

一种改进的巡视器惯性/视觉组合导航模型

宁晓琳^{1,2} 徐勇志^{*1}

(1 北京航空航天大学仪器科学与光电工程学院, 北京 100191) (2 惯性技术重点实验室, 北京 100191)

摘要 惯性/视觉组合导航是行星探测巡视器的一种重要自主导航手段。目前在传统的以惯性与视觉相对运动参数差为观测量的惯性/视觉组合导航模型中, 为了得到简单的观测矩阵, 惯性相对旋转四元数与平台失准角之间的函数关系往往通过近似处理得到。但当航向角较大时, 该近似处理的误差很大, 不可忽略。为解决该问题, 本文提出了一种不需该近似处理的新观测量误差分析方法, 并建立了改进的观测模型。该方法利用含误差的惯性姿态已知的特点, 得到了更精确的惯性相对旋转四元数误差表达式, 减少了 Kalman 滤波中惯性与视觉相对旋转差的预测误差。月面仿真和地面实验表明该改进方法相比传统方法可实现更高的导航精度, 其中位置精度提高达 68% 以上。

关键词 惯性导航; 视觉导航; 组合导航; 观测模型; 月面巡视器

1 引言

惯性导航与视觉导航相结合的导航方法已经成功应用于 NASA 于 2004 年发射的“勇气号”和“机遇号”^[1]、2012 年发射的“好奇号”^[2]以及中国于 2013 年发射的“玉兔号”^[3]等行星探测巡视器。但在这些已经发射的行星探测巡视器上所采用的惯性与视觉信息融合方法一般只做简单的分时分段替换, 没有应用 Kalman 滤波等可实时估计并实现惯性导航与视觉导航优势互补的方法。本文以月面巡视器为例, 研究一种可充分发挥惯性导航与视觉导航优势的惯性/视觉组合导航模型。

惯性/视觉组合导航方法通常基于惯性系统建立状态模型, 基于视觉信息建立观测模型, 观测量的构建主要包括三种类型: 1)特征点坐标^[4, 5]、2)视觉相对运动参数^[6]、3)惯性与视觉相对运动参数差^[7, 8]。第 2 类方法的量测模型具有比较大的非线性误差, 精度通常低于第 1 和第 3 类。第 1 类与第 3 类方法均可达到较高的精度, 但第 1 类方法的量测量维数通常很大, 计算量远大于第 3 类, 因此本文重点研究第 3 类方法的改进。传统的第 1 和第 3 类组合导航模型中, 为了使观测模型简单, 将惯性姿态误差与平台失准角之间函数关系进行了近似处理, 导致了位置和姿态导航精度的降低。

本文以相对运动参数差形式观测量的惯性/视觉组合导航方法为例, 针对该近似处理研究观测模型的优化方法。首先在典型情况下分析了该近似处理的误差, 发现当航向角较大时近似误差可超过平台失准角, 不可忽略。然后根据惯性姿态误差与平台失准角的准确函数关系, 利用含误差的惯性姿态已知的特点, 建立了更精确的观测模型。最后在月面仿真实验与地面实验中验证了所提出的新组合导航模型可实现较传统模型更高的位置、姿态导航精度, 是一种有效的行星巡视器导航方法。

2 坐标系

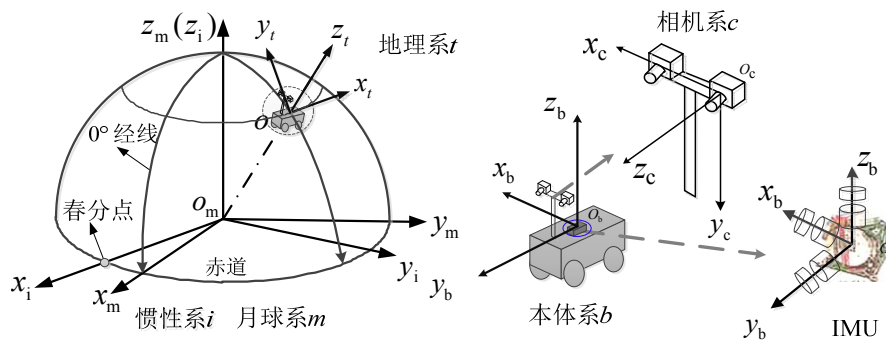


图 1 导航坐标系
Fig 1 Coordinate frames

本文中所涉及坐标系均定义为右手坐标系，包括：月球坐标系($m, o_m x_m y_m z_m$)、惯性坐标系($i, o_i x_i y_i z_i$)、地理坐标系($t, o_b x_t y_t z_t$)、世界坐标系($w, o_w x_w y_w z_w$)、本体坐标系($b, o_b x_b y_b z_b$)、相机坐标系($c, o_c x_c y_c z_c$)。各导航坐标系关系如图 1 所示。其中 t 系采用当地东北天坐标系， w 系定义为初始时刻的 t 系。 b 系以巡视器质心 o_b 为原点， x 轴指向巡视器右方， y 轴指向巡视器前进方向。 c 系以左相机光心为原点， x 轴沿像素阵列指向右方， y 轴沿像素阵列指向下方， z 轴沿光轴指向视场方向。

3 基于世界坐标系下惯导误差方程的状态模型

以运动参数误差和 IMU 漂移为状态量：

$$X = [\phi^T \quad \delta v^T \quad \delta r^T \quad \varepsilon^T \quad \nabla^T]^T \quad (1)$$

其中 ϕ 为平台失准角， δv 为速度误差， δr 为位置误差， ε 和 ∇ 分别为陀螺和加计常值漂移。 ϕ 的四元数形式为 Δq_{INS} ：

$$\Delta q_{\text{INS}} = \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2}\phi \end{bmatrix} = q_{w,\text{INS}}^b \circ q_b^w \quad (2)$$

其中 q_w^b 为真实姿态四元数， $q_{w,\text{INS}}^b$ 为惯性姿态四元数。

以世界坐标系下的惯导误差方程作为状态模型^[9]：

$$\begin{cases} \dot{\phi} = -\omega_{iw}^w \times \phi + R_b^w \varepsilon \\ \delta \dot{v} = -(R_b^w f^b) \times \phi - 2\omega_{iw}^w \times \delta v + R_b^w \nabla \\ \delta \dot{r} = \delta v \\ \dot{\varepsilon} = 0 \\ \dot{\nabla} = 0 \end{cases} \quad (3)$$

其中 ω_{ib}^b 和 f^b 分别为陀螺和加计输出数据， R_w^b 为姿态矩阵， ω_{iw}^w 为 w 系相对 i 系的转动角速度。

4 基于相对运动参数差的观测模型

首先给出了观测量计算方法和传统观测模型，然后提出了改进的相对旋转差观测模型。由于视觉系统的采样频率低于惯性系统，组合导航系统以视觉采样周期进行信息融合，本文中所指 k 时刻均以视觉采样周期为基准。

4.1 基于相对运动参数差的观测量

定义 k 时刻本体坐标系 b_k 相对 $k-1$ 时刻本体坐标系 b_{k-1} 的相对旋转四元数 $q_{b_{k-1}}^{b_k}$ 和平移矢量 $T_{b_{k-1}b_k}^{b_{k-1}}$ 为相对运动参数。以下先分别介绍视觉相对运动参数 $q_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_k}$ 、 $T_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}$ 和惯性相对运动参数 $q_{b_{k-1}b_k, \text{INS}}^{b_k}$ 、 $T_{b_{k-1}b_k, \text{INS}}^{b_{k-1}}$ 的获取方法，然后给出基于视觉与惯性相对运动参数差的观测量计算方法。

(1) 视觉相对运动参数

本文采用的双目视觉导航方法^[1, 10]经过特征点提取^[11]、立体匹配、特征跟踪得到二维图像特征点，对二维特征点进行三维重建得到相机坐标系下的三维特征点。设 k 时刻匹配与跟踪成功的 N 个特征点的相机系坐标为 $r_{c,i}(k)$ ($i=1 \cdots N$)， $r_{c,i}(k-1)$ 与 $r_{c,i}(k)$ 分别为空间中同一点在 $k-1$ 时刻与 k 时刻相机系下的坐标。由于空间中点的位置相对世界系是固定的，从 $r_{c,i}(k-1)$ 到 $r_{c,i}(k)$ 的变化是相机系由 $k-1$ 时刻到 k 时刻的平移矢量 $T_{c_{k-1}c_k, \text{VNS}}^{c_{k-1}}$ 和旋转矩阵 $R_{c_{k-1}, \text{VNS}}^{c_k}$ 导致的，具体关系为：

$$r_{c,i}(k) = R_{c_{k-1}, \text{VNS}}^{c_k} [r_{c,i}(k-1) + T_{c_{k-1}c_k, \text{VNS}}^{c_{k-1}}] \quad (i=1 \cdots N) \quad (4)$$

通过解线性方程组(4)可得到相机坐标系的相对运动参数 $T_{c_{k-1}c_k, \text{VNS}}^{c_{k-1}}$ 和 $R_{c_{k-1}, \text{VNS}}^{c_k}$ 。将 $T_{c_{k-1}c_k, \text{VNS}}^{c_{k-1}}$ 和 $R_{c_{k-1}, \text{VNS}}^{c_k}$ 转换到本体系可得 $T_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}$ 和 $R_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_k}$ ：

$$\mathbf{R}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}} = \mathbf{R}_c^b \mathbf{R}_{c_{k-1}, \text{VNS}}^{c_k} \mathbf{R}_b^c \quad (5)$$

$$\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}} = \mathbf{R}_c^b \mathbf{T}_{c_{k-1}c_k, \text{VNS}}^{c_{k-1}} + (\mathbf{I} - \mathbf{R}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}) \mathbf{T}_{bc}^b \quad (6)$$

其中, \mathbf{R}_c^b 和 \mathbf{T}_{bc}^b 分别为相机系到本体系的旋转矩阵和平移矢量。将 $\mathbf{R}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}$ 转化为四元数形式得到 $\mathbf{q}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}$ 。

(2) 惯性相对运动参数

组合导航系统得到 k-1 时刻本体系相对世界系的位置矢量为 $\hat{\mathbf{r}}_{k-1}$, 姿态四元数为 $\hat{\mathbf{q}}_w^{b_{k-1}}$ 。在 $\hat{\mathbf{r}}_{k-1}$ 和 $\hat{\mathbf{q}}_w^{b_{k-1}}$ 基础上, 利用 k-1 时刻到 k 时刻的 IMU 数据, 惯性系统进行捷联解算得到 k 时刻的位置矢量为 $\mathbf{r}_{k, \text{INS}}$, 姿态四元数为 $\mathbf{q}_{w, \text{INS}}^{b_k}$ 。从 $\hat{\mathbf{q}}_w^{b_{k-1}}$ 到 $\mathbf{q}_{w, \text{INS}}^{b_k}$ 的姿态变化即 k-1 时刻到 k 时刻的惯性相对旋转四元数 $\mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{INS}}^{b_k}$, 从 $\hat{\mathbf{r}}_{k-1}$ 到 $\mathbf{r}_{k, \text{INS}}$ 的位置变化即 k-1 时刻到 k 时刻的惯性相对平移矢量 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{INS}}^{b_{k-1}}$ 。综上, 惯性相对运动参数计算方法为:

$$\mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{INS}}^{b_k} = \hat{\mathbf{q}}_{b_{k-1}}^w \circ \mathbf{q}_{w, \text{INS}}^{b_k} \quad (7)$$

$$\mathbf{T}_{b_{k-1}, \text{INS}}^{b_{k-1}} = \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}} (\mathbf{r}_{k, \text{INS}} - \hat{\mathbf{r}}_{k-1}) \quad (8)$$

(3) 惯性与视觉相对运动参数差

以惯性和视觉相对旋转四元数之差 \mathbf{z}_q 和相对平移矢量之差 \mathbf{z}_r 作为观测量:

$$\mathbf{z} = \begin{bmatrix} \mathbf{z}_q \\ \mathbf{z}_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{f}_q(\mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k} \circ \mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{INS}}^{b_k}) \\ \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{INS}}^{b_{k-1}} - \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}} \end{bmatrix} \quad (9)$$

其中函数 $\mathbf{f}_q(\mathbf{q})$ 为:

$$\mathbf{q} = [\lambda_0 \quad \boldsymbol{\lambda}]^T, \mathbf{f}_q(\mathbf{q}) = \boldsymbol{\lambda}^T$$

由于 $\mathbf{q} = \mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k} \circ \mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{INS}}^{b_k}$ 对应旋转为小角度, 其 λ_0 近似为 1, $\mathbf{f}_q(\mathbf{q})$ 可有效描述该旋转信息。

4.2 传统观测模型

为了使观测模型简单, 传统 INS/VNS 组合导航中通常使用以下观测模型^[7, 8, 12-14]。

(1) 相对旋转差 \mathbf{z}_q 的观测方程

建立相对旋转差 \mathbf{z}_q 的观测方程, 需首先分析 $\mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{INS}}^{b_k}$ 与 $\Delta \mathbf{q}_{\text{INS}, k}$ 的关系:

$$\mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{INS}}^{b_k} = \hat{\mathbf{q}}_{b_{k-1}}^w \circ \mathbf{q}_{w, \text{INS}}^{b_k} \approx \mathbf{q}_{b_{k-1}}^w \circ \mathbf{q}_{w, \text{INS}}^{b_k} = \mathbf{q}_{b_{k-1}}^{b_k} \circ \mathbf{q}_{b_k}^w \circ \Delta \mathbf{q}_{\text{INS}, k} \circ \mathbf{q}_w^{b_k} = \mathbf{q}_{b_{k-1}}^{b_k} \circ \delta \mathbf{q}_{\text{INS}, k} \approx \mathbf{q}_{b_{k-1}}^{b_k} \circ \Delta \mathbf{q}_{\text{INS}, k} \quad (10)$$

设视觉相对旋转四元数 $\mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k}$ 的误差表达式为:

$$\mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k} = \mathbf{q}_{b_{k-1}}^{b_k} \circ \delta \mathbf{q}_{\text{VNS}, k} = \mathbf{q}_{b_{k-1}}^{b_k} \circ \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2} \boldsymbol{\phi}_{\text{VNS}, k} \end{bmatrix} \quad (11)$$

其中 $\delta \mathbf{q}_{\text{VNS}, k}$ 和 $\boldsymbol{\phi}_{\text{VNS}, k}$ 分别为 $\mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k}$ 的四元数和欧拉角形式误差。

由(10)和(11)可得惯性与视觉的旋转四元数之差的误差模型为:

$$\mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k} \circ \mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{INS}}^{b_k} \approx \delta \mathbf{q}_{\text{VNS}, k} \circ \mathbf{q}_{b_{k-1}}^{b_k} \circ \mathbf{q}_{b_{k-1}}^{b_k} \circ \delta \mathbf{q}_{\text{INS}, k} = \begin{bmatrix} 1 + \frac{1}{4} \boldsymbol{\phi}_{\text{VNS}, k}^T \boldsymbol{\phi}_k \\ -\frac{1}{2} \boldsymbol{\phi}_{\text{VNS}, k} + \frac{1}{2} \boldsymbol{\phi}_k - \frac{1}{4} \boldsymbol{\phi}_{\text{VNS}, k} \times \boldsymbol{\phi}_k \end{bmatrix} \quad (12)$$

取上式的矢量部分得到观测量 \mathbf{z}_q :

$$\mathbf{z}_q = \mathbf{f}_q(\mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{VNS}}^{b_k} \circ \mathbf{q}_{b_{k-1}, \text{INS}}^{b_k}) = -\frac{1}{2} \boldsymbol{\phi}_{\text{VNS}, k} + \frac{1}{2} \boldsymbol{\phi}_k - \frac{1}{4} \boldsymbol{\phi}_{\text{VNS}, k} \times \boldsymbol{\phi}_k \approx \frac{1}{2} \boldsymbol{\phi}_k - \frac{1}{2} \boldsymbol{\phi}_{\text{VNS}, k} \quad (13)$$

(2) 相对平移差 \mathbf{z}_r 的观测方程

将 $\delta \mathbf{r} = \mathbf{r}_{\text{INS}} - \mathbf{r}$ 代入 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{INS}}^{b_{k-1}}$ 定义(8)可得:

$$\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{INS}}^{b_{k-1}} = \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}}(\mathbf{r}_k + \delta \mathbf{r}_k - \hat{\mathbf{r}}_{k-1}) = \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}}(\mathbf{r}_k - \hat{\mathbf{r}}_{k-1}) + \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}} \delta \mathbf{r}_k \approx \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_{k-1}} + \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}} \delta \mathbf{r}_k \quad (14)$$

设视觉相对平移矢量 $\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}}$ 的误差表达式为:

$$\mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}} = \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_{k-1}} + \Delta \mathbf{T}_{k, \text{VNS}} \quad (15)$$

结合(14)和(15)可得视觉与惯性相对平移矢量差 \mathbf{z}_r 的误差表达式:

$$\mathbf{z}_r = \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{INS}}^{b_{k-1}} - \mathbf{T}_{b_{k-1}b_k, \text{VNS}}^{b_{k-1}} \approx \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}} \delta \mathbf{r}_k + \Delta \mathbf{T}_{k, \text{VNS}} \quad (16)$$

(3) 传统观测方程

综合(13)和(16)可得传统惯性/视觉组合导航方法的观测方程为:

$$\mathbf{z}(k) = \mathbf{H}_1 \mathbf{X}(k) + \mathbf{V}_1 = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 6} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \hat{\mathbf{R}}_w^{b_{k-1}} & \mathbf{0}_{3 \times 6} \end{bmatrix} \mathbf{X}(k) + \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} \boldsymbol{\phi}_{\text{INS}, k} \\ \Delta \mathbf{T}_{k, \text{VNS}} \end{bmatrix} \quad (17)$$

则传统观测方程(17)中得到非常简单的惯性与视觉相对旋转四元数差的观测矩阵 \mathbf{H}_{q1} :

$$\mathbf{H}_{q1} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 12} \end{bmatrix} \quad (18)$$

4.3 传统观测模型误差分析

传统观测模型中, 为了简化式(12)的推导, 在式(10)中用 $\delta \mathbf{q}_{\text{INS}, k}$ 代替了 $\Delta \mathbf{q}_{\text{INS}, k}$ 。该代替为近似处理, 近似误差可描述为 $\Delta \mathbf{q}$:

$$\Delta \mathbf{q} = \delta \mathbf{q}_{\text{INS}} \circ \Delta \mathbf{q}_{\text{INS}, k}^* = \mathbf{q}_b^w \circ \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2} \boldsymbol{\phi} \end{bmatrix} \circ \mathbf{q}_w^b \circ \begin{bmatrix} 1 \\ -\frac{1}{2} \boldsymbol{\phi} \end{bmatrix} \quad (19)$$

设 \mathbf{q}_w^b 对应的姿态角为 $\boldsymbol{\theta}$, $\Delta \mathbf{q}$ 对应的误差角为 $\Delta \boldsymbol{\phi}$:

$$\boldsymbol{\theta} = f_o(\mathbf{q}_w^b), \quad \Delta \boldsymbol{\phi} = f_o(\Delta \mathbf{q}) = [\Delta \phi_x \quad \Delta \phi_y \quad \Delta \phi_z]^\top$$

其中, 函数 $f_o()$ 将四元数转换为欧拉角。

定义 ΔP 从整体上反映该近似处理的程度:

$$\Delta P = \frac{|\Delta \boldsymbol{\phi}|}{|\boldsymbol{\phi}|} * 100\% \quad (20)$$

从式(19)可见 $\Delta \boldsymbol{\phi}$ 和 ΔP 受姿态 $\boldsymbol{\theta}$ 和 $\boldsymbol{\phi}$ 中共六个参数影响。由于巡视器的俯仰角和横滚角通常较小, 对 $\Delta \boldsymbol{\phi}$ 和 ΔP 影响较小, 图 2 分析了航向角为 $0 \sim 360^\circ$ 时 $\Delta \boldsymbol{\phi}$ 和 ΔP 的变化, 其中俯仰和横滚角均设为 3° 。图 2(a)中 7 条曲线的平台失准角设置如式(21)所示, 图 2(b)的平台失准角为式(21)中 ϕ_1 。

$$\begin{aligned} \phi_1 &= [1 \quad 1 \quad 1] \phi_A, \phi_2 = [0 \quad 1 \quad 1] \phi_A, \phi_3 = [1 \quad 0 \quad 1] \phi_A, \phi_4 = [1 \quad 1 \quad 0] \phi_A \\ \phi_5 &= [1 \quad 1 \quad 1] \phi_A, \phi_6 = [0 \quad 1 \quad 1] \phi_A, \phi_7 = [1 \quad 0 \quad 1] \phi_A, \phi_A = 0.02^\circ \end{aligned} \quad (21)$$

图 2(a)中 4、5、6 曲线重合, 在 $\boldsymbol{\phi}$ 为 1~6 条件下, 当航向角大于 130° 时, ΔP 均超过 100%。图 2(a)中 7 表明当 $\boldsymbol{\phi}$ 中有航向分量时 ΔP 始终较小, 但在实际系统中这种条件一般较难实现。图 2(d)反映了近似误差 $\Delta \boldsymbol{\phi}$ 主要体现在俯仰与横滚分量中, 航向分量较小, 这是由于姿态 $\boldsymbol{\theta}$ 中的俯仰角与横滚角较小的缘故。综上, 由图 2 可得出结论传统方法中式(10)的近似处理误差较大, 不可忽略。同时因为 $\Delta \boldsymbol{\phi}$ 主要体现在俯仰与横滚分量中, 虽然该近似处理整体误差较大, 但在俯仰与横滚不大的情况下影响较小。然而由于不同时刻俯仰、横滚与航向之间存在耦合关系, 该近似处理仍将通过积分解算过程

进一步影响航向角精度。

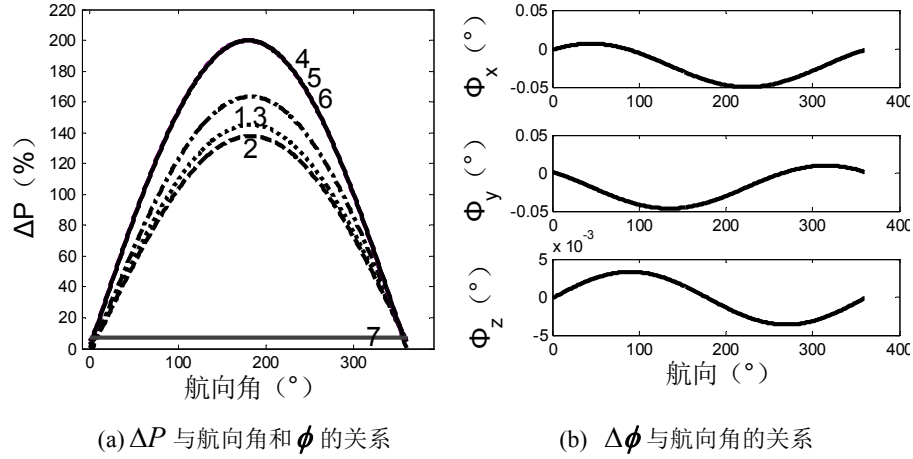


图 2 ΔP 与 $\Delta \phi$ 分析曲线

Fig 2 Analysis of ΔP and $\Delta \phi$

4.4 改进的 z_q 观测模型

针对传统 z_q 观测模型中 $q_{b_{k-1},INS}^{b_k}$ 的误差分析过程近似处理较大的问题，基于惯性姿态四元数误差 Δq_{INS} 与平台失准角 ϕ 的精确关系(2)提出一种新的 z_q 误差分析方法。新的 $q_{b_{k-1},INS}^{b_k}$ 误差表达式为：

$$\begin{aligned} q_{b_{k-1},INS}^{b_k} &= \hat{q}_{b_{k-1}}^w \circ q_{w,INS}^{b_k} \approx q_{b_{k-1}}^w \circ q_{w,INS}^{b_k} = q_{b_{k-1}}^{b_k} \circ q_{w,INS}^w \circ \Delta q_{INS,k} \circ q_w^{b_k} \\ &= q_{b_{k-1}}^{b_k} \circ (q_{b_{k-1}}^w \circ \Delta q_{INS,k}) \circ \Delta q_{INS,k} \circ (\Delta q_{INS,k}^* \circ q_{w,INS}^{b_k}) = q_{b_{k-1}}^{b_k} \circ q_{b_{k-1}}^w \circ \Delta q_{INS,k} \circ q_{w,INS}^{b_k} \end{aligned} \quad (22)$$

结合式(22)与式(11)，可得新的相对旋转四元数误差表达式如下：

$$\begin{aligned} q_{b_{k-1},VNS}^{b_k} \circ q_{b_{k-1},INS}^{b_k} &= \delta q_{VNS,k}^* \circ q_{b_{k-1}}^{b_k} \circ q_{b_{k-1}}^w \circ \Delta q_{INS,k} \circ q_{w,INS}^{b_k} = \delta q_{VNS,k}^* \circ q_{b_{k-1}}^w \circ \Delta q_{INS,k} \circ q_{w,INS}^{b_k} \\ &= M^*(q_{w,INS}^{b_k}) M(q_{b_{k-1}}^w) \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2} \phi_k \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{1}{2} \phi_{VNS,k} \end{bmatrix} \circ q_{b_{k-1}}^w \circ \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2} \phi_k \end{bmatrix} \circ q_{w,INS}^{b_k} \end{aligned} \quad (23)$$

其中，根据四元数乘法规则，函数 $M(q)$ 和 $M^*(q)$ 的定义分别为：

$$q = \begin{bmatrix} \lambda_0 \\ \lambda \end{bmatrix}, M(q) = \begin{bmatrix} \lambda_0 & -\lambda^T \\ \lambda & \lambda_0 I + [\lambda \times] \end{bmatrix}, M^*(q) = \begin{bmatrix} \lambda_0 & -\lambda^T \\ \lambda & \lambda_0 I - [\lambda \times] \end{bmatrix} \quad (24)$$

得到改进的相对旋转差 z_q 的观测方程：

$$z_q = f_q(q_{b_{k-1},VNS}^{b_k} \circ q_{b_{k-1},INS}^{b_k}) = f_q(M^*(q_{w,INS}^{b_k}) M(q_{b_{k-1}}^w) \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{2} \phi_k \end{bmatrix} + V_q) \quad (25)$$

其中 V_q 为观测噪声：

$$V_q = f_q \left(\begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{1}{2} \theta_{VNS,k} \end{bmatrix} \circ q_{b_{k-1}}^w \circ \delta q_{INS,k} \circ q_{w,INS}^{b_k} \right)$$

由新的观测方程(25)可得到传统观测矩阵(18)中 H_{q_l} 相应的改进形式为：

$$H_{q2} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} f_M(M^*(q_{w,INS}^{b_k}) M(q_{b_{k-1}}^w)) & \theta_{3 \times 12} \end{bmatrix} \quad (26)$$

其中函数 $f_M(M)$ 定义为取矩阵 M 的右下三角 3×3 矩阵：

$$\mathbf{M}_{4 \times 4} = \begin{bmatrix} (\mathbf{M}_1)_{1 \times 1} & (\mathbf{M}_2)_{1 \times 3} \\ (\mathbf{M}_3)_{3 \times 1} & (\mathbf{M}_4)_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \mathbf{f}_M(\mathbf{M}) = (\mathbf{M}_4)_{3 \times 3} \quad (27)$$

传统观测模型中,通过在式(10)中用 $\delta \mathbf{q}_{\text{INS},k}$ 代替了 $\Delta \mathbf{q}_{\text{INS},k}$,使式(12)简化,得到简单的观测矩阵(18)。新的观测模型利用式(22)的转化,实现了基于精确的惯性姿态误差 $\Delta \mathbf{q}_{\text{INS},k}$ 与 ϕ_k 之间关系的观测模型建立,从而得到更精确的观测矩阵(26)。

5 实验验证

为了对改进的观测模型进行验证,分别进行了月面仿真和地面实验。月面仿真中可以模拟月面的重力加速度、月球自转角速度以及月面场景的纹理特征,而地面实验可以在真实的IMU、双目相机以及物理环境中验证导航方法。

5.1 月面仿真实验

仿真IMU数据通过惯导轨迹发生器生成的真实数据与实际测量的噪声叠加得到,导航图像通过基于NASA高清月面图像制作的3D MAX模型生成。

(1) 仿真条件

仿真系统中加计漂移为 $100\mu\text{g}$,陀螺漂移为 $1^\circ/\text{h}$,IMU采样频率 100Hz 。双目相机的分辨率为 1024×1024 ,视场角为 45° ,基线距离为 20cm ,相机高度为 1.65m ,视觉系统的采样频率为 0.02Hz 。仿真实验时间长 93min ,运动路程为 204.24m 。

(2) 仿真结果

图3(a)比较了惯性导航和真实的位置轨迹,图中可见惯性导航位置误差发散严重。图3(b)比较了视觉导航、传统组合导航、新组合导航以及真实的位置轨迹,可见视觉导航能够较好跟随真实轨迹,但位置误差积累仍然比较明显,两种组合导航模型位置轨迹均较视觉导航更接近真实轨迹,其中新组合导航模型明显精度高于传统模型。图4比较了两种组合导航模型的位置误差,新组合导航模型在 x 和 y 方向上的位置误差估计精度均好于传统方法,尤其是 x 方向位置误差始终保持在0附近。图5比较了两种组合导航模型的姿态误差,传统方法的俯仰误差和横滚误差波动方差较大,而新方法更为平滑,且新方法的航向角误差发散程度明显低于传统方法。

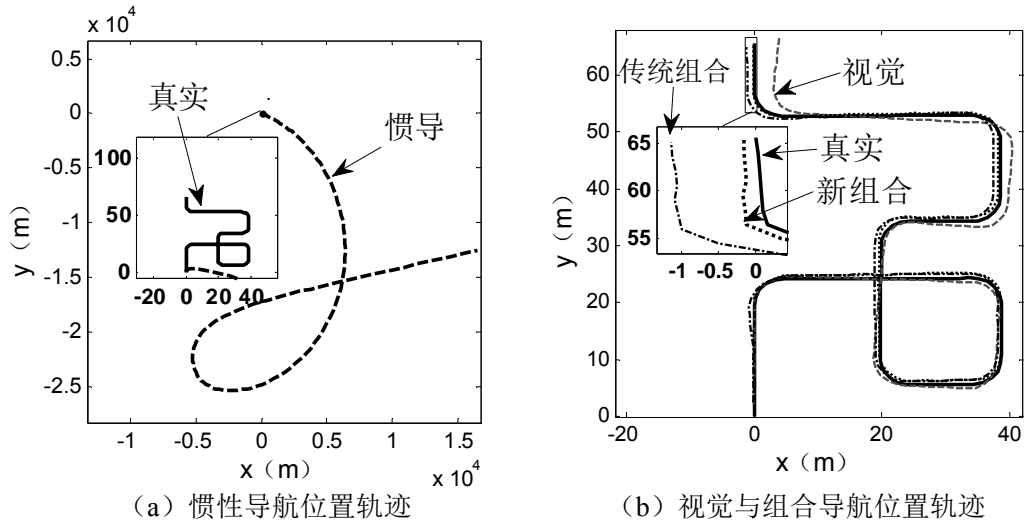


图3 仿真位置轨迹
Fig 3 Simulation positions

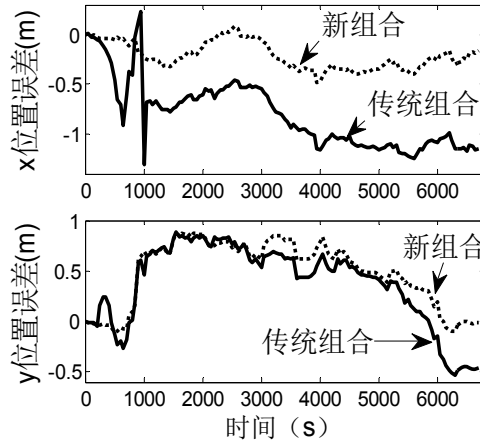


图 4 仿真位置误差

Fig 4 Simulation position errors

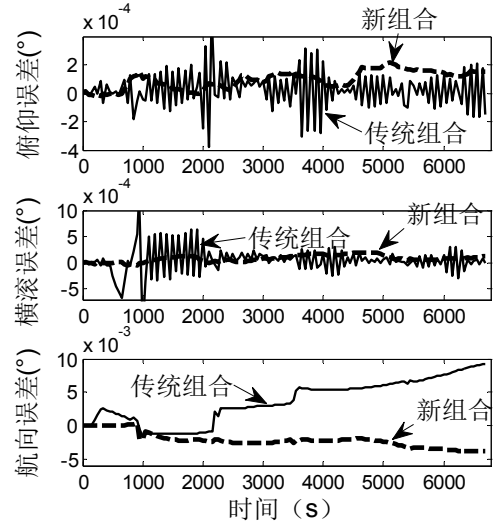


图 5 仿真姿态误差

Fig 5 Simulation attitude errors

表 1 给出了月面仿真实验中各导航方法的终点位置和姿态误差，其中位置误差指标包括位置误差的绝对值以及该绝对值相对运动路程长度的百分比。两种组合导航模型的位置和姿态精度均优于惯性导航与视觉导航。新组合导航模型终点绝对位置误差为 0.159m，相对位置误差为 0.159m 与路程长度 204.24m 的比值 0.079%。新方法的相对位置误差 0.079%与传统方法的 0.611%相比减小了 87.07%。两种组合导航模型的俯仰误差与横滚误差均较小，新模型的航向角误差为-0.221°，其绝对值相比传统方法的 0.532°减小了 58.46%。

表 1 仿真实验终点位置和姿态误差

Table 1. Simulation final position and attitude errors

导航方法	终点位置误差		终点姿态误差 / °		
	误差绝对值(m)	百分比(%)	俯仰角	横滚角	航向角
INS	21386	10475	0.609	0.596	1.876
VNS	4.086	2.00	1.050	-0.098	-6.262
传统组合	1.238	0.611	-0.008	0.000	0.532
新组合	0.159	0.079	0.008	0.007	-0.221

5.2 地面实验

(1) 实验条件

本文的地面实验采用 KITTI Vision^[15]的数据集 2011_09_30_drive_0028。实验中陀螺漂移为 36°/h，加计漂移为 1020.4μg，IMU 数据采集频率为 100Hz。双目相机分辨率为 1226×370，基线距离为 54cm，高度为 1.65m，图像采集频率为 10Hz。实验时长 8.63 分，行驶路程 4128.86m。

(2) 实验结果

图 6(a)比较了地面实验的惯性导航和真实位置轨迹，图中可见惯性导航位置误差发散严重。图 6(b)比较了视觉导航、传统组合导航、新组合导航和真实位置轨迹，图中可见两种组合导航模型相比视觉导航位置精度均显著提高，而新组合导航模型位置曲线比传统模型更接近真实轨迹。图 7 比较了两种组合导航模型的位置误差，新模型各维的位置误差均低于传统方法。图 8(a)、(b)和(c)分别比较了两种组合导航模型的俯仰、横滚和航向误差，从图 8(a)和图 8(b)中可见两种组合导航模型的俯仰误差和横滚误差曲线都在 0°附近波动，新方法的波动方差略小。传统方法的航向角曲线在-4°到 5°之间波动，而新方法的航向角曲线在-1.2°到 1.7°之间波动，精度提高显著。

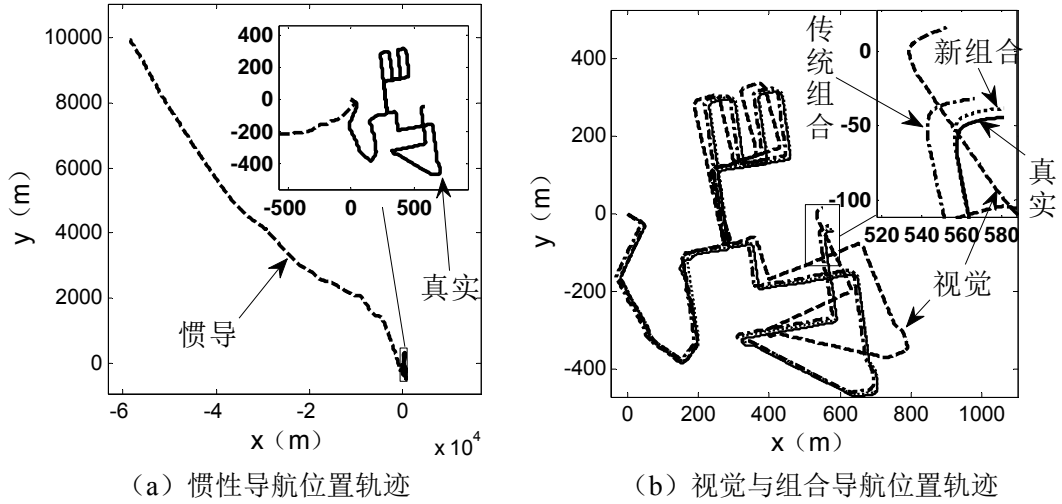


图6 地面实验导航位置轨迹
Fig 6 Experiment navigation positions

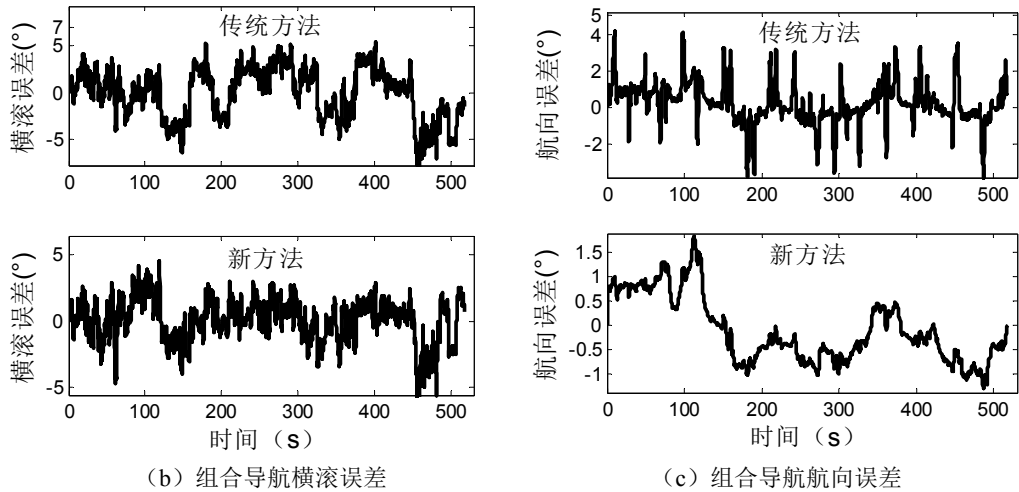
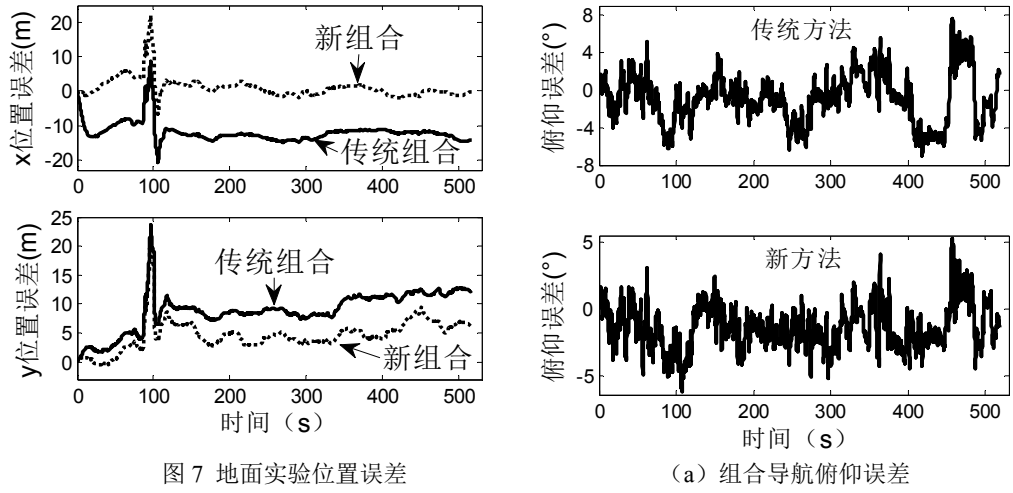


图8 地面实验姿态误差
Fig 8 Experiment attitude errors

表2给出了地面实验中各导航方法的终点位置和姿态误差，两种组合导航模型的位置精度和姿态精度相比惯性导航和视觉导航均有所提高。在路程为4128.9m的实验中，新方法的终点位置误差绝对值为5.908m，相对值为0.143%，相比传统方法位置误差0.456%减小了68.6%。新组合导航方

法终点姿态误差均低于传统方法，尤其是终点航向误差从 0.810° 减小到 -0.105° 。

表 2 地面实验终点位置和姿态误差

Table 2. Experiment final position and attitude errors

导航方法	终点位置误差		终点姿态误差 / °		
	误差绝对值(m)	百分比(%)	俯仰角	横滚角	航向角
INS	59906	1450.9	1.935	-0.946	0.181
VNS	66.706	1.615	6.075	12.176	17.681
传统 INS/VNS	18.845	0.456	1.649	-1.464	0.810
新 INS/VNS	5.908	0.143	-1.381	0.648	-0.105

6. 结论

以惯性与视觉相对运动参数差为观测量的传统 INS/VNS 组合导航方法中,为了使观测模型简单,对惯性姿态误差与平台失准角的函数关系做了近似处理。本文首先定量分析了该近似处理的误差,证明当航向角较大时该近似误差可超过平台失准角,不可忽略。然后基于惯性姿态误差与平台失准角的准确函数关系,建立了改进的观测模型。最后通过月面仿真和地面实验验证了所提出的新观测模型位置、姿态精度均优于传统模型,位置精度提高达 68%以上。

参考文献

- [1] MAIMONE M, CHENG Y, MATTHIES L. Two years of visual odometry on the mars exploration rovers [J]. Journal of Field Robotics, 2007, 24(3): 169-186.
- [2] GROTZINGER J P, CRISP J, VASAVADA A R, et al. Mars Science Laboratory mission and science investigation [J]. Space Science Reviews, 2012, 170(1-4): 5-56.
- [3] 刘传凯, 王保丰, 王镓, 等. 嫦娥三号巡视器的惯导与视觉组合定姿定位 [J]. 飞行器测控学报, 2014, 33(3): 250-257.
- LIU CHUANKAI, WANG BAOFENG, WANG JIA, et al. Integrated INS and vision based orientation determination and positioning of CE 3 lunar rover [J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2014, 33(3): 250-257.
- [4] 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.
- [5] LI M, MOURIKIS A I. Optimization-based estimator design for vision-aided inertial navigation [J]. Robotics, 2013, 241-248.
- [6] TARDIF J-P, GEORGE M, LAVERNE M, et al. A new approach to vision-aided inertial navigation [C]. Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Taipei, Taiwan: 2010, 10: 4161-4168.
- [7] MOURIKIS A I, ROUMELIOTIS S I. On the treatment of relative-pose measurements for mobile robot localization [C]. Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation, IEEE, 2006: 2277-2284
- [8] ROUMELIOTIS S I, JOHNSON A E, MONTGOMERY J F. Augmenting Inertial Navigation with Image-Based Motion Estimation [C]. International Conference on Robotics and Automation. 2002: 4326-4333.
- [9] TITTERTON D H, WESTON J L. Strapdown Inertial Navigation Technology (2nd Edition) [M]. UK: Institution of Engineering and Technology, 2004:42-44.
- [10] 王保丰, 周建亮, 唐歌实, 等. 嫦娥三号巡视器视觉定位方法 [J]. 中国科学: 信息科学, 2014, 44(4): 452-460.
- WANG BAOFENG, ZHOU JIANLIANG, TANG GESHI, et al. Research on visual localization method of lunar rover [J]. Science China., 2014, 44(4):452-60.
- [11] LOWE D G. Distinctive Image Features from Scale-Invariant Keypoints [J]. International Journal of Computer Vision, 2004, 2: 91-110.
- [12] FANG Q, HUANG S X. UKF for Integrated Vision and Inertial Sensors Based on Three-View Geometry [J]. Sensors

Journal, IEEE, 2013, 13(7): 2711-2719.

- [13] DI CORATO F, INNOCENTI M, POLLINI L. An Entropy-Like Approach to Vision-Aided Inertial Navigation [C]. Proceedings of the Proc of 18th IFAC World Congress, Milano : 2011,8: 13789-13794
- [14] CHILIAN A, HIRSCHMULLER H, GORNER M. Multisensor data fusion for robust pose estimation of a six-legged walking robot [C]. International Conference on Intelligent Robots and Systems. 2011: 2497-2504.
- [15] GEIGER A, LENZ P, STILLER C, et al. Vision meets robotics: The KITTI dataset [J]. International Journal of Robotics Research , 2013, 11: 1231-1237.

作者简介

宁晓琳，1979 年生，2007 年获北京航空航天大学精密仪器及机械工学博士学位，研究方向为组合导航。

An Improved INS/VNS Integrated Navigation Measurement Model for Lunar Rover

Ning Xiaolin^{1,2} Xu Yongzhi¹

(1. School of Instrument Science & Opto-electronics engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing, 100191)

(2. Science and Technology on Inertial Laboratory, Beijing 100191)

Abstract: The INS/VNS integrated navigation is an important autonomous navigation method for lunar rovers. Traditional INS/VNS integrated navigation methods which utilize relative motion differences between the inertial and the vision as measurements, usually make an approximation between the inertial attitude errors and the misalignment angle to simplify the relative rotation measurement model. However, the approximation error can exceed the misalignment angle when the head is large, which cannot be ignored. To solve this problem, this paper presents a new measurement error analysis method which can avoid the approximation in traditional method, and build the corresponding improved measurement model. The new method utilizes the known inertial attitude which contains error, gets more accurate error expression of relative inertial rotation quaternion, and reduces the forecast error of relative rotation difference between the inertial and the vision. Moon-based simulation and Earth-based experiment both demonstrate that the presented method is effective and can achieve higher accuracies of positions and attitudes than the traditional method, in which the position accuracy can be improved more than 68%.

Key words Inertial navigation; Vision navigation; Integrated navigation; Measurement model; Lunar rover