

基于人工标志的视觉/SINS 组合导航算法研究

宋琳娜 方 群

(西北工业大学航天学院, 西安 710072)

摘要 针对航天器地面中性浮力实验的实验体导航问题, 研究利用计算机视觉和捷联惯性导航系统(SINS)进行实验体组合导航的算法。首先对视觉导航与SINS的优缺点及其组合导航的优势互补进行了分析, 提出其组合方式。然后建立了组合导航系统量测方程。最后利用卡尔曼滤波方法, 实现了视觉导航图像信息与捷联惯导系统的信息融合。仿真结果表明, 提出的组合导航方法提高了导航精度, 具有一定的应用参考价值。

关键词 计算机视觉 捷联惯性导航系统(SINS) 卡尔曼 组合导航

中图法分类号 V249.32; **文献标志码** A

所谓中性浮力环境是指利用物体在水中的浮力来平衡其重力达到模拟空间微重力的效应, 从而进行测量控制等空间操作的一种实验环境。而要在地面中性浮力实验环境中完成相关航天器关键技术验证实验, 必须要获得准确的实验体导航信息。基于视觉相机的视觉导航系统具有体积小、重量轻、寿命长和可靠性高等优点; 捷联式惯性导航系统(SINS)是以牛顿力学定律为基础的一种自主式导航系统, 它在工作时不需要任何外来信息, 不受电子干扰的影响, 是实现运动体自主控制和测量的最佳手段之一。但是, 由于SINS中具有积分环节, 因此其导航误差会随时间积累而增大, 难以长时间独立工作; 而视觉导航系统受敏感器作用距离的限制且导航数据更新频率低。因此, 若将视觉和惯性导航系统有机的组合, 取长补短, 充分发挥各自的优点便可以克服单一导航系统存在的不足, 提高导航系统的性能和可靠性。

本文针对航天器地面中性浮力试验的实验体导航问题, 采用计算机视觉和SINS的组合导航方式, 在分析视觉导航系统和SINS的优缺点基础上, 提出视觉与SINS的组合导航方案, 建立系统量测方程; 应用卡尔曼滤波算法完成组合导航信息的融

合; 对组合导航方案及算法进行了仿真验证, 仿真结果表明, 所提出的组合导航方案能够提高实验体的导航精度, 具有一定的应用参考价值。

1 相关坐标系及坐标转换

1.1 地球坐标系(*e* 系)

原点为地球质心, z_e 轴与地球自转轴方向一致, x_e, y_e 轴在赤道平面内, x_e 轴与格林威治子午面和赤道平面的交线重合, y_e 轴与 x_e, z_e 轴构成右手直角坐标系。地球坐标系与地球固连, 其相对于惯性坐标系的运动就是地球的自转角速度。在此坐标系中的矢量表示为 \vec{r}^e 。

1.2 地理坐标系(*g* 系)

地理坐标系是在实验体上用来表示实验体所在位置的东向、北向和垂线方向的坐标系。地理坐标系的原点 O_g 选在实验体重心处, x_g 指向东, y_g 指向北, z_g 沿垂线方向指向天。在此坐标系中的矢量表示为 \vec{r}^g 。

1.3 理想平台坐标系(*T* 系)

本文中平台坐标系是用惯导系统来复现地理坐标系时所获得的坐标系。平台坐标系的坐标原点 O 位于实验体的重心处, 当惯导系统不存在误差时称为理想平台坐标系, 此时平台坐标系与地理坐标系重合, 在此坐标系中的矢量表示为 \vec{r}^T 。本文采用的是游移方位惯导系统, 游移方位角为 ∂ (逆时针方向为正)。

1.4 实际平台坐标系(*P* 系)

在此坐标系中的矢量表示为 \vec{r}^P , *P* 系与 *T* 系一般情况下认为是一致的, 在误差分析时, *P* 系相对 *T* 系有三个旋转角的小量偏差 (φ_x , φ_y , φ_z)。

1.5 实验体坐标系(*b* 系)

实验体坐标系是与实验体固连的直角坐标系。实验体坐标系的坐标原点 O_b 位于实验体重心处, x_b 沿实验体横轴指向右, y_b 沿实验体纵轴指向前, z_b 沿实验体的竖轴指向上。在此坐标系中的矢量表示为 \vec{r}^b 。

1.6 摄像机坐标系(*m* 系)

即测量坐标系, 摄像机坐标系的原点 O_m 位于实验体重心处, x_m 与实验体坐标系中的 x_b 重合, y_m 位于 y_b 向下 15° 处, z_m 与 x_m 、 y_m 构成右手直角坐标系。(如图 1 所示)在此坐标系中的矢量表示为 \vec{r}^m 。

1.7 像素坐标系 *Ouv*

像素坐标系 *Ouv* 以像素为单位, 以图像左上角像素点为原点 *O*, 向右为 *u* 轴, 向下为 *v* 轴, *u*、*v* 分别表示该像素点在数字图像中的列数和行数。

1.8 坐标转换关系^[1-3]

由 *e* 系到 *g* 系的坐标变换关系为: $\vec{r}^g = C_e^g \vec{r}^e$, 其中 C_e^g 可由式(1)得到。

$$C_e^g = [90^\circ]_z [90^\circ - L]_y [\lambda]_z = \begin{bmatrix} -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ -\sin L \cos\lambda & -\sin L \sin\lambda & \cos L \\ \cos L \cos\lambda & \cos L \sin\lambda & \sin L \end{bmatrix} \quad (1)$$

注: λ 表示实验体所在地的经度, L 表示实验体所在地的纬度, 下文相同。

由 *e* 系到 *T* 系的坐标变换关系为: $\vec{r}^T = C_e^T \vec{r}^e$, 其中 C_e^T 为方向余弦阵, 可由式(2)得到。

$$C_e^T = [\partial]_z C_e^g = \begin{bmatrix} \cos\partial & \sin\partial & 0 \\ -\sin\partial & \cos\partial & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} C_e^g = \begin{bmatrix} \cos\partial \sin\lambda - \sin\partial \sin L \cos\lambda & \cos\partial \cos\lambda - \sin\partial \sin L \sin\lambda \\ \sin\partial \sin\lambda - \cos\partial \sin L \cos\lambda & -\sin\partial \cos\lambda - \cos\partial \sin L \sin\lambda \\ \cos L \cos\lambda & \cos L \sin\lambda \\ \sin\partial \cos L \\ \cos\partial \cos L \\ \sin L \end{bmatrix} \quad (2)$$

由 *T* 系到 *P* 系得变换关系为: $\vec{r}^P = C_T^P \vec{r}^T$, 其中

C_T^P 可由式(3)得到。

$$C_T^P = [\varphi_z]_z [\varphi_y]_y [\varphi_x]_x = \begin{bmatrix} 1 & \varphi_z & -\varphi_y \\ -\varphi_z & 1 & \varphi_x \\ \varphi_y & -\varphi_x & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

由 *p* 系到 *b* 系的坐标变换为: $\vec{r}^b = T_p^b \vec{r}^p$, T_p^b 可由式(4)得到。

$$T_p^b = [\gamma]_y [\theta]_x [\psi_G]_z = \begin{bmatrix} \cos\gamma & 0 & -\sin\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\gamma & 0 & \cos\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式(4)中, ψ , γ 和 θ 是实验体的三个姿态角, 分别表示航向角、滚转角和俯仰角, 且均以逆时针方向为正。

测量坐标系与实验体坐标系之间的转换关系为 $\vec{r}^m = C_b^m \vec{r}^b$, 其中 C_b^m 如式(5)所示。

$$C_b^m = [-\beta]_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(-\beta) & \sin(-\beta) \\ 0 & -\sin(-\beta) & \cos(-\beta) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\beta & -\sin\beta \\ 0 & \sin\beta & \cos\beta \end{bmatrix} \quad (5)$$

2 基于人工标志的视觉/SINS 组合导航原理

2.1 视觉导航原理

视觉导航系统的视觉相机可以对运动体特征点信息进行图像采集, 经图像处理后, 通过双目视觉导航算法解算出运动体的位置和姿态角等导航信息。摄像机通过成像透镜将三维场景投影到摄像机的二维平面上, 这个投影成像变换可以用摄像机模型来描述。摄像机成像模型如图 1 所示, *OXY* 为成像平面, *O'* 为实验体轴线与像平面的交点。摄像机坐标系(*m* 系)中, *P* 点的坐标为 (x_m, y_m, z_m) , *P*₁ 点为 *P* 点在成像平面的投影, 它在像素坐标系中的坐标用 (u, v) 表示, 则 *P*₁ 的坐标可由以下两式得到:

$$u = \frac{1}{S_x} \arctan \frac{x_m}{y_m} \quad (6)$$

$$v = \frac{1}{S_y} \arctan \frac{z_m}{y_m} \quad (7)$$

其中, S_x, S_y 为像素的间距所对应的视觉角度, 且认为, 在像素坐标系中。横向和纵向上相同的像素距离对应相同的视觉角度, 即 $S_x = S_y = 0.075^\circ$ 。

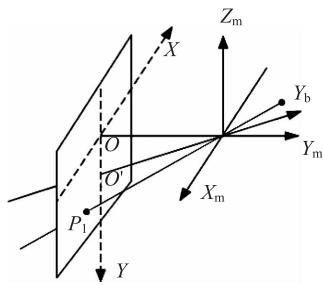


图 1 摄像机成像模型示意图

2.2 惯导导航原理^[3]

惯性测量单元的加速度计和陀螺仪分别测量运动体运动所产生的比力 f 和角速度 w 。在地球坐标系中, 实验体与特征点之间连线的矢量为 \vec{r}_e , 通过 SINS 信息解算出的导航位置阵 C_e^p 、姿态矩阵 T_p^b 以及实验体坐标系到摄像机坐标系的坐标变换 C_b^m , 能够得到在摄像机坐标系中实验体与特征点之间的连线 \vec{r}^m , 见式(8)。

$$\vec{r}^m = C_b^m T_p^b C_e^p \vec{r}_e \quad (8)$$

再结合摄像机模型, 即利用式(6)、式(7)的解算, 就能得到特征点在图像坐标系中的坐标 (u', v') 。

2.3 组合导航原理^[2-4]

图像信息具有信息丰富、抗干扰能力强等特点, 距离目标越近, 精度就越高, 能在一定程度上弥补惯性器件精度不高所造成的影响。实验体在运动过程中, 由于 SINS 本身有误差积累, 且惯导在初始对准的时候也有偏差, 提供的导航信息有偏差, 因此由式(6)、式(7)得到的像素坐标 (u, v) 与 2.2 节中得到的 (u', v') 就存在偏差 $(\delta u, \delta v)$, 可得到:

$$\begin{bmatrix} \delta u \\ \delta v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u' - u \\ v' - v \end{bmatrix} \quad (9)$$

将 $(\delta u, \delta v)$ 作为卡尔曼滤波器的输入, 经过滤波以后, 卡尔曼滤波器的输出就是对惯导系统误差的估计, 然后采用输出校正对惯导系统进行校正。

3 基于人工标志的视觉/SINS 组合导航算法

3.1 系统量测方程的建立^[2-6]

3.1.1 系统描述

设 t_k 时刻的被估计状态 X_k 受系统噪声序列 W_{k-1} 驱动, 驱动机理由下述状态方程描述。

$$X_k = \Phi_{k,k-1} X_{k-1} + \Gamma_{k-1} W_{k-1} \quad (10)$$

对 X_k 的量测满足线性关系, 量测方程为

$$Z_k = H_k X_k + V_k \quad (11)$$

式(11)中:

$\Phi_{k,k-1}$ 一为 t_{k-1} 时刻至 t_k 时刻的一步转移阵;

Γ_{k-1} 一为系统噪声驱动阵;

H_k 一为量测阵;

V_k 一为量测噪声序列;

W_k 一为系统激励噪声序列。

且 W_k 和 V_k 是互不相关的零均值白噪声序列, 即满足:

$$\text{Cov}[W_k, V_j] = E[W_k V_j^T] = 0 \quad (12)$$

$$E[W_k] = 0 \quad (13)$$

$$\text{Cov}[W_k, W_j] = E[W_k W_j^T] = Q_k \delta_{kj} \quad (14)$$

$$E[V_k] = 0 \quad (15)$$

$$\text{Cov}[V_k V_j] = E[V_k V_j^T] = R_k \delta_{kj} \quad (16)$$

式中: Q_k 为系统噪声方差阵; R_k 为测量噪声方差阵。假设它们分别为非负定阵和正定阵。

3.1.2 量测矩阵的推导^[2]

本文中实验体的位置是通过与两个标志点的连线的相交部分确定的, 所以量测矩阵 H 扩阶为 $H_{4 \times 9}$ 。经过分析及推导, 可得到关于状态向量 X_k 的量测矩阵如下:

$$H_{4 \times 9} = \begin{bmatrix} G_{2 \times 3}^1 & O_{2 \times 3} & T_{2 \times 3}^1 \\ G_{2 \times 3}^2 & O_{2 \times 3} & T_{2 \times 3}^2 \end{bmatrix}_{4 \times 9} \quad (17)$$

式(17)中:

$$G_k = C_{m_k}^{pixel} C_b^m T_p^b C_e^p C_g \quad (18)$$

$$T_k = C_{m_k}^{pixel} C_b^m \begin{bmatrix} 0 & -Z_k^b & Y_k^b \\ Z_k^b & 0 & -X_k^b \\ -Y_k^b & X_k^b & 0 \end{bmatrix} \cdot C_e^p \quad (19)$$

$$C_{m_k}^{pixel} = \frac{1}{S} \begin{bmatrix} \frac{Y_k^m}{(X_k^m)^2 + (Y_k^m)^2} & \frac{X_k^m}{(X_k^m)^2 + (Y_k^m)^2} & 0 \\ 0 & \frac{Z_k^m}{(Y_k^m)^2 + (Z_k^m)^2} & \frac{Y_k^m}{(Y_k^m)^2 + (Z_k^m)^2} \end{bmatrix} \quad (20)$$

式(20)中, $S = 0.075^\circ$, $k = 1, 2$ 分别对应两个标志点 A, B 。 X_k^m, Y_k^m, Z_k^m 分别为实验体上的两个已知标志点在摄像机坐标系中的坐标。 X_k^b, Y_k^b, Z_k^b 分别为实验体上的两个已知标志点在实验体坐标系中的坐标。

3.1.3 系统的量测方程^[2-4]

结合本文的研究需要, 状态向量设为: $\delta X = [\delta L$

$$\delta\lambda \quad \delta h \quad \delta V_e \quad \delta V_n \quad \delta V_u \quad \varphi_e \quad \varphi_n \quad \varphi_u]^T$$

其中:

$\delta\lambda$ —实验体所在位置的经度误差;

δL —实验体所在位置的纬度误差;

δh —实验体的高度误差;

φ_e —实验体俯仰角误差;

φ_n —实验体横滚角误差;

φ_u —实验体航向角误差;

δV_e —实验体在地理系中东向速度的误差;

δV_n —实验体在地理系中北向速度的误差;

δV_u —实验体在地理系中天向速度的误差;

而系统的量测量已在式(9)中得出, 即 $[\delta u, \delta v] = [u - u', v - v']$ 即为卡尔曼滤波量测方程的量测值 Z_k 。

综合以上的分析, 系统的量测方程可以表示为:

$$\begin{bmatrix} \delta u_1 \\ \delta v_1 \\ \delta u_2 \\ \delta v_2 \end{bmatrix} = H_{4 \times 9} \begin{bmatrix} \delta L, \delta\lambda, \delta h, \delta V_e, \delta V_n, \delta V_u, \delta\varphi_e, \delta\varphi_n, \delta\varphi_u \end{bmatrix}^T \quad (21)$$

3.2 卡尔曼滤波器设计^[3]

得到了量测方程, 就可以按照卡尔曼滤波过程进行循环递推, 卡尔曼滤波器的输出就是对状态向量 X_k 的估计, 即为导航参数误差。卡尔曼滤波过程如下:

状态一步预测方程:

$$\hat{X}_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1} \hat{X}_{k-1} \quad (22)$$

状态估值计算方程:

$$\hat{X}_k = \hat{X}_{k/k-1} + K_k (Z_k - H_k \hat{X}_{k/k-1}) \quad (23)$$

滤波增益方程:

$$K_k = P_{k/k-1} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \quad (24)$$

一步预测均方误差:

$$P_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \Gamma_{k-1} Q_{k-1} \Gamma_{k-1}^T \quad (25)$$

估计均方误差方程:

$$P_k = (I - K_k H_k) P_{k/k-1} \quad (26)$$

得到了导航参数误差, 就可以采用输出校正的方法对捷联惯导系统的输出进行校正。

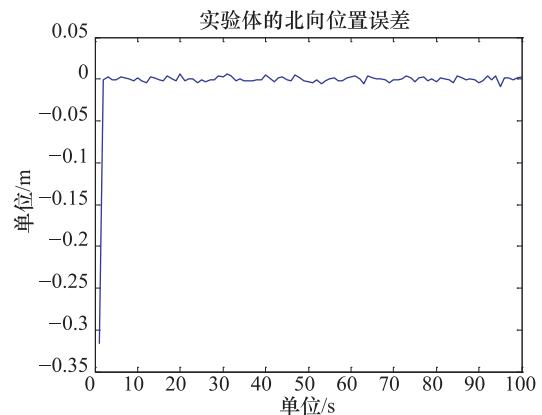


图 2 实验体的北方位置误差曲线

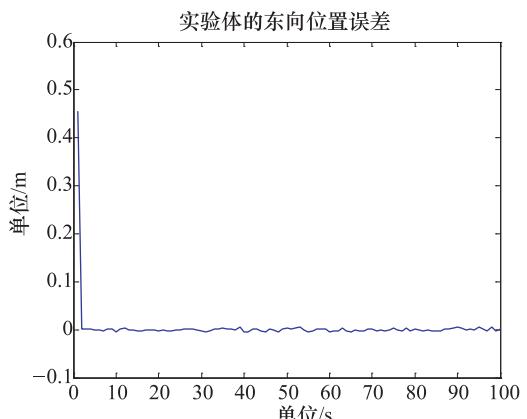


图 3 实验体的东向位置误差曲线

4 仿真分析

给定实验体初始时刻的位置 (L_0, λ_0) , 姿态 $(\varphi_{e0}, \varphi_{n0}, \varphi_{u0})$ 以及速度 \vec{v}_0 , 即实验体初始时刻的导航信息。仿真结果如下:

经过 100 s 的仿真, 从图 2—图 10 中可以看出, 实验体的位置误差、速度误差以及姿态误差的误差带基本上都是在 0 附近, 误差曲线是收敛的。从这些结果可以看出, 实验体导航信息的误差得到了较好的控制, 同时也说明了本文中所提出的组合导航方案是可行的。

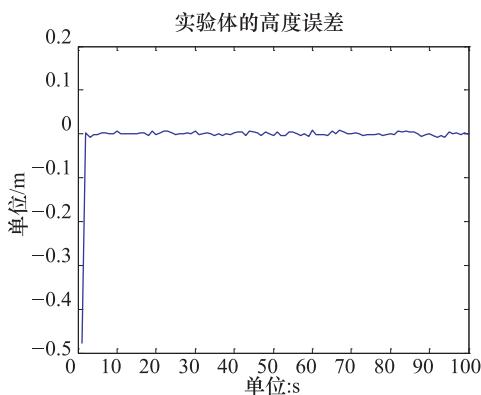


图4 实验体的高度误差曲线

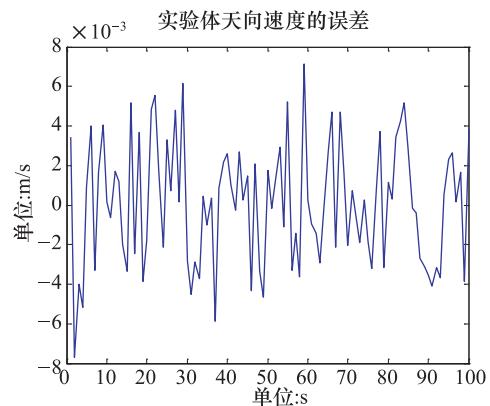


图7 实验体天向速度的误差曲线

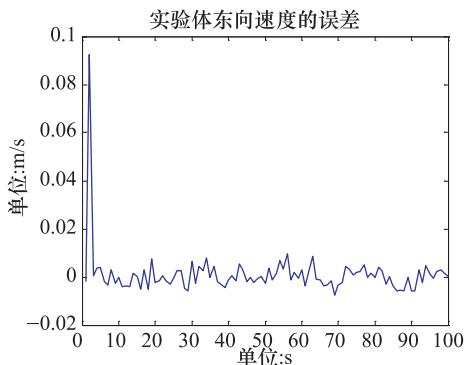


图5 实验体东向速度的误差曲线

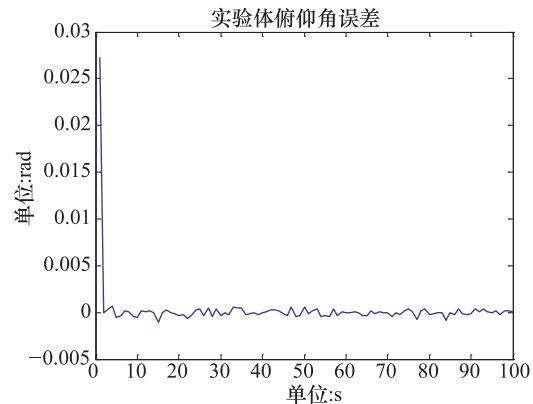


图8 实验体俯仰角误差曲线

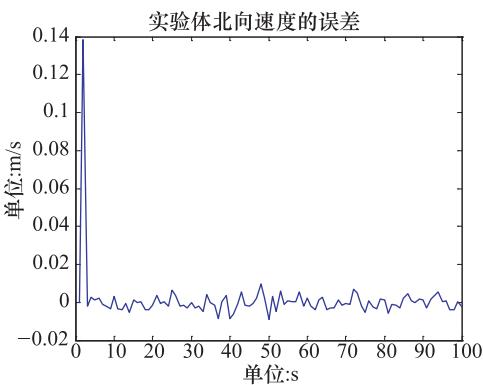


图6 实验体北向速度的误差曲线

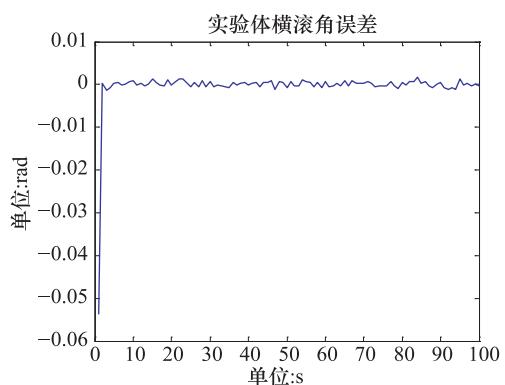


图9 实验体横滚角误差曲线

5 结论

本文针对航天器地面中性浮力试验的实验体导航问题,经过综合分析,提出了基于人工标志的视觉与 SINS 的组合导航方法:首先在实验体的每个面上设置人工标志点,将计算机视觉系统获得的标志点位置信息和 SINS 获得的标志点位置信息的差

值输入到卡尔曼滤波器,而卡尔曼滤波器的输出即为导航误差参数;然后采用输出校正的方法对 SINS 的输出进行校正。最后对所提出的组合导航方案及算法进行了仿真分析,仿真结果表明:本文所提出的组合导航方案提高了实验体的导航精度,具有一定的应用参考价值。

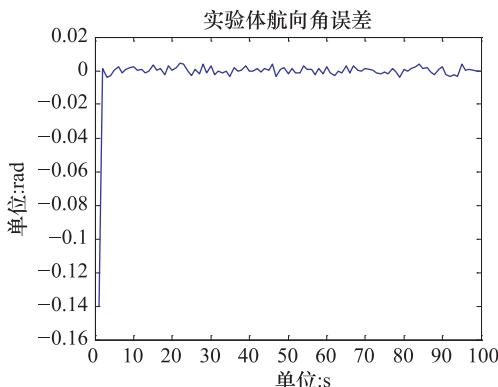


图 10 实验体航向角误差曲线

参 考 文 献

- 1 Lin Xueyuan, Liu Jianye, Jiang Xiuzhen. RDSS/Doppler/GPS/SINS integrated navigation system. Journal of Harbin Institute of Technology, 2004;36(1):48—51
- 2 滕科嘉. 基于图像信息的组合导航系统性能研究. 西北工业大学硕士论文. 西安:西北工业大学, 2008;23—28
- 3 以光衡. 惯性导航原理. 北京:航空工业出版社, 1987
- 4 侯光涛, 万彦辉, 谢 波, 等. 基于卡尔曼滤波的计算机视觉和 SINS 组合导航. 现代防御技术, 2008;36(5):59—60
- 5 付 军. 捷联惯导算法研究及系统仿真:哈尔滨工业大学硕士论文. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2007;5—7
- 6 王运红. 水下机器人导航系统的设计与实验研究. 上海交通大学硕士论文. 上海:上海交通大学, 2008;8—10

Integrated Navigation Algorithm Research of Vision and SINS Based on the Artificial Signs

SONG Lin-na, FANG Qun

(College of Astronautics Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, P. R. China)

[Abstract] Aim at experimental navigation problem of the spacecraft ground experiment with Neutral Buoyancy Research Facility (NBRC), The integrated navigation algorithm use of computer vision and Strapdown Inertial Navigation System (SINS) is researched. First, the advantages and disadvantages of vision system and SINS were analysed, the integrated manner was advanced. Then the measurement equation of integrated navigation system were established. Last, Kalman filtering method was used to achieve the integration of vision navigation information and SINS. Simulation results show that the proposed navigation method to improve the navigation accuracy, has a certain reference value.

[Key words] computer vision strapdown inertial navigation system (SINS) Kalman integrated navigation

(上接第 860 页)

The Gravity-assist Trajectory Design with Impulsive

HOU Yan-wei, YUE Xiao-kui, ZHANG Ying

(College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, P. R. China)

[Abstract] Taking the Mars exploration trajectory design with gravity-assist from Venus as background. A method, with impulse, for solving the unmatched problem which may exist in the velocity before and after the gravity-assist has been proposed. The effect of the velocity and energy before and after the gravity-assist has been analyzed. Then, combining the analyzes of the theory of gravity-assist, taking this method in the mars exploration trajectory design with gravity-assist from Venus, and optimizing the parameter of the gravity-assist trajectory with Genetic Algorithm. At last, the conclusion that the gravity-assist with impulse needs less energy, is obtained from comparing with the total needed energy of the method of gravity-assist and the deep-space maneuver.

[Key words] impulsive maneuver gravity-assist genetic algorithm Mars exploration