0254-6124/2015/35(6)-721–09 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

Xu Yongzhi, Ning Xiaolin. A new INS/VNS integrated navigation method for planetary exploration rover (in Chinese). *Chin. J. Space Sci.*, 2015, **35**(6): 721-729, doi:10.11728/cjss2015.06.721

一种巡视器惯性/视觉组合导航新方法*

徐勇志　宁晓琳

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

摘　要　在以运动参数误差为状态量、视觉导航与惯导导航相对运动参数差为观测量的传统惯性/视觉组合导航方法中, 为解决相对运动参数同时与前后两个时刻状态相关的问题, 采用将前一时刻位置和姿态误差增广到状态量中的方法, 并且假设增广的状态量为常值, 导致状态模型中引入了较大的误差. 基于真实位置、姿态建立观测量误差模型, 导致观测量同时与前后两个时刻的状态相关. 本文以惯导误差方程为状态模型, 采用四元数差形式的相对运动参数差作为观测量, 基于上一时刻组合导航位置、姿态估计值建立观测量误差模型, 实现了状态的增广, 并使得量测信息仅与当前时刻的位置误差和平台失准角相关, 克服了状态模型误差较大的问题. 月面仿真和地面模拟实验均表明, 该方法能够达到较高的位置和姿态估计精度.

关键词　惯导误差方程, 视觉导航, 组合导航, 巡视器, 卡尔曼滤波

中图分类号　V 412

A New INS/VNS Integrated Navigation Method for Planetary Exploration Rover

XU Yongzhi　NING Xiaolin

(*Science and Technology on Inertial Laboratory, School of Instrument Science and Opto-electronics Engineering, Beihang University, Beijing* 100191)

Abstract　In traditional INS/VNS integrated navigation, the motion errors are usually used as the state vector, and relative motion errors between the inertial and vision navigation are used as the measurement. Since the relative motion is related to both the last and current states, traditional methods augment the position and attitude errors at the last time to the state vector to build the measurement model. The augmented states are considered as constant, and it generates new errors into the state model. Meanwhile, the measurement errors are analyzed based on ideal positions and attitudes at both the last and current time, which results in the measurement relationship with both the last and the current states. In this paper, a new INS/VNS model uses INS error equation as the state model, relative motion errors as the measurement, and attitude errors are described as quaternion error in the measurement model. The analyses of measurement errors are based on the integrated navigation estimation positions and attitudes at the last time, hence it does not need to

* 国家自然科学基金项目资助 (61233005)

2014-09-16 收到原稿, 2015-03-14 收到修定稿

E-mail: buaaxyz@yeah.net

augment the state, so the measurement only relates to the current state. The lunar surface simulation and experiment on the ground both show that the represented INS/VNS method can achieve high position and attitude estimation accuracy.

Key words INS error equation, Visual navigation, Integrated navigation, Exploration rover, Kalman filter

0 引言

惯性测量单元 (IMU) 和双目导航相机是行星探测巡视器在陌生环境下自主导航的主要传感设备, 而惯性/视觉组合导航 (INS/VNS Integrate Navigation Systems, 采用 INT 表示) 是巡视器目前常用的一种自主导航方法. 惯性导航 (Inertial Navigation System, INS)[1−2] 和视觉导航 (Visual Navigation System, VNS)[3−5] 均为积分运算的导航方法, 导航误差都会不断累积, 因此均难以独立完成长时间远距离的高精度导航任务. 惯性导航的误差随时间累积, 而姿态精度相对较高; 视觉导航的误差随距离累积, 而位置精度相对较高. 因此惯性导航与视觉导航具有很好的互补特性. 目前惯性、视觉相结合的导航方式已成功应用于 2004 年登陆火星的勇气号和机遇号 [6]、2012 年登陆火星的好奇号 [7] 以及 2013 年登陆月球的玉兔号 [8].

由于惯性导航数据更新快, 能够输出完备的运动信息, 惯性/视觉组合导航系统中通常以惯性导航为主导航系统, 以位置、速度、姿态等运动参数的误差和 IMU 常值漂移作为状态量, 基于惯性导航误差方程建立状态模型. 基于视觉导航信息构建观测量, 主要包括特征点图像坐标 [9−10]、视觉相对运动参数 [11]、惯性导航与视觉导航相对运动参数差 [12−13] 三种形式. 以惯性导航与视觉相对运动参数差为观测量的方法能够有效发挥惯性系统与视觉系统的互补特性 [14], 本文将在此基础上展开研究.

视觉导航系统直接得到的运动参数为前后两帧间的相对运动参数, 由于相对运动参数同时与前后两个时刻的位置和姿态相关, 为了建立观测模型, 传统方法采用将上一时刻位置和姿态误差增广到当前状态量中的状态增广法. 这种状态增广法中假设上一时刻位置和位置误差是常值, 使状态模型引入了较大的新误差. 传统观测模型中, 分析惯性系统相对运动参数误差时, 前后两个时刻均基于真实的位置和姿态, 导致观测量同时与前后两个时刻的状态相关, 降低了卡尔曼滤波的估计性能.

本文以运动参数误差为状态量, 基于惯性导航误差方程建立状态模型, 以惯性导航和视觉相对运动参数差为观测量, 采用四元数乘差的形式描述相对旋转误差. 建立观测模型时, 基于上一时刻组合导航的位置和姿态估计值对观测量进行误差分析. 由于估计值是实际可获得的, 使得观测量只与当前时刻的位置误差和平台失准角相关, 克服了传统方法需要状态增广以及观测量与前后两个时刻状态相关的问题, 并简化了量测误差模型. 月面仿真实验和地面模拟实验均表明该方法能够达到较高的导航精度.

1 INS/VNS 组合导航方案设计

1.1 坐标系定义

本文所涉及的坐标系均定义为右手坐标系, 包括月球坐标系 m、地理坐标系 t、世界坐标系 w、本体坐标系 b 和相机坐标系 c.

月球坐标系 m ($O_{\mathrm{m}}x_{\mathrm{m}}y_{\mathrm{m}}z_{\mathrm{m}}$) 以月心 O_{m} 为原点, x 轴在赤道平面内指向 0° 经线, z 轴垂直于赤道平面指向北极.

地理坐标系 t ($O_{\mathrm{t}}x_{\mathrm{t}}y_{\mathrm{t}}z_{\mathrm{t}}$) 以巡视器质心 O_{b} 为原点, x 轴指向当地东向, y 轴指向当地北向, z 轴指向当地天向.

世界坐标系 w ($O_{\mathrm{w}}x_{\mathrm{w}}y_{\mathrm{w}}z_{\mathrm{w}}$) 定义为初始时刻的地理坐标系, 世界坐标系相对月球坐标系静止.

本体坐标系 b ($O_{\mathrm{b}}x_{\mathrm{b}}y_{\mathrm{b}}z_{\mathrm{b}}$) 以巡视器质心 O_{b} 为原点, x 轴指向巡视器右方, y 轴指向巡视器的前进方向.

相机坐标系 c ($O_{\mathrm{c}}x_{\mathrm{c}}y_{\mathrm{c}}z_{\mathrm{c}}$) 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. 设 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{b}}$ 和 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{c}}$ 分别为空间

一点在本体坐标系和相机坐标系下的坐标, 则

$$\boldsymbol{r}_{\mathrm{b}} = \boldsymbol{R}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{b}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{c}} + \boldsymbol{T}_{\mathrm{cb}}^{\mathrm{b}}, \tag{1}$$

其中, $\boldsymbol{R}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{b}}$ 和 $\boldsymbol{T}_{\mathrm{cb}}^{\mathrm{b}}$ 分别为左相机在巡视器上的安装角度和位置.

以上各坐标系关系如图 1 所示.

1.2 状态模型

组合导航系统以世界坐标系为导航坐标系, 以世界坐标系下的惯导误差方程为状态模型.

设巡视器相对世界坐标系的位置、速度、姿态四元数和姿态矩阵真实值分别为 $\boldsymbol{r}$, $\boldsymbol{v}$, $\boldsymbol{q}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{b}}$, $\boldsymbol{R}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{b}}$, 计算值分别为 $\hat{\boldsymbol{r}}$, $\hat{\boldsymbol{v}}$, $\hat{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{b}}$, $\hat{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{b}}$. 位置误差 $\delta\boldsymbol{r}$、速度误差 $\delta\boldsymbol{v}$、平台误差角 $\boldsymbol{\phi}$ 和姿态误差四元数 $\delta\boldsymbol{q}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{b}}$ 的定义分别为

$$\delta\boldsymbol{r} = \hat{\boldsymbol{r}} - \boldsymbol{r}, \tag{2}$$

$$\delta\boldsymbol{v} = \hat{\boldsymbol{v}} - \boldsymbol{v}, \tag{3}$$

$$\boldsymbol{R}(\boldsymbol{\phi}) = \boldsymbol{I} - [\boldsymbol{\phi}\times] = \boldsymbol{R}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{w}}\hat{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{b}}, \tag{4}$$

$$\boldsymbol{\delta q}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{b}} = \boldsymbol{q}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{b}} \circ \hat{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{w}} \approx \begin{bmatrix} 1 \\ -\frac{1}{2}\boldsymbol{\phi} \end{bmatrix}. \tag{5}$$

状态量定义为

$$\boldsymbol{X} = [\,\boldsymbol{\phi}^{\mathrm{T}} \quad \delta\boldsymbol{v}^{\mathrm{T}} \quad \delta\boldsymbol{r}^{\mathrm{T}} \quad \boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{T}} \quad \boldsymbol{\nabla}^{\mathrm{T}}\,]^{\mathrm{T}}. \tag{6}$$

根据惯导误差方程, 状态模型为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\phi}} = -\boldsymbol{\omega}_{i\mathrm{w}}^{\mathrm{w}} \times \boldsymbol{\phi} + \boldsymbol{R}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{w}}\varepsilon, \\ \delta\dot{\boldsymbol{v}} = -(\boldsymbol{R}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{w}}\boldsymbol{f}^{\mathrm{b}}) \times \boldsymbol{\phi} - 2\boldsymbol{\omega}_{i\mathrm{w}}^{\mathrm{w}} \times \delta\boldsymbol{v} + \boldsymbol{R}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{w}}\boldsymbol{\nabla}, \\ \delta\dot{\boldsymbol{r}} = \delta\boldsymbol{v}, \\ \dot{\boldsymbol{\varepsilon}} = \boldsymbol{0}, \\ \dot{\boldsymbol{\nabla}} = \boldsymbol{0}. \end{cases} \tag{7}$$

1.3 观测模型

由于视觉采样频率低于惯性采样频率, 信息融合过程与视觉采样同步, 这里所指 k 时刻均采用视觉采样周期.

1.3.1 视觉观测信息

双目视觉系统通过提取立体图像, 经过特征点提取、立体匹配、特征点跟踪和运动估计可以得到相机坐标系的单帧相对运动信息 [15]. 设 k 时刻匹配且跟踪成功的 N 个特征点的相机系坐标为 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{c},i}(k)$ $(i = 1, 2, 3\cdots N)$, 可得 k 时刻相机系 c_k 相对 $k-1$ 时刻相机系 c_{k-1} 的旋转 $\boldsymbol{R}_{c_{k-1},\mathrm{VNS}}^{c_k}$ 和平移 $\boldsymbol{T}_{c_{k-1}c_k,\mathrm{VNS}}^{c_{k-1}}$, 有

$$\begin{aligned} \boldsymbol{r}_{\mathrm{c},i}(k) = \boldsymbol{R}_{c_{k-1},\mathrm{VNS}}^{c_k}[\boldsymbol{r}_{\mathrm{c},i}(k-1) + \boldsymbol{T}_{c_{k-1}c_k,\mathrm{VNS}}^{c_{k-1}}], \\ (i = 1, 2, 3, \cdots, N). \end{aligned} \tag{8}$$

根据相机坐标系 c 与本体坐标系 b 之间的关系式 (1), 可以得到 k 时刻本体坐标系 b_k 相对 $k-1$ 时刻本体坐标系 b_{k-1} 的旋转 $\boldsymbol{R}_{b_{k-1},\mathrm{VNS}}^{b_k}$ 和平移 $\boldsymbol{T}_{b_{k-1}b_k,\mathrm{VNS}}^{b_{k-1}}$ 分别为

$$\begin{aligned} &\boldsymbol{R}_{b_{k-1},\mathrm{VNS}}^{b_k} = \boldsymbol{R}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{b}}\boldsymbol{R}_{c_{k-1}}^{c_k}\boldsymbol{R}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{c}}; \\ &\boldsymbol{T}_{b_{k-1}b_k,\mathrm{VNS}}^{b_{k-1}} = \boldsymbol{R}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{b}}\boldsymbol{T}_{c_{k-1}c_k,\mathrm{VNS}}^{c_{k-1}} + (\boldsymbol{R}_{b_k}^{b_{k-1}} - \boldsymbol{I})\boldsymbol{T}_{\mathrm{bc}}^{\mathrm{b}}. \end{aligned} \tag{9}$$

如果将 $\boldsymbol{R}_{c_{k-1},\mathrm{VNS}}^{c_k}$ 的四元数形式表示为 $\boldsymbol{q}_{c_{k-1},\mathrm{VNS}}^{c_k}$, 则 $\boldsymbol{T}_{b_{k-1}b_k,\mathrm{VNS}}^{b_{k-1}}$ 和 $\boldsymbol{q}_{c_{k-1},\mathrm{VNS}}^{c_k}$ 分别为组合导航系统中的视觉观测信息.

1.3.2 惯导观测信息

惯导观测信息是根据 $k-1$ 时刻到 k 时刻的 IMU 数据进行捷联积分解算得到的 b_k 相对 b_{k-1} 的旋转四元数 $\boldsymbol{q}_{b_{k-1},\mathrm{INS}}^{b_k}$ 和平移矢量 $\boldsymbol{T}_{b_{k-1}b_k,\mathrm{INS}}^{b_k}$. 设在 $k-1$ 时刻组合导航估计位置 $\hat{\boldsymbol{r}}_{k-1}$ 和姿态 $\hat{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{w}}^{b_{k-1}}$ 的基础上, 经过一个视觉周期的捷联解算得到 $\boldsymbol{r}_{k,\mathrm{INS}}$ 和 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{w},\mathrm{INS}}^{b_k}$.

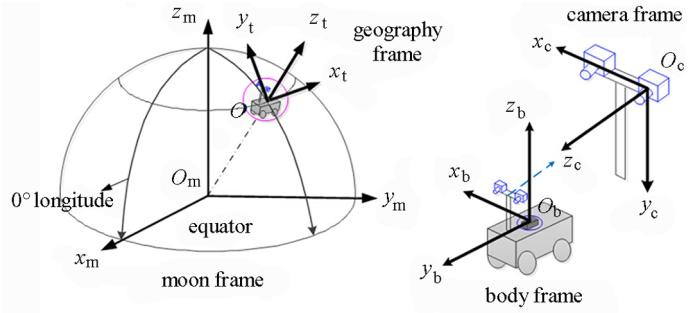


图 1 坐标系定义

Fig. 1 Coordinate frames

惯性观测信息 $\boldsymbol{q}_{b_{k-1},\mathrm{INS}}^{b_k}$ 和 $\boldsymbol{T}_{b_{k-1}b_k,\mathrm{INS}}^{b_{k-1}}$ 计算方法为

$$\boldsymbol{q}_{b_{k-1},\mathrm{INS}}^{b_k}=\hat{\boldsymbol{q}}_{b_{k-1}}^{\mathrm{w}}\circ\boldsymbol{q}_{\mathrm{w},\mathrm{INS}}^{b_k},\tag{10}$$

$$\boldsymbol{T}_{b_{k-1}b_k,\mathrm{INS}}^{b_{k-1}}=\hat{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{w}}^{b_{k-1}}(\boldsymbol{r}_{k,\mathrm{INS}}-\hat{\boldsymbol{r}}_{k-1}).\tag{11}$$

1.3.3 观测量

以惯导和视觉观测信息的相对旋转差 $\boldsymbol{z}_q$ 和相对平移差 $\boldsymbol{z}_r$ 作为组合导航模型的观测量, 有

$$\boldsymbol{z}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{z}_q\\ \boldsymbol{z}_r\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{f}_q(\boldsymbol{q}_{b_k,\mathrm{VNS}}^{b_{k-1}}\circ\boldsymbol{q}_{b_{k-1},\mathrm{INS}}^{b_k})\\ \boldsymbol{T}_{b_{k-1}b_k,\mathrm{INS}}^{b_{k-1}}-\boldsymbol{T}_{b_{k-1}b_k,\mathrm{VNS}}^{b_{k-1}}\end{bmatrix}.\tag{12}$$

其中, 函数 $\boldsymbol{f}_q(\boldsymbol{q})$ 定义为, 设四元数 $\boldsymbol{q}=[\lambda_0\quad\boldsymbol{\lambda}]^{\mathrm{T}}$, 这里, λ_0 表示 $\boldsymbol{q}$ 的标量部分, $\boldsymbol{\lambda}$ 表示 $\boldsymbol{q}$ 的矢量部分, 则 $\boldsymbol{f}_q(\boldsymbol{q})=\boldsymbol{\lambda}^{\mathrm{T}}$. 由于 $\boldsymbol{q}_{b_k,\mathrm{VNS}}^{b_{k-1}}\circ\boldsymbol{q}_{b_{k-1},\mathrm{INS}}^{b_k}$ 对应的旋转角很小, $\lambda_0\approx0$, 故 $f_q(\boldsymbol{q})$ 可有效描述该小角度旋转.

1.3.4 观测误差方程

通过对观测量进行误差分析, 可以建立观测量与状态量的关系, 从而导出观测模型.

设视觉观测信息的误差方程为

$$\boldsymbol{q}_{b_{k-1},\mathrm{VNS}}^{b_k}=\boldsymbol{q}_{b_{k-1}}^{b_k}\circ\boldsymbol{\delta q}_{\mathrm{VNS},k}=\boldsymbol{q}_{b_{k-1}}^{b_k}\circ\begin{bmatrix}1\\ \frac{1}{2}\theta_{\mathrm{VNS},k}\end{bmatrix},\tag{13}$$

$$\boldsymbol{T}_{b_{k-1}b_k,\mathrm{VNS}}^{b_{k-1}}=\boldsymbol{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_{k-1}}+\Delta\boldsymbol{T}_{\mathrm{VNS},k}.\tag{14}$$

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

设 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{w},\mathrm{INS}}^{b}$ 的误差方程为

$$\boldsymbol{q}_{\mathrm{w},\mathrm{INS}}^{\mathrm{b}}=\boldsymbol{q}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{b}}\circ\boldsymbol{\delta q}_{\mathrm{INS}},\tag{15}$$

则 $\boldsymbol{\delta q}_{\mathrm{INS}}$ 与平台失准角的关系为 $\boldsymbol{\delta q}_{\mathrm{INS}}=\begin{bmatrix}1\\ \frac{1}{2}\phi\end{bmatrix}$. 可得 $\boldsymbol{q}_{b_{k-1},\mathrm{INS}}^{b_k}$ 的误差方程为

$$\begin{aligned}&\boldsymbol{q}_{b_{k-1},\mathrm{INS}}^{b_k}=\\ &\hat{\boldsymbol{q}}_{b_{k-1}}^{\mathrm{w}}\circ\boldsymbol{q}_{\mathrm{w},\mathrm{INS}}^{b_k}\approx\\ &\boldsymbol{q}_{b_{k-1}}^{\mathrm{w}}\circ\boldsymbol{q}_{\mathrm{w}}^{b_k}\circ\boldsymbol{\delta q}_{\mathrm{INS},k}=\\ &\boldsymbol{q}_{b_{k-1}}^{b_k}\circ\boldsymbol{\delta q}_{\mathrm{INS},k}.\end{aligned}\tag{16}$$

$\boldsymbol{T}_{b_{k-1}b_k,\mathrm{INS}}^{b_{k-1}}$ 的误差方程为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{T}_{b_{k-1}b_k,\mathrm{INS}}^{b_{k-1}}=&\hat{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{b}_{k-1}}(\boldsymbol{r}_k+\boldsymbol{\delta r}_k-\hat{\boldsymbol{r}}_{k-1})=\\ &\hat{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{w}}^{b_{k-1}}(\boldsymbol{r}_k-\hat{\boldsymbol{r}}_{k-1})+\hat{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{w}}^{b_{k-1}}\boldsymbol{\delta r}_k\approx\\ &\boldsymbol{T}_{b_{k-1}b_k}^{b_{k-1}}+\hat{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{w}}^{b_{k-1}}\boldsymbol{\delta r}_k.\end{aligned}\tag{17}$$

根据以上视觉与惯导相对运动观测信息的误差分析, 观测量 $\boldsymbol{z}_q$ 和 $\boldsymbol{z}_r$ 的误差模型分别为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{z}_q=&\boldsymbol{f}_q(\boldsymbol{q}_{b_{k-1},\mathrm{VNS}}^{b_{k-1}}\circ\boldsymbol{q}_{b_{k-1},\mathrm{INS}}^{b_k})\approx\\ &-\frac{1}{2}\boldsymbol{\theta}_{\mathrm{VNS},k}+\frac{1}{2}\boldsymbol{\phi}_k-\frac{1}{4}\boldsymbol{\theta}_{\mathrm{VNS},k}\times\boldsymbol{\phi}_k,\end{aligned}\tag{18}$$

$$\begin{aligned}\boldsymbol{z}_r=&\boldsymbol{T}_{b_{k-1}b_k,\mathrm{INS}}^{b_{k-1}}-\boldsymbol{T}_{b_{k-1}b_k,\mathrm{VNS}}^{b_{k-1}}\approx\\ &\hat{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{w}}^{b_{k-1}}\boldsymbol{\delta r}_k+\Delta\boldsymbol{T}_{\mathrm{VNS},k}.\end{aligned}\tag{19}$$

综上可得最终的观测模型为

$$\boldsymbol{z}(k)=\begin{bmatrix}\frac{1}{2}\boldsymbol{\phi}_k\\ \hat{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{w}}^{b_{k-1}}\boldsymbol{\delta r}_k\end{bmatrix}+\boldsymbol{V}(k).\tag{20}$$

其中, $\boldsymbol{V}(k)$ 为观测噪声, 有

$$\boldsymbol{V}(k)=\begin{bmatrix}-\frac{1}{2}\boldsymbol{\theta}_{\mathrm{VNS},k}\\ \Delta\boldsymbol{T}_{\mathrm{VNS},k}\end{bmatrix}.\tag{21}$$

状态方程与观测方程均为线性方程, 采用卡尔曼滤波算法, 量测矩阵为

$$\boldsymbol{H}=\begin{bmatrix}\frac{1}{2}\boldsymbol{I}_{3\times3}&\boldsymbol{0}_{3\times3}&\boldsymbol{0}_{3\times3}&\boldsymbol{0}_{3\times3}&\boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3}&\boldsymbol{0}_{3\times3}&\hat{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{w}}^{b_{k-1}}&\boldsymbol{0}_{3\times3}&\boldsymbol{0}_{3\times3}\end{bmatrix}.\tag{22}$$

2 实验研究

2.1 月面仿真实验

2.1.1 仿真条件

以月面探测巡视器为对象进行仿真导航实验. 通过惯导轨迹发生器产生真实轨迹和真实 IMU 数据, 在真实 IMU 噪声基础上叠加噪声得到仿真 IMU 数据. 通过月面场景模拟软件产生双目图像, 该软件基于 NASA 采集的高清月面图像制作以达到模拟月表地形特征的目的. 仿真轨迹的时间为 93 min, 累积路程为 168 m.

陀螺常值漂移为 $1(^\circ)\cdot\mathrm{h}^{-1}$, 加速度计常值漂移为

200 μg, IMU 采样周期为 10 Hz. 双目相机的分辨率均为 1024×1024 pixel, 视场角均为 45°. 双目相机平行安装, 基线距离为 20 cm, 高度 1.7 m, 左相机相对巡视器的安装参数 $\boldsymbol{R}_{\rm c}^{\rm b}$ 和 $\boldsymbol{T}_{\rm cb}^{\rm b}$ 分别为

$$\boldsymbol{R}_{\rm c}^{\rm b}=\begin{bmatrix}1&0&0\\0&0&1\\0&-1&0\end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{T}_{\rm cb}^{\rm b}=[0.2\quad 1.2\quad -0.8]^{\rm T}. \tag{23}$$

视觉采样频率为 0.05 Hz, 图 2 为仿真实验中采集图像的典型样例.

2.1.2 仿真结果

图 3 中描述了真实轨迹位置和惯性、视觉与组合方法的导航位置结果, 视觉导航位置精度远高于惯性导航, 但仍偏离真实曲线较大. 组合导航位置精度显著高于视觉导航, 其位置曲线与真实位置曲线非常接近. 图 4 为仿真实验的真实姿态角. 图 5 为仿真实验各导航方法的姿态误差. 视觉导航的姿态误差最大, 尤其是航向角误差发散较为严重, 是导致视觉导航位置精度降低的关键因素之一 [16]. 组合导航的姿态精度较惯性导航和视觉导航均明显提高, 惯性导航和视觉导航的俯仰及横滚误差基本在 0° 上下波动, 但波动幅度较大, 而组合导航的俯仰和横滚误差一直保持相对平稳, 不仅收敛性更好且终点误差更小. 惯性导航和视觉导航的航向误差一直呈单调发散的趋势, 组合导航的姿态估计结果较好地克服了这个现象.

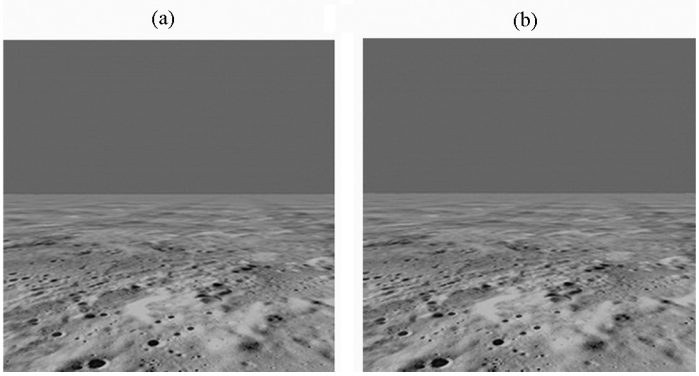


图 2 左相机 (a) 和右相机 (b) 仿真实验的典型图像

Fig. 2 Typical simulated images from the left camera (a) and right camera (b)

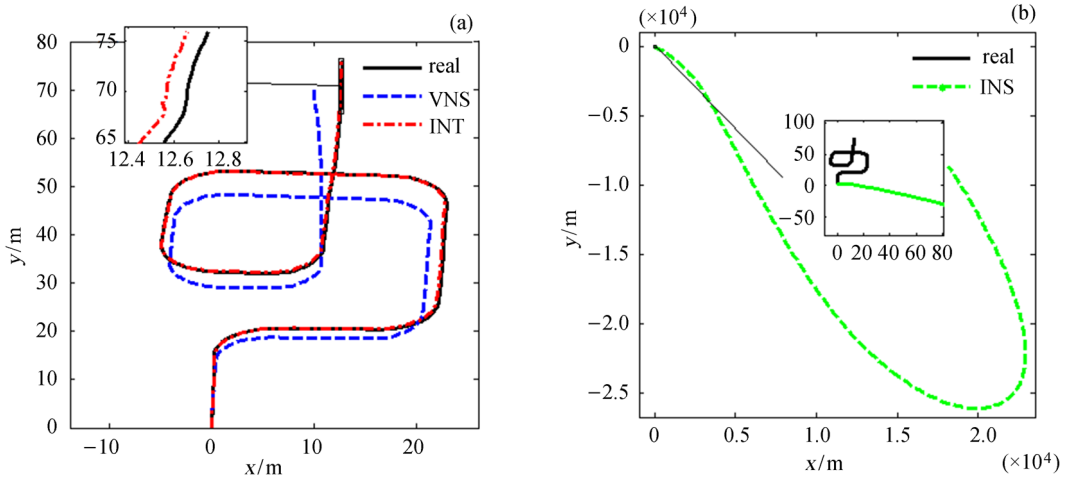


图 3 视觉与组合导航 (a) 及惯性导航 (b) 的仿真实验导航位置

Fig. 3 Simulated navigation positions of the visual and integrated navigation (a), and the inertial navigation (b)

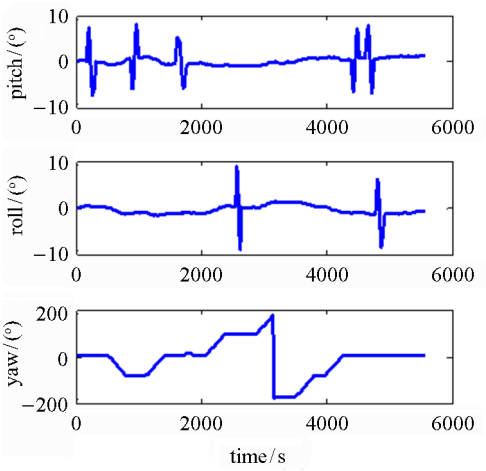


图 4 真实仿真姿态

Fig. 4 Simulated real attitudes

表 1 统计了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误差绝对值以及与仿真轨迹路程 168 m 的相对百分比. 由表 1 可见, 视觉导航具有较高的位置精度, 惯性导航具有较高的姿态精度, 而组合导航系统的位置和姿态精度均显著高于各独立导航系统. 组合导航的相对位置误差为 0.06%, 相比视觉导航的 3.83% 减小了 98.4%. 惯性导航 [1] 和视觉导航 [3] 的工作原理都决定了其位置误差会随姿态误差而发散的特性, 并且位置精度都受姿态误差影响较大, 其中航向角的精度是关键因素. 仿真中组合导航的航向终点误差为 −0.114°, 相比视觉导航的 4.485° 和惯性导航的 1.558° 均有大幅提高.

2.2 地面模拟实验

2.2.1 实验条件

地面模拟实验采用了 KITTI Vision[17−18] 中编号为 2011_09_30_drive_0028 的数据集, 实验数据包括双目灰度图像和 IMU 数据. 实验中采集的典型图像如图 6 所示. 该实验为 8 min 车载实验, 共行驶路程 5061 m, 采用高精度 GNSS/IMU 模块输出的位置和姿态作为真实值, 轨迹位置如图 7 所示, 姿态如图 8 所示.

实验中采用的 IMU 型号为 OXTS RT 3003, 陀螺常值漂移为 $36(^\circ)\cdot h^{-1}$, 加速度计常值漂移为 1020.4 μg, IMU 的数据采集频率为 100 Hz. 双目相机平行安装, 基线距离为 54 cm, 高度为 1.65 m, 图像

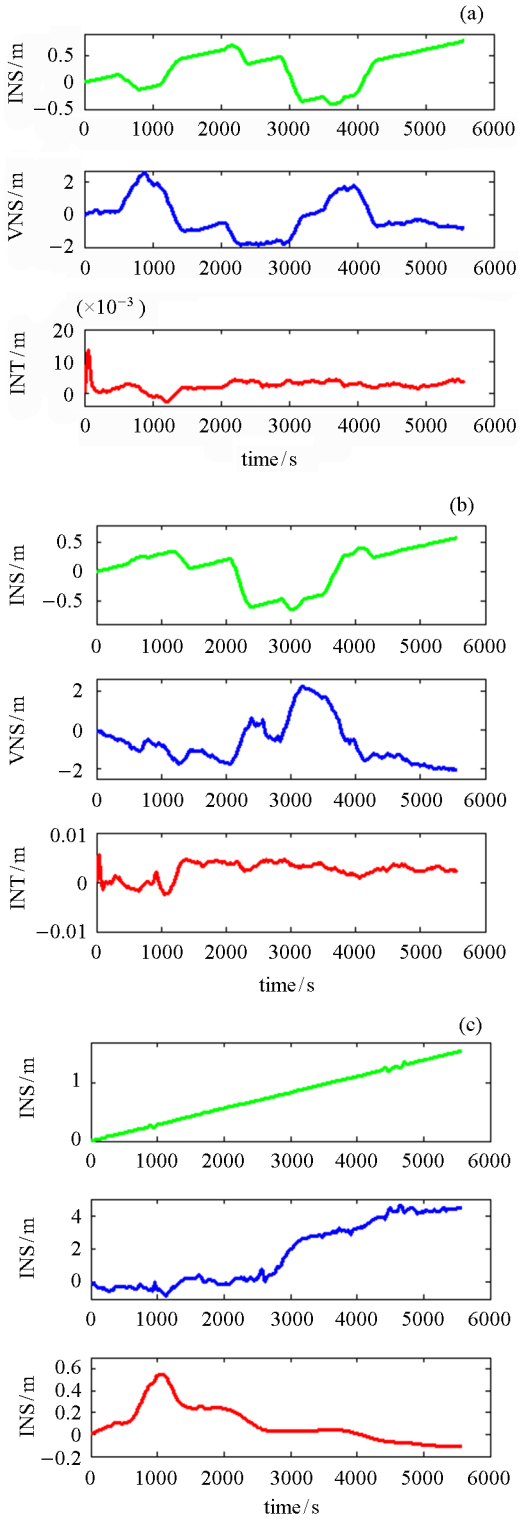


图 5 俯仰 (a)、横滚 (b) 和航向 (c) 的仿真实验导航姿态误差

Fig. 5 Pitch (a), roll (b) and yaw (c) errors of simulated navigation attitude

分辨率为 1226×370 (pixel), 图像采集频率为 10 Hz. 左相机的安装参数

$$\boldsymbol{R}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{b}}=\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 1\\ 0 & -1 & 0\end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{cb}}^{\mathrm{b}}=[0 \quad 0 \quad -0.72]^{\mathrm{T}}. \tag{24}$$

2.2.2 地面模拟实验结果

图 7 为地面模拟实验的导航位置输出, 惯性导航位置误差发散严重, 视觉导航具有相对较高的位置精度, 但误差累积明显, 而组合导航位置曲线较接近真实曲线. 图 8 给出了真实姿态角、俯仰角和横滚角已知在 0° 附近的小角度波动, 而航向角变化较大. 图 9 分别给出了俯仰、横滚和航向角误差, 组合导航的俯仰和横滚角误差波动范围相比惯性导航和视觉导航明显减小. 视觉航向角误差处于单调发散的状态, 而惯性导航航向角在 ±5° 之间波动, 组合导航的航向

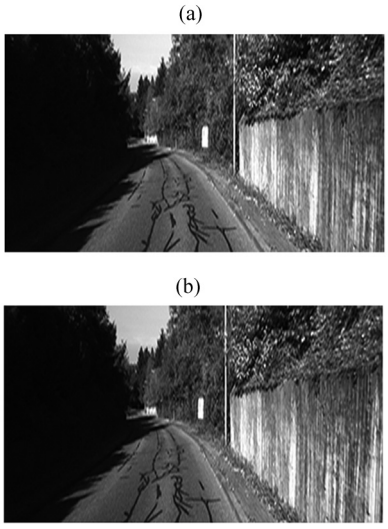


图 6 左相机 (a) 和右相机 (b) 的地面模拟实验典型图像

Fig. 6 Typical images in experiments from the left camera (a) and right camera (b)

表 1 仿真终点位置和姿态误差

Table 1 Final position and attitude errors in simulation

导航方法	终点位置误差		终点姿态误差/(°)		
	绝对值/m	相对值/(%)	俯仰	横滚	航向
惯性	20017	11898	0.778	0.591	1.558
视觉	6.44	3.83	−0.790	−2.058	4.485
组合	0.10	0.06	0.004	0.002	−0.114

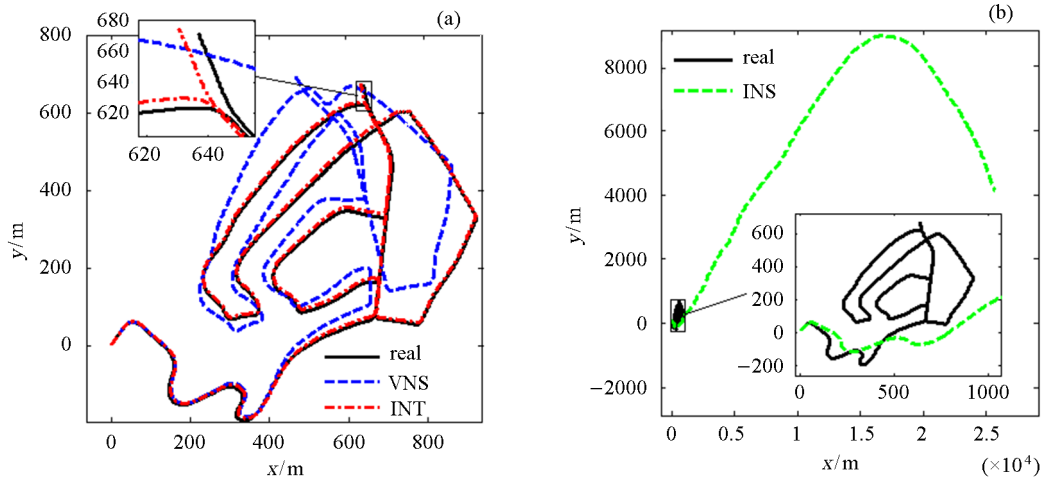


图 7 视觉与组合导航 (a) 和惯性导航 (b) 的地面模拟实验导航位置

Fig. 7 Experimental navigation positions of VNS and the integrated navigation (a), INS (b)

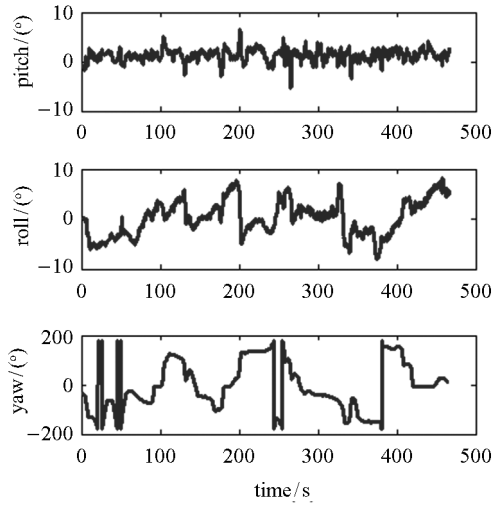


图 8 真实地面实验姿态

Fig. 8 Experimental real attitudes

角误差减小至 $-0.8° \sim 0.7°$.

表 2 统计了地面模拟实验中各导航方法的终点位置和姿态误差. 其中, 组合导航的相对位置精度为 0.139%, 相比视觉导航的 3.40% 减小了 95.9%. 组合导航的姿态角估计精度均高于惯性和视觉导航, 其中航向角误差为 0.429°, 相比惯性导航的 2.433° 减小了 82.36%.

3 结论

提出了一种直接以四元数乘差形式表达惯性与视觉导航相对旋转误差观测量, 通过基于前一时刻组合导航位置和姿态估计值建立观测量误差模型的惯性/视觉组合导航方法, 解决了由于状态增广引入新的状态模型误差以及量测量与前后两个时刻状态均相关的问题. 月面模拟实验中该组合导航方法相对位置误差为 0.06%, 相比视觉导航的 3.83% 减小了 98.4%. 姿态角精度也明显提高, 航向角误差为 −0.114°, 相比惯性导航的 1.558° 减小了 92.7%. 地面模拟实验中, 该组合导航方法相对位置误差为 0.139%, 相比视觉导航的 3.40% 减小了 95.9%. 航向角误差为 0.429°, 相比惯性导航的 2.433° 减小了 82.36%. 月面仿真与地面模拟实验均验证了该组合导航方法的有效性, 通过利用惯性导航与视觉导航的互补特性, 可达到较高的导航精度.

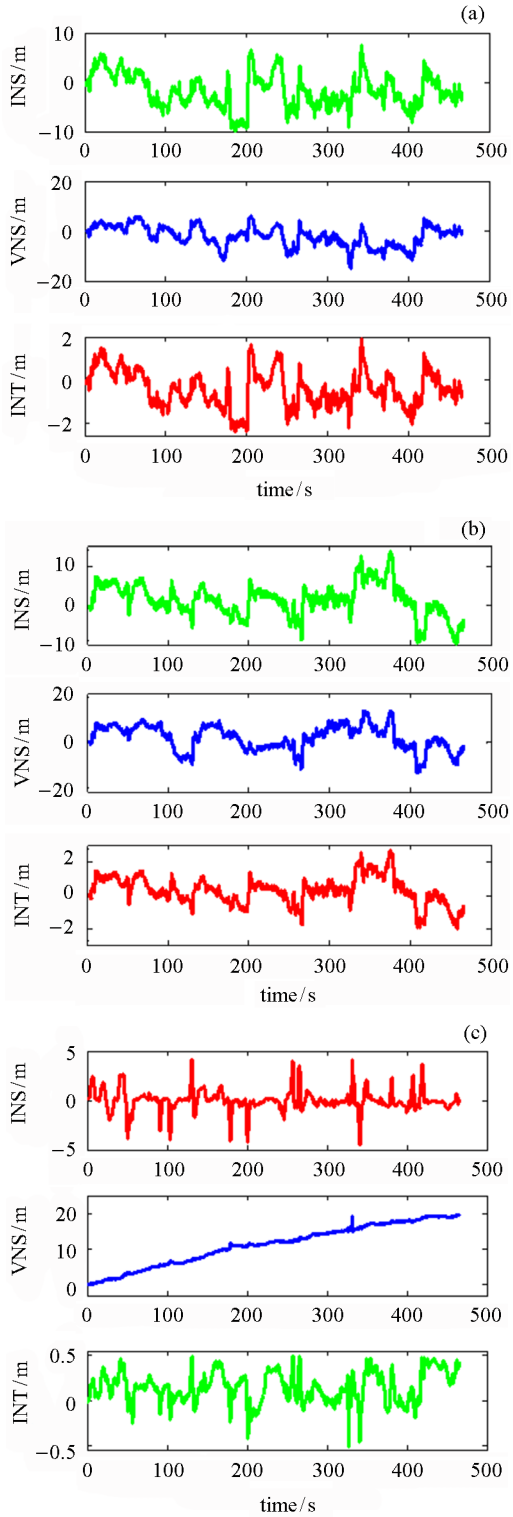


图 9 俯仰 (a)、横滚 (b) 和航向 (c) 的地面模拟实验导航姿态误差

Fig. 9 Pitch (a), roll (b) and yaw (c) errors of experimental navigation attitude

表 2 地面模拟实验终点位置和姿态误差

Table 2 Final position and attitude errors in experiment

导航方法	终点位置误差		终点姿态误差/(°)		
	绝对值/m	相对值/(%)	俯仰	横滚	航向
惯性	25297	499.9	−1.744	−2.914	2.433
视觉	172.31	3.40	−4.279	−3.299	19.376
组合	7.023	0.139	−0.376	−0.744	0.429

参考文献

[1] Titterton D H, Weston J L. Strapdown Inertial Navigation Technology (2nd Edition) [M]. UK: Institution of Engineering and Technology, 2004

[2] Sun Shouming, Zheng Wei, Tang Guojian. Research on X-ray pulsars/SINS integrated navigation [J]. *Chin. J. Space Sci.*, 2010, **30**(6):579-583. In Chinese (孙守明, 郑伟, 汤国建. X 射线脉冲星/SINS 组合导航研究 [J]. 空间科学学报, 2010, **30**(6):579-583)

[3] Lu W, Xiang Z, Liu J. High-performance visual odometry with two-stage local binocular BA and GPU [C]//Intelligent Vehicles Symposium (IV). Gold Coast, QLD: IEEE, 2013:1107-1112

[4] Yao Rongbin, Ding Shangwen, Li Shengquan, *et al*. Measure for relative position and pose of RVD spacecrafts based on trinocular vision method [J]. *Chin. J. Space Sci.*, 2011, **31**(4):527-33. In Chinese (姚荣斌, 丁尚文, 李生权, 等. 基于三目视觉的航天器交会对接位姿测量方法研究 [J]. 空间科学学报, 2011, **31**(4):527-533)

[5] Wang Baofeng, Zhou Jianliang, Tang Geshi, *et al*. Research on visual localization method of lunar rover [J]. *Sci. China*: *Inf. Sci.*, 2014, **44**(4):452-60. In Chinese (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)

[6] Maimone M, Cheng Y, Matthies L. Two years of visual odometry on the Mars exploration rovers [J]. *J. Field Robot.*, 2007, **24**(3):169-186

[7] Grotzinger J P, Crisp J, Vasavada A R, *et al*. Mars Science Laboratory mission and science investigation [J]. *Space Sci. Rev.*, 2012, **170**(1-4):5-56

[8] Liu Chuankai, Wang Baofeng, Wang Jia, *et al*. Integrated INS and vision based orientation determination and positioning of CE-3 lunar rover [J]. *J. Spacec. TT&C Tech.*, 2014, **33**(3):250-257. In Chinese (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)

[9] Mourikis A I, Trawny N, Roumeliotis S I, *et al*. Vision-aided inertial navigation for spacecraft entry, descent, and landing [J]. *IEEE Trans. Robot.*, 2009, **25**(2):264-280

[10] Mourikis A I, Roumeliotis S I. A multi-state constraint Kalman filter for vision-aided inertial navigation [C]//Proceedings of International Conference on Robotics and Automation. Roma: IEEE, 2007:3565-3572

[11] Tardif J P, George M, Laverne M, *et al*. A new approach to vision-aided inertial navigation [C]//2010 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Taipei: IEEE, 2010:4161-4168

[12] Chilian A, Hirschmuller H, Gorner M. Multisensor data fusion for robust pose estimation of a six-legged walking robot [C]//2011 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). San Francisco, CA: IEEE, 2011:2497-2504

[13] Di Corato F, Innocenti M, Pollini L. An entropy-like approach to vision-aided inertial navigation [C]//Preprints of 18th International Federation of Automatic Control (IFAC) World Congress. Milano, Italy: IFAC, 2011: 13 789-13 794

[14] Roumeliotis S I, Johnson A E, Montgomery J F. Augmenting Inertial Navigation with Image-Based Motion Estimation [C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation. Washington: IEEE, 2002:4326-4333

[15] Badino H, Yamamoto A, Kanade T. Visual odometry by multi-frame feature integration [C]//IEEE International Conference on Computer Vision for Autonomous Driving. Sydney, Australia: IEEE, 2013

[16] Olson C F, Matthies L H, Schoppers M, *et al*. Rover navigation using stereo ego-motion [J]. *Robot. Auton. Syst.*, 2003, **43**(4):215-229

[17] Geiger A, Lenz P, Urtasun R. Are we ready for Autonomous Driving? The KITTI Vision Benchmark Suite [C]// IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Providence, RI: IEEE, 2012:3354-3361

[18] Geiger A, Lenz P, Stiller C, *et al*. Vision meets robotics: The KITTI dataset [J]. *Int. J. Robot. Res.*, 2013, **11**: 1231-1237