 相机测量模型

导航相机属于近距离目标测量光学传感器,可以用来同时估计探测器位置和姿态,主要应用于飞行器编队飞行、交会对接、星际着陆等光学导航系统。文中使用理想的小孔透射投影模型描述相机成像过程,利用图像处理算法对火星表面特征点进行特征识别和匹配后,可以得到将 3D 场景投影到 2D 焦平面的测量方程:

$$z_i = \begin{bmatrix} u_i \\ v_i \end{bmatrix} + n_i = \frac{1}{z_i} \begin{bmatrix} x_i^c \\ y_i^c \end{bmatrix} + n_i \quad (1)$$

式中:  $(x_i^c, y_i^c, z_i^c)$  为第  $i$  个特征点在相机坐标系  $C$  中的视线矢量  $p_i^c$ ;  $(u_i, v_i)$  特征点投影到 2D 成像平面上的像元像素坐标;  $n_i$  为零均值高斯白噪声,测量噪声方差矩阵满足:

$$R_i^F = \frac{\sigma^2}{1+d(u_i^2+v_i^2)} \begin{bmatrix} (1+du_i^2)^2 & (du_i v_i)^2 \\ (du_i v_i)^2 & (1+dv_i^2)^2 \end{bmatrix} \approx \sigma^2 I_{2 \times 2} \quad (2)$$

其中,  $d$  为量级为 1 的常数。

将公式(1)转化为矢量形式的共线方程:

$$\mathbf{p}_i^c = \begin{bmatrix} x_i^c \\ y_i^c \\ z_i^c \end{bmatrix} = \mathbf{A}r_i \quad (3)$$

式中:  $\mathbf{A}$  为参考坐标系到相机坐标系的旋转矩阵;  $r_i$  为特征点在参考坐标系中的位置矢量。  $\mathbf{p}_i^c$  与  $z_i$  之间存在如下的非线性转换关系:

$$\mathbf{p}_i^c = h(z_i) = \frac{d_i}{\sqrt{1+u_i^2+v_i^2}} \begin{bmatrix} -u_i \\ -v_i \\ 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

测量噪声方差矩阵  $\mathbf{R}_i^F$  也要进行相应的转化。基于小视场相机假设, 即  $(u_i^2+v_i^2) \ll 1$ , Shuster 提出一个工程上实用且简单的测量噪声方差模型<sup>[11]</sup>

$$\mathbf{R}_i = \sigma^2 \left[ \mathbf{I}_{3 \times 3} - \mathbf{A}r_i (\mathbf{A}r_i)^T \right] \quad (5)$$

在火星软着陆过程中, 随着探测器的机动运动和距离火星表面高度的下降, 特征点的位置会从焦平面的中心向边缘溢出, 进入视场内的特征点数目不断减少。为了获得更多的特征点导航信息, 导航相机的视场应该尽可能大。由于径向畸变的影响, 测量噪声方差会随着视线矢量与视轴夹角增大而增大, 特别当视线矢量位于视场的边缘时, 公式(5)对测量噪声分布特性的近似是不准确的。因此为了与实际测量噪声统计特性相符, 建立宽视场相机测量模型时, 必须对现有方差矩阵进行修正。

当焦平面测量噪声通过非线性转换关系化为矢量形式时, 与测量值耦合在一起, 表现为非线性非高斯乘性噪声。难以满足 EKF 算法对测量噪声为加性高斯白噪声假设的要求, 因此需要将测量噪声与测量真值进行解耦分离。由于相机测量值的信噪比一般较小, 在此假设前提下, 可以对测量方程应用一阶泰勒序列展开, 即:

$$\tilde{\mathbf{p}}_i^c = h(z_i, n_i) \approx h(z_i + n_i) \approx h(z_i) + \frac{\partial h}{\partial z_i} n_i = \mathbf{p}_i^c + \boldsymbol{\eta}_i \quad (6)$$

所以测量噪声统计特性满足:

$$\begin{cases} E\{\boldsymbol{\eta}_i\} = 0 \\ E\{\boldsymbol{\eta}_i \boldsymbol{\eta}_j^T\} = \frac{\partial h}{\partial z_i} E\{n_i n_j^T\} \left( \frac{\partial h}{\partial z_i} \right)^T = \mathbf{J}_i \mathbf{R}_i^F \mathbf{J}_i^T \end{cases} \quad (7)$$

通过求解公式的偏导数可获得的表达式为:

$$\frac{\partial h}{\partial z_i} = \frac{1}{\sqrt{1+u_i^2+v_i^2}} \begin{bmatrix} -1 & 0 \\ 0 & -1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} - \frac{1}{2} \frac{1}{1+u_i^2+v_i^2} \mathbf{p}_i^c [u_i \quad v_i]$$

### 1.3 IMU 测量模型

假设 IMU 固连于探测器体坐标系, 可直接敏感探测器相对于惯性空间的角速度和加速度。则 IMU 的测量模型分别表示为:

$$\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{B/I}^B = \boldsymbol{\omega}_{B/I}^B + \mathbf{b}_g + n_g \quad (8)$$

$$\tilde{\mathbf{a}}^B = \mathbf{a}^B + \mathbf{b}_a + n_a \quad (9)$$

式中:  $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{B/I}^B$  和  $\tilde{\mathbf{a}}^B$  分别为陀螺和加速度计在体坐标系的测量值;  $\mathbf{b}_g$  和  $\mathbf{b}_a$  为漂移偏差项, 可以建模为随机游走过程或一阶马尔科夫过程;  $n_g$  和  $n_a$  为测量噪声。

由于火星着陆导航一般选取火星固连坐标系作为参考坐标系, 即探测器的位置、速度和姿态等状态变量都定义在非惯性旋转坐标系内, 而 IMU 的输出为相对于惯性系的测量值,  $\boldsymbol{\omega}_{B/I}^B$  和  $\mathbf{a}^B$  不能直接用于状态传播, 需要求解考虑火星旋转影响的真值。

由矢量在不同坐标系的变换关系可知:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\omega}_{B/I}^B &= \boldsymbol{\omega}_{B/M}^B + \boldsymbol{\omega}_{M/I}^B \\ \boldsymbol{\omega}_{M/I}^B &= \mathbf{A}_M^B \boldsymbol{\omega}_{M/I}^M \end{aligned}$$

式中:  $\boldsymbol{\omega}_{B/M}^B$  为探测器角速度的真值;  $\mathbf{A}_M^B$  为火星固连坐标系到体坐标系的旋转矩阵;  $\boldsymbol{\omega}_{M/I}^M = [0 \ 0 \ \omega_m]^T$  为固连系相对于惯性系的旋转角速度,  $\omega_m$  为火星的旋转速率, 大小约为  $7.088 \ 22 \times 10^{-5} \text{rad/sec}$ 。经过代数运算可得探测器相对于火星固连坐标系的角速度的真值

$$\boldsymbol{\omega}_{B/M}^B = \boldsymbol{\omega}_{B/I}^B - \mathbf{A}_M^B \boldsymbol{\omega}_{M/I}^M \quad (10)$$

探测器在固连系和惯性系的位置矢量  $\mathbf{p}^M$  和  $\mathbf{p}^I$  存在如下的变换关系:

$$\mathbf{p}^M = \mathbf{A}_I^M \mathbf{p}^I \quad (11)$$

式中:  $\mathbf{A}_I^M$  为从惯性系到固连系的旋转矩阵。为了获得  $\mathbf{a}^M$  与  $\mathbf{a}^B$  之间的关系, 通过求解公式(11)两次偏导数, 并利用姿态运动学方程

$$\dot{\mathbf{A}}_I^M = -\boldsymbol{\omega}_{M/I}^M \times \mathbf{A}_I^M$$

从而可得:

$$\dot{p}^M = \dot{A}_I^M p^I + A_I^M \dot{p}^I = -\omega_{M/I}^M \times p^M + A_I^M \dot{p}^I \quad (12)$$

$$a^M = \ddot{p}^M = -\omega_{M/I}^M \times \dot{p}^M - \dot{\omega}_{M/I}^M \times A_I^M p^I + A_I^M \ddot{p}^I \quad (13)$$

由公式(12)可得 $\dot{p}^I$ 的表达式为:

$$\dot{p}^I = A_I^M \dot{p}^M + A_I^M \omega_{M/I}^M \times p^M \quad (14)$$

根据牛顿运动定律可建立惯性系中的运动学方程

$$\ddot{p}^I = a^I + g^I \quad (15)$$

将公式(14)和(15)代入公式(13)可得探测器在火星固连坐标系中的加速度的真值

$$a^M = -2\omega_{M/I}^M \times \dot{p}^M - \dot{\omega}_{M/I}^M \times (\omega_{M/I}^M \times p^M) + A_B^M a^B + g^M \quad (16)$$

式中: $2\omega_G \times v$ 表现为探测器相对运动与火星旋转相互作用引起的哥氏加速度; $\omega_G \times (\omega_G \times p)$ 表现为火星旋转引起的向心加速度。

## 2 敏感器相对位姿校准算法

### 2.1 状态及方差矩阵传播

为了获得相机与IMU之间六自由度相对位姿的精确估计值,将校准参数作为状态参数进行估计,状态变量选取为:

$$x = \left[ (\hat{q}_M^B)^T (p^M)^T (v^M)^T b_g^T b_a^T (\hat{q}_B^C)^T p_C^T \right]^T$$

式中: $\hat{q}_M^B$ 、 $p^M$ 和 $v^M$ 分别为探测器在火星固连坐标系中的姿态四元数、位置和速度矢量; $b_g$ 和 $b_a$ 分别为陀螺和加速度计的漂移偏差矢量,文中将其建模为随机游走过程,由零均值高斯白噪声矢量 $n_{wg}$ 和 $n_{wa}$ 驱动; $\hat{q}_B^C$ 和 $p_C$ 分别为相机相对于IMU的姿态四元数和位置矢量。则描述系统导航和校准参数的状态方程为:

$$\begin{cases} \dot{\hat{q}}_M^B = \frac{1}{2} \Omega(\omega_{B/I}^B) \hat{q}_M^B \\ \dot{p}^M = v^M \\ \dot{v}^M = a^M \\ \dot{b}_g = n_{wg} \\ \dot{b}_a = n_{wa} \\ \dot{\hat{q}}_B^C = 0_{3 \times 1} \\ \dot{p}_C = 0_{3 \times 1} \end{cases}$$

$$\text{其中 } \Omega(\omega) = \begin{bmatrix} -[\omega \times] & \omega^T \\ \omega^T & 0 \end{bmatrix}$$

$[\omega \times]$ 称为 $\omega$ 的反对称矩阵,表示为

$$[\omega \times] = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}$$

状态误差矢量定义为:

$$\Delta x = \left[ (\delta\theta_M^B)^T (\Delta p_M^B)^T (\Delta v^M)^T \Delta b_g^T \Delta b_a^T (\delta\theta_B^C)^T \Delta p_C^T \right]^T$$

式中:探测器位置和速度、IMU的漂移项及相对位置校准参数的误差定义为真实值与估计值之差,即 $\Delta x = x - \hat{x}$ ;姿态误差定义为姿态估计值到真实值的旋转四元数:

$$\delta q = q \otimes \hat{q}^{-1} \approx \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \delta\theta \\ 1 \end{bmatrix} \quad (17)$$

由于四元数误差对应于小的姿态旋转,所以它的第四个分量 $\delta q_4 \rightarrow 1$ ,姿态信息主要包含在矢量部分。它的优势在于能够一阶近似保持四元数归一化约束,且姿态估计方差矩阵 $E\{\delta\theta\delta\theta^T\}$ 刻画了体坐标系内姿态估计的不确定性,具有直观的物理意义。

根据状态误差矢量的定义,可以得到状态误差方程,将其写作矩阵矢量形式:

$$\dot{\Delta x} = F(t)\Delta x + G(t)n \quad (18)$$

其中

$F(t) =$

$$\begin{bmatrix} -[\omega \times] & -I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 6} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 6} \\ -A^T(\hat{q}_M^B)[\hat{a} - \hat{b}_a] \times & 0_{3 \times 3} & -2[\omega \times] & -A^T(\hat{q}_M^B) & -[\omega \times]^2 & 0_{3 \times 6} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 6} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 6} \\ 0_{6 \times 3} & 0_{6 \times 6} \end{bmatrix}$$

$$G(t) = \begin{bmatrix} -I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & -A^T(\hat{q}_M^B) & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{6 \times 3} & 0_{6 \times 3} & 0_{6 \times 3} & 0_{6 \times 3} \end{bmatrix}$$

$$n = [n_g^T \ n_{wg}^T \ n_a^T \ n_{wa}^T]^T$$

于是状态误差方差阵的时间传播方程为:

$$\dot{P}(t)=F(t)P(t)+P(t)F^T(t)+G(t)Q(t)G^T(t) \quad (19)$$

文中采用四阶龙格-库塔数值积分法对系统模型进行离散化,然后利用 IMU 的测量值对状态及方差进行传播。

### 2.2 测量更新

探测器下降过程中,通过对相机获得的图像信息进行特征检测和识别,可以构建特征点在相机坐标系中的视线信息,然后与已知的特征点位置进行匹配,就可用来更新状态估计值。相机测量模型如公式(6)所示,详细的数学表达式为:

$$\hat{p}_i^C = h_i(x) + \eta_i = A^T(q_B^C)(A(q_M^B)(p_i^M - p_C^M) - p_C^C) + \eta_i \quad (20)$$

式中: $A(q_B^C)$ 为相机坐标系相对于体坐标系的旋转矩阵; $p_i^M$ 为第*i*个特征点在火星固连坐标系中的位置,可以在着陆之前的科学观测阶段获得;观测噪声统计特性如公式(7)所示。由公式(20)可以很明显地看出相机相对于 IMU 的位置和姿态参数的不确定性会影响测量更新,最终影响系统导航精度。图 1 给出了导航观测量之间的几何关系。

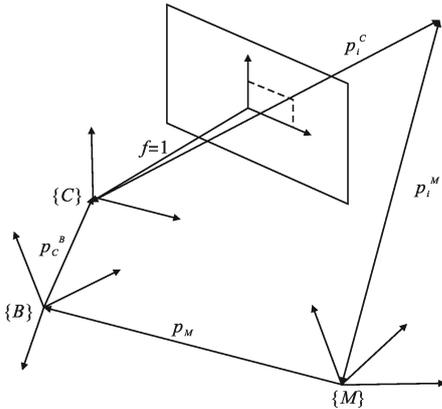


图 1 观测量几何示意图

Fig.1 Geometric sketch of observation vector

为了获得测量残差方程,首先定义测量敏感性矩阵:

$$H_i = \frac{\partial h_i}{\partial x} \Big|_{x=x} = [H_q \quad H_p \quad 0_{3 \times 9} \quad H'_q \quad H'_p] \quad (21)$$

其中相对于位置的测量敏感性矩阵为:

$$H_p = \frac{\partial h_i}{\partial p} \Big|_{x=x} = -A^T(q_B^C)(A(q_M^B)) \quad (22)$$

$$H'_p = \frac{\partial h_i}{\partial h'_p} \Big|_{x=x} = -A^T(q_B^C) \quad (23)$$

求解姿态的测量敏感性矩阵需要对姿态矩阵求偏导数,不便于导航实时计算。因此利用小角度姿态旋转矩阵的特性:

$$A(\bar{q}) = A(\delta \bar{q} \otimes \hat{q}) = A(\delta \bar{q})A(\hat{q}) \approx A(\hat{q}) - [\delta \theta \times]A(\hat{q})$$

可得

$$h_i = A^T(q_B^C)((A(q_M^B) - [\delta \theta \times]A(q_M^B))(p_i^M - p_C^M) - p_C^C) = \hat{h}_i + A^T(q_B^C)[A(q_M^B)(p_i^M - p_C^M) \times] \delta \theta$$

所以:

$$H_q = A^T(q_B^C)[A(q_M^B)(p_i^M - p_C^M) \times] \quad (24)$$

同理可得:

$$H'_q = -A^T(q_B^C)[A(q_M^B)(p_i^M - p_C^M) \hat{p}_C^M \times] \quad (25)$$

测量残差方程为:

$$\begin{aligned} \exists \hat{p}_i^C - \hat{p}_i^C &\approx H_q \delta \theta_M^B + H_p \Delta p^M + H'_q \delta \theta_B^C + H'_p \Delta p_C + \eta_i = \\ &H_i \Delta x + \eta_i \end{aligned} \quad (26)$$

### 3 仿真分析

为了验证所提出导航敏感器相对位姿校准算法的可行性和有效性,以火星着陆探测任务中下降阶段导航为工程应用背景进行数值仿真分析。算法流程如图 2 所示。

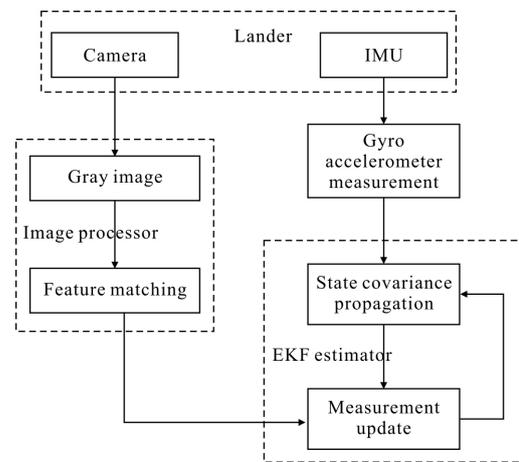


图 2 校准算法流程图

Fig.2 Flowchart of calibration algorithm

假设从隔热罩抛掉到动力下降阶段存在 60 s 的

机会窗口为敏感器校准和探测器导航。相机视场大小为  $40^\circ$ , 测量周期为 1 s, 特征点测量精度为 1 pixel; IMU 采样周期为 0.01 s, 陀螺和加速度计测量噪声强度分别为  $4 \times 10^{-4} (\text{°})/\sqrt{\text{h}}$  和  $1 \times 10^{-5} \text{ g}$ , 漂移噪声强度分别为  $0.01 (\text{°})/\text{h}$  和  $1 \times 10^{-4} \text{ g}$ 。探测器的初始状态参数如表1 所示。

表 1 探测器初始状态参数

Tab.1 Spacecraft initial state parameters

State parameters	Values
Initial position	[4 000 0 0]m
Initial velocity	[-20 -9 0]m/s
Initial attitude	[0.435 0.557 0.557 0.435]
Gyro initial biases	[2 2 2] ( $^\circ$ )/h
Accelerometer biases	[ $10^{-3} 10^{-3} 10^{-3}$ ]g

校准算法初始化后,EKF 同时处理相机和 IMU 测量信息。图 3 和图 4 分别给出了蒙特卡罗仿真输出的三轴位置和姿态校准误差曲线。数学仿真结果表明,即使在较大初始误差存在情况下,仍然可以快速收敛到满意的校准结果:位置校准误差小于 0.03 cm,姿态校准误差小于  $0.001^\circ$ 。由仿真结果可以看出,相对位置和姿态参数在校准算法运行 15s 后就可以达到稳态,因此在实际的执行过程中,为了减少计算量,在校准参数达到稳态后就用于导航观测方程中的已知量,不再作为状态矢量中进行估计。

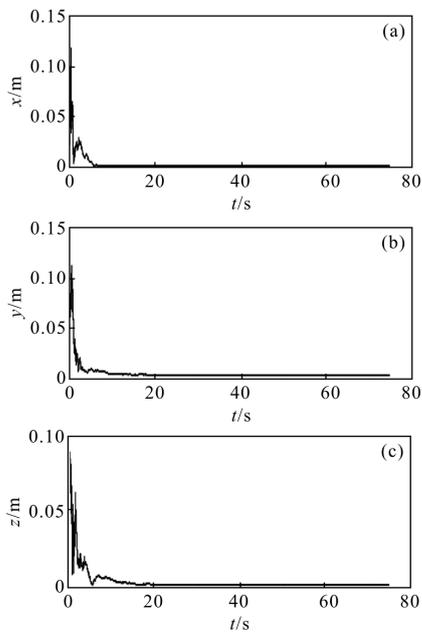


图 3 位置校准估计误差

Fig.3 Position calibration estimation error

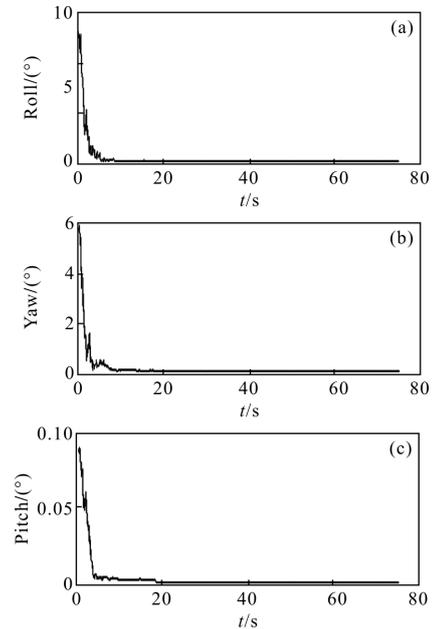


图 4 姿态校准估计误差

Fig.4 Attitude calibration estimation error

为了验证精确校准信息对于着陆导航的重要性,在上述仿真条件下,同时估计了未校准情况下的导航参数。由于校准参数直接影响测量更新过程,因此仿真比较了两种情况下的测量残差大小,仿真结果如图 5 和图 6 所示。从图中可以看出,未校准情况下的测量残差要远远大于校准情况下的测量残差,进而导致前者的导航性能要比后者差,由此可见敏感器参数校准对于火星着陆导航的重要性。

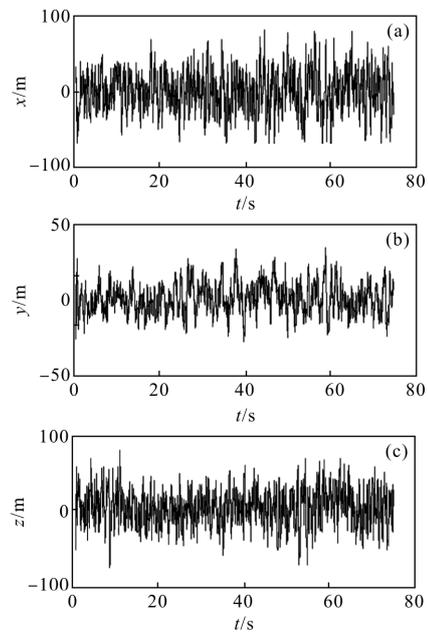


图 5 未校准情况下的测量残差

Fig.5 Measurement residuals without calibration

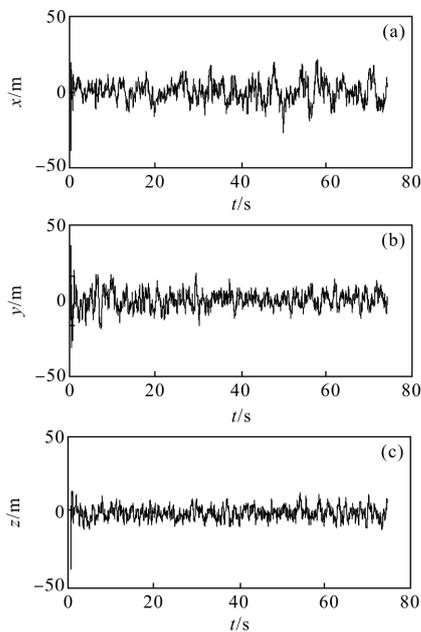


图 6 校准情况下的测量残差

Fig.6 Measurement residuals with calibration

## 4 结 论

针对火星着陆导航系统中需要光学和惯性测量信息最优融合这一问题,建立了高保真的相机和惯性测量单元的测量模型,提出了基于扩展卡尔曼滤波的敏感器相对位姿校准算法,校准过程不借助于外部测量设备,数学仿真结果验证了敏感器校准算法的有效性和必要性。进一步分析导航路标匹配精度和路标数目对校准算法精度的影响及发展敏感器时间校准算法是下一步的研究工作。

### 参考文献:

- [1] Mourikis A I, Trawny N, Roumeliotis S I, et al. Vision-aided inertial navigation for spacecraft entry, descent, and pin-point landing [J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2009, 25(2): 264-279.
- [2] Bayard D S, Brugarolas P B. On-board vision-based spacecraft estimation algorithm for small body exploration [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2008, 44(1): 243-260.
- [3] Li S, Cui P Y, Cui H T. Vision-aided inertial navigation for pinpoint planetary landing [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2007, 11(6): 449-506.
- [4] Liu Rui, Wang Changhong, Li Baohua. Adaptive interactive multiple model and its application in INS/CNS integrated navigation system[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2010, 39(5): 843-847 (in Chinese)  
刘睿,王常虹,李葆华.自适应交互多模型滤波在INS/CNS组合导航中的应用[J]. *红外与激光工程*, 2010, 39(5): 843-847.
- [5] Huang Yuan, Wang Kedong, Liu Bao. INS/CNS integration schemes for a maneuvering spacecraft [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(6): 1622-1628. (in Chinese)  
黄远,王可东,刘宝.机动天基平台惯性/天文组合模式研究[J]. *红外与激光工程*, 2012, 41(6): 1622-1628.
- [6] Pittelkau M E. Kalman filter for spacecraft system alignment calibration [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2001, 24(6): 1187-1195.
- [7] Griffith D T, Singla P, Junkins J L. Autonomous on-orbit calibration of approaches for star tracker cameras [J]. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2002, 112: 39-57.
- [8] Qiao Peiyu, He Xin, Wei Zhonghui, et al. Calibration of high-accuracy star sensor [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(10): 2779-2784. (in Chinese)  
乔培玉,何昕,魏仲慧,等.高精度星敏感器的标定 [J]. *红外与激光工程*, 2012, 41(10): 2779-2784.
- [9] Lobo J, Dias J. Relative pose calibration between visual and inertial sensors [J]. *International Journal of Robotics Research*, 2007, 26(6): 561-575.
- [10] Kelly J, Sukhatme G S. Visual-inertial sensor fusion: localization, mapping and sensor-to-sensor self-calibration[J]. *International Journal of Robotics Research*, 2011, 30(1): 56-79.
- [11] Shuster M D, Oh S D. Three-axis attitude determination from vector observations [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1981, 4(1): 70-77.