

文章编号: 2095-4980(2018)05-0807-06

基于 MEMS 的火箭制导平台 INS 与 GPS 组合导航算法

袁 鸣¹, 鲍泳林¹, 武雨霞²

(1.中国工程物理研究院 总体工程研究所, 四川 绵阳 621999; 2.北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 提高火箭制导平台的导航定位精确度, 是火箭试验技术的重要研究内容。针对某火箭制导平台, 设计了一种基于微机电惯性导航(INS)与全球定位系统(GPS)多传感器相组合的, 采用间接输出校正的导航解算算法。算法利用卡尔曼滤波器对系统误差进行最优估计, 估计结果修正惯导解算输出和敏感元件输出。仿真结果表明, 在 GPS 收星有效以及火箭动态过程平稳情况下, 该组合导航算法对 INS 误差随时间积累有明显抑制作用。

关键词: 惯性导航; 卡尔曼滤波; 最优估计; 新息

中图分类号: TN967.2; V19

文献标志码: A

doi: 10.11805/TKYDA201805.0807

INS-GPS integrated navigation algorithm based on MEMS for rocket guidance platform

YUAN Ming¹, BAO Yonglin¹, WU Yuxia²

(1.Institute of System Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang Sichuan 621999, China;

2.School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: To improve the navigation and positioning precision of the rocket guidance platform, is one of the important research fields of rocket test technology. For a certain type of rocket guidance platform, an indirect output revising navigation algorithm is proposed, which is based on multiple sensors of Inertial Navigation System(INS) combined with Global Positioning System(GPS). In the algorithm, Kalman Filtering(KF) is utilized for optimum estimate of the systematic error, and the estimation results are adopted for correct inertial navigation calculating and sensor output. Simulation results show that, in the case that GPS works effectively and the rocket dynamics perform stably, the integrated navigation algorithm has obvious inhibitory effect on INS error accumulation over time.

Keywords: Inertial Navigation System; Kalman Filtering; optimum estimate; innovation

随着半导体集成电路微细加工和超精密机械加工技术的发展, 基于微机电系统的惯性导航系统(INS)的应用日趋成熟, 呈现出低成本、使用简单、抗过载能力强等优点, 被广泛用于要求低成本的火箭制导平台中。但是, 导航仪表误差通过导航方程被不断积分, 造成导航解算精确度不断下降, 特别是 INS 精确度偏低, 零偏稳定性差, 对环境的敏感度大, 使得导航精确度在较短时间内降低^[1], 在纯惯导平台中的应用受到限制。因此常将 INS 与 GPS 组合起来使用。GPS 是美国第二代卫星导航系统, 能够在室外进行全球、全天候、全天时、多维连续定位, 且其精确度不随时间变化。但 GPS 接收机的动态性能差, 抗干扰能力弱, 数据更新率低, 定位信息难以达到实时控制要求。将 INS 与 GPS 组成 INS-GPS 组合导航系统^[2], 形成优势互补, 充分发挥各自优势, 则能够实现火箭弹低成本制导化。

目前主流的导航多采用基于多传感器的数据融合导航平台^[3-5], 集成包括 GPS、惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)、磁航向计、气压高度表、空速等多种传感器, 但是这种平台由于精确度较低, 多用于低动态的机载导航设备。高机动的运载体对导航精确度要求较高, 多采用基于 GPS 加 IMU 的松组合导航系统。本文采用 INS-GPS 制导平台, 以姿态信息、位置信息、速度信息的组合方式, 结合三轴加速度计和三轴陀螺仪建立惯导解算系, 利用 GPS 输出载体的速度、位置信息构建误差模型, 采用间接输出校正实现卡尔曼滤波估计各惯导误差状态向量, 用惯导系统误差的最优估计值去校正惯导系统的输出。

收稿日期: 2016-10-21; 修回日期: 2017-08-22

1 捷联导航系统误差方程

1.1 算法中坐标系的选取

组合导航解算中主要使用到的坐标系有导航系、地心惯性系、地球系、地理系、计算地理系、本体系。

1.2 误差方程

1.2.1 姿态误差方程

由于受到惯性测量元件误差、初始对准误差、算法误差及计算误差等系统误差源的影响,捷联惯导系统的计算地理系 $\tilde{t}$ 系相对于真实地理系 t 之间存在小角度偏差 φ , 设 Φ 是 φ 的反对称矩阵, 真实地理系 t 到本体系 b 的姿态矩阵为 C_t^b , 本体系到计算地理系的姿态矩阵为 $C_{\tilde{t}}^b$, 根据 φ 的定义可知 Φ 满足如下方程:

$$\Phi = I - C_b^{\tilde{t}} C_t^b \quad (1)$$

设 Ω 为角速率 ω 的反对称矩阵, 利用方向余弦矩阵微分方程如式(2):

$$\dot{C}_b^{\tilde{t}} = C_b^{\tilde{t}} \Omega_b^b = C_b^{\tilde{t}} \Omega_b^b - (\Omega_{ie}^t + \Omega_{et}^t) C_b^{\tilde{t}} \quad (2)$$

设 $\delta\Omega$ 为角速率误差 $\delta\omega$ 的反对称矩阵, 对式(1)求导得:

$$\dot{\Phi} = -(I - \Phi) C_b^{\tilde{t}} \delta\Omega_{ib}^b C_t^b + \Phi (\Omega_{ie}^t + \Omega_{et}^t) - (\Omega_{ie}^t + \Omega_{et}^t) \Phi + (\delta\Omega_{ie}^t + \delta\Omega_{et}^t) - (\delta\Omega_{ie}^t + \delta\Omega_{et}^t) \Phi \quad (3)$$

由于反对称矩阵 Φ 和 $\delta\Omega$ 中的元素均为一阶小量, 上式可化简为列向量形式的姿态误差方程:

$$\dot{\varphi} = \varphi \times \omega_{it}^t + \delta\omega_{ie}^t + \delta\omega_{et}^t - C_b^{\tilde{t}} \delta\omega_{ib}^b \quad (4)$$

1.2.2 速度误差方程

根据捷联惯导系统的速度解算方程, 不考虑任何误差时, 理想的速度方程为^[3]:

$$\dot{\mathbf{v}}^t = C_b^t \mathbf{f}^b - (2\omega_{ie}^t + \omega_{et}^t) \times \mathbf{v}^t + \mathbf{g}^t \quad (5)$$

然而在实际系统中, 捷联惯导系统导航解算的计算地理系与真实地理系具有姿态角误差 φ , 计算有害加速度的 ω_{ie}^t 和 ω_{et}^t 参数存在偏差, 重力加速度计算存在偏差, 加速度计存在测量误差, 因此捷联惯导实际输出的速度 $\tilde{\mathbf{v}}^t$ 方程为:

$$\tilde{\mathbf{v}}^t = \tilde{C}_b^t \tilde{\mathbf{f}}^b - (2\tilde{\omega}_{ie}^t + \tilde{\omega}_{et}^t) \times \tilde{\mathbf{v}}^t + \tilde{\mathbf{g}}^t \quad (6)$$

式中“ $\sim$ ”上标代表传感器直接输出或惯导解算结果。由式(5)~(6)可得列向量形式的速度误差方程为:

$$\delta\dot{\mathbf{v}}^t = -\varphi^n \times \mathbf{f}^t + C_b^n \delta\mathbf{f}_{ib}^b - (2\delta\omega_{ie}^t + \delta\omega_{et}^t) \times \mathbf{v}^t - (2\omega_{ie}^t + \omega_{et}^t) \times \delta\mathbf{v}^t + \delta\mathbf{g}^t \quad (7)$$

1.2.3 位置误差方程

地理坐标系下运载体航行引起的运载体位置变化(经纬高变化)满足以下方程:

$$\begin{cases} \dot{L} = \frac{v_n}{R_M + h} \\ \dot{\lambda} = \frac{v_e}{(R_N + h) \cos L} \\ \dot{h} = v_u \end{cases} \quad (8)$$

式中: L, λ, h 为纬度、经度、高度; R_M, R_N 为子午圈、卯酉圈的地球半径。对上式求导可得位置误差方程:

$$\begin{bmatrix} \delta\dot{L} \\ \delta\dot{\lambda} \\ \delta\dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{R_M + h} & 0 \\ \frac{1}{(R_N + h) \cos L} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta v_e \\ \delta v_n \\ \delta v_u \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\frac{v_n}{(R_M + h)^2} \\ \frac{v_e \tan L}{(R_N + h) \cos L} & 0 & -\frac{v_e}{(R_N + h)^2 \cos L} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta L \\ \delta \lambda \\ \delta h \end{bmatrix} \quad (9)$$

1.2.4 加速度计和陀螺仪建模

IMU 输出噪声建模为零偏加白噪声, 零偏近似为随机游走, 零偏变化近似为白噪声, 得 IMU 误差模型:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{b}}_a = \mathbf{w}_{ba} \\ \dot{\mathbf{b}}_g = \mathbf{w}_{bg} \end{cases} \quad (10)$$

式中: $\mathbf{b}$ 为零偏; $\mathbf{w}$ 为白噪声。

2 MEMS-INS/GPS 松组合导航系统设计

2.1 状态方程

由 1.2 节分析得到系统数学模型和误差模型，选取系统总状态变量：

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \varphi \\ \delta \mathbf{v} \\ \delta \mathbf{p} \\ \mathbf{b}_a \\ \mathbf{b}_g \end{bmatrix}, \delta \mathbf{p} = \begin{bmatrix} \delta L \\ \delta \lambda \\ \delta h \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中： φ 为计算地理系到真实地理系的小角度偏差在地理系的投影； $\delta \mathbf{v}$ 为速度误差在地理系的投影； $\delta \mathbf{p}$ 为位置误差以经纬高为基的投影； $\mathbf{b}_a, \mathbf{b}_g$ 为加速度计和陀螺仪零偏。根据 1.2 节推导的姿态误差方程、速度误差方程、位置误差方程、加速度计、陀螺仪误差模型，建立组合导航总状态方程：

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}\mathbf{x} + \mathbf{w} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{11} & \mathbf{F}_{12} & \mathbf{F}_{13} & \mathbf{0}_3 & -\mathbf{C}_b^t \\ \mathbf{F}_{21} & \mathbf{F}_{22} & \mathbf{F}_{23} & \mathbf{C}_b^t & \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{0}_3 & \mathbf{F}_{32} & \mathbf{F}_{33} & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 \end{bmatrix} \mathbf{x} + \mathbf{w} \quad (12)$$

状态方程中， $\mathbf{F}$ 分块矩阵为 1.2 节中各个误差模型的系数矩阵。系统噪声矩阵为：

$$\mathbf{w} = \begin{bmatrix} \omega_{rgx}^b & \omega_{rgy}^b & \omega_{rgz}^b & \omega_{rax}^b & \omega_{ray}^b & \omega_{raz}^b & 0 & 0 & 0 & \omega_{bax} & \omega_{bay} & \omega_{baz} & \omega_{bgx} & \omega_{bgy} & \omega_{bgz} \end{bmatrix}^T \quad (13)$$

相应的系统噪声协方差阵为：

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} n_{rg}^2 \mathbf{C}_b^t \mathbf{C}_b^{tT} & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{0}_3 & n_{ra}^2 \mathbf{C}_b^t \mathbf{C}_b^{tT} & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & n_{bad}^2 \mathbf{I}_3 & \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & n_{bgd}^2 \mathbf{I}_3 \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中 $n_{rg}^2, n_{ra}^2, n_{bad}^2, n_{bgd}^2$ 分别为陀螺随机噪声、加速度计随机噪声、加速度计零偏变化和陀螺零偏变化功率谱密度。

2.2 量测方程

组合导航系统量测方程为：

$$\mathbf{z} = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_{\text{GPS}} \\ \mathbf{V}_{\text{GPS}} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \mathbf{P}_{\text{IMU}} \\ \mathbf{V}_{\text{IMU}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta \mathbf{P}_{\text{GPS}} \\ \delta \mathbf{V}_{\text{GPS}} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \delta \mathbf{P}_{\text{IMU}} \\ \delta \mathbf{V}_{\text{IMU}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta \mathbf{P}_{\text{GPS}} \\ \delta \mathbf{V}_{\text{GPS}} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \delta \mathbf{P} \\ \delta \mathbf{V} \end{bmatrix} = \mathbf{H}\mathbf{x} + \mathbf{v} \quad (15)$$

测量矩阵 $\mathbf{H}$ ：

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & -\mathbf{I}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{0}_3 & -\mathbf{I}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 \end{bmatrix} \quad (16)$$

测量噪声近似为 GPS 输出位置、速度噪声，测量噪声协方差阵为 $\mathbf{R}$ ：

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} n_{L\text{GPS}}^2 & & & & \\ & n_{\lambda\text{GPS}}^2 & & & \\ & & n_{h\text{GPS}}^2 & & \\ & & & n_{v\text{GPS}}^2 & \\ & & & & n_{v\text{GPS}}^2 \\ & & & & & n_{w\text{GPS}}^2 \end{bmatrix} \quad (17)$$

式中 n^2 为 GPS 输出位置、速度观测噪声功率谱密度。

3 卡尔曼滤波

3.1 系统方程和量测方程离散化处理

式(12)和式(15)组成连续形式卡尔曼滤波器模型 $\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}\mathbf{x} + \mathbf{G}\mathbf{w} \\ \mathbf{z} = \mathbf{H}\mathbf{x} + \mathbf{v} \end{cases}$, 在计算之前需对其进行离散化。综合文献[4-5]

中介绍的离散化方法, 选取离散化设计方法: $\mathbf{\Xi} = \begin{bmatrix} -\mathbf{F} & \mathbf{G}\mathbf{Q}\mathbf{G}^T \\ 0 & \mathbf{F}^T \end{bmatrix}^T \rightarrow \mathbf{\Upsilon} = \mathbf{e}^{\mathbf{\Xi}} = \begin{bmatrix} -\mathbf{D} & \mathbf{\Phi}^{-1}\mathbf{Q}\mathbf{d} \\ 0 & \mathbf{\Phi}^T \end{bmatrix}$, 可得一步预测矩阵为 $\mathbf{\Phi} = \mathbf{\Upsilon}[(n+1:2n), (n+1):2n]^T$, 系统误差协方差阵为 $\mathbf{Q}\mathbf{d} = \mathbf{\Phi}\mathbf{\Upsilon}[(1:n), (n+1):2n]$ 。

3.2 判断量测有效性剔除野值

滤波器设置合理的条件下, 新息 $(\mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}_{k+1}(-))$ 是均值为 0, 方差为 $(\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k+1}(-) \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R})$ 的高斯白噪声, 可用于检测量测值的有效性。由假设检验有关知识可知^[6-8], 当新息大于 3σ (标准差) 时, 可认为量测失效, 不进行量测更新, 达到剔除野值的目的。

4 组合导航系统解算软件设计与仿真分析

4.1 仿真软件流程设计与参数选取

INS-GPS 组合导航系统, INS 输出频率为 100 Hz, GPS 输出频率为 10 Hz, 故卡尔曼滤波中, 一步预测与量测更新周期相差 10 倍, 利用标志寄存器实现对一步预测的计数, 并根据新息及新息阈值, 判断是否进行量测更新, 每 10 次预测, 插入 1 次量测更新。仿真流程如图 1 所示。

本组合导航系统使用的硬件精确度水平一般, 陀螺仪常值漂移为 $75^\circ/\text{h}$, 相关时间为 180 s。将上述参数代入式(14), 可得系统噪声协方差矩阵 $\mathbf{Q}$; GPS 系统位置精确度为 5 m, 速度精确度为 0.1 m/s, 结合 GPS 精确度代入式(17), 可得到测量噪声协方差矩阵 $\mathbf{R}$ 。

4.2 仿真结果

仿真采用 INS 纯惯导解算、INS/GPS 组合导航解算与真实飞行轨迹对比的方式进行。

4.2.1 GPS 数据预处理

首先对 GPS 数据进行预处理。GPS 数据中, 能够用来作为量测更新的数据必须满足: 星数大于 4 颗, 地理系下速度、位置信号正常, 经纬高信号正常, 以及位置精确度因子小于阈值, 不能满足上述条件的信号需要滤除。GPS 有效时间点如图 2 所示。从图 2 中可以发现 GPS 输出在初始段和末段出现较多的不良数据, 初步分析是由于运载体处于高动态, 以及云层遮挡所导致。

4.2.2 卡尔曼滤波量测更新

由 3.2 节知, 量测新息是均值为零的高斯白噪声, 可用于检测量测值的有效性。图 3~8 为一步预测估计误差新息与阈值。对比图 3~8 可以发现, 对速度误差一步预测的估计误差是制约量测新息是否有效的关键因素, 可以从图中总结出: 火箭弹在中段飞行过程, 动态特性较稳定的情况下, 量测更新有效的可能性更大。

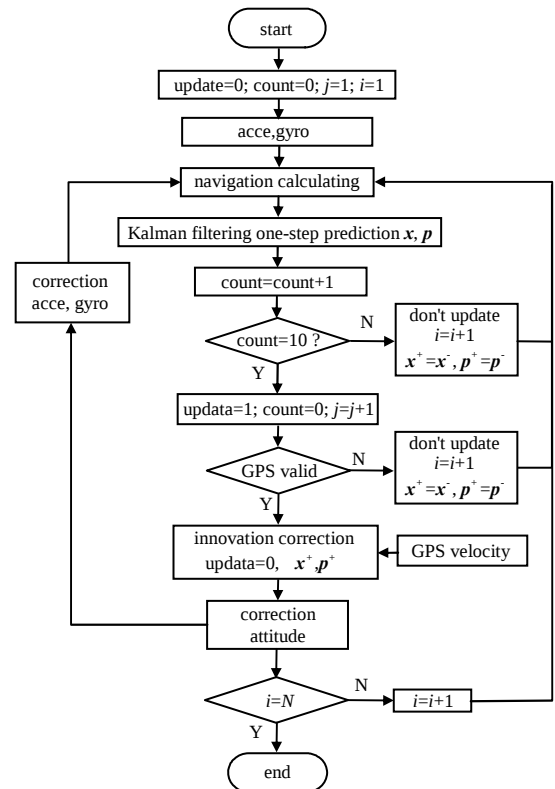


Fig.1 INS-GPS simulation flowchart
图 1 组合导航程序流程图

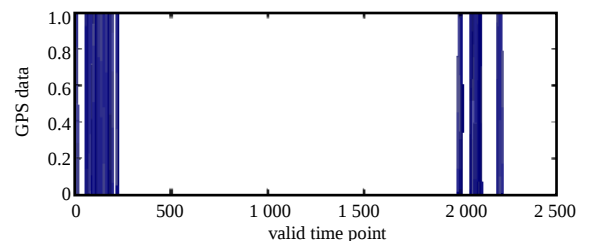


Fig.2 Valid time of GPS data
图 2 GPS 数据有效时间点

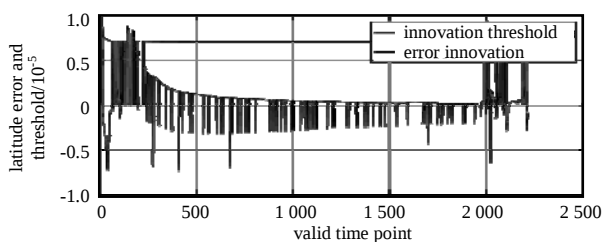


Fig.3 Latitude error innovation and innovation threshold
图 3 纬度误差新息与新息阈值

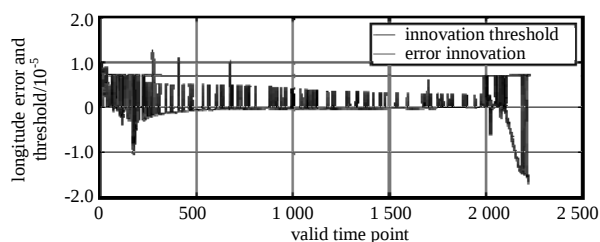


Fig.4 Longitude error innovation and innovation threshold
图 4 经度误差新息与新息阈值

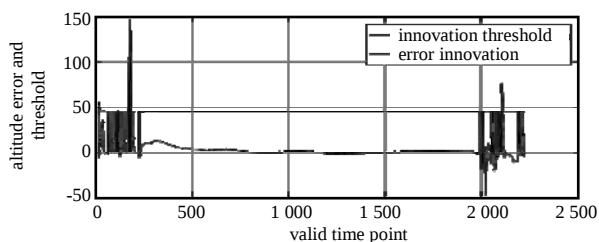


Fig.5 Altitude error innovation and innovation threshold
图 5 高度误差新息与新息阈值

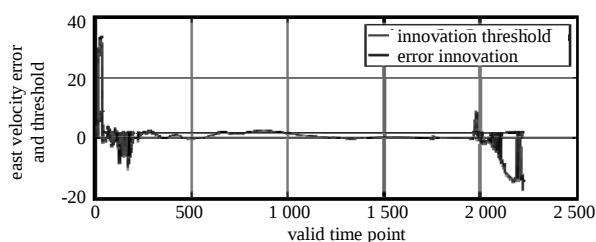


Fig.6 East velocity error innovation and innovation threshold
图 6 东向速度误差新息与新息阈值

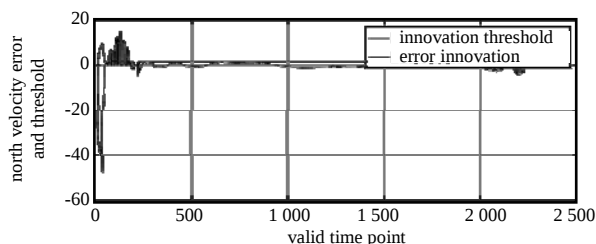


Fig.7 North velocity error innovation and innovation threshold
图 7 北向速度误差新息与新息阈值

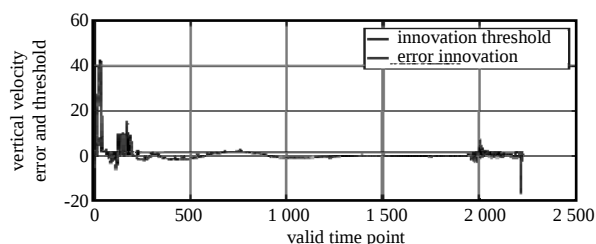


Fig.8 Vertical velocity error innovation and innovation threshold
图 8 天向速度误差新息与新息阈值

4.2.3 飞行轨迹

火箭的飞行轨迹如图 9 所示。

4.2.4 卡尔曼滤波器输出状态量最优估计

本惯导解算系统采用间接输出校正组合导航结构，卡尔曼滤波器状态估计为 15 维状态向量。图 10~13 分别反映了卡尔曼滤波器输出的计算导航系与真实导航系之间的角度误差、速度误差、加速度计零漂、陀螺仪零漂信息，作为修正惯导解算输入量的最优估计值，详细参见图 1 的组合导航解算仿真程序流程图。观察图 10~13，结合图 2 和 4.2.2 节指出的量测更新有效值或区间，可以发现：在 GPS 收星定位效果不理想，量测更新可能性小的情况下，卡尔曼滤波器输出的状态量最优估计值出现不同程度的波动；而在中段飞行过程中，GPS 收星良好，量测更新可能性大的情况下，卡尔曼滤波输出的状态量最优估计值趋势平稳。以上仿真结果表明：本组合导航算法对导航误差积累具有明显的抑制作用，但是解算精确度对 GPS 收星有效性具有一定依赖。

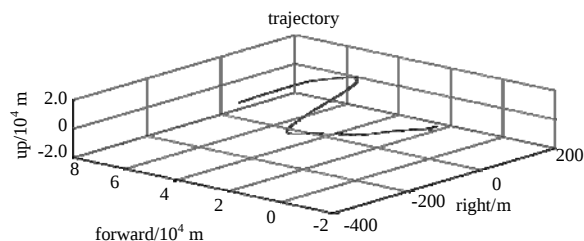


Fig.9 Rocket flight path
图 9 火箭飞行轨迹

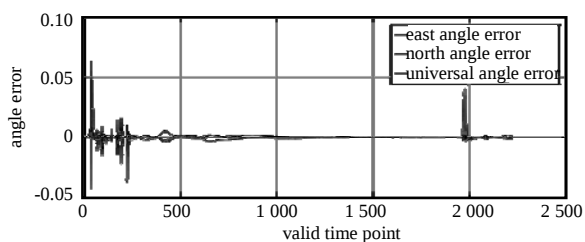


Fig.10 Angle error optimal estimation
图 10 角度误差最优估计

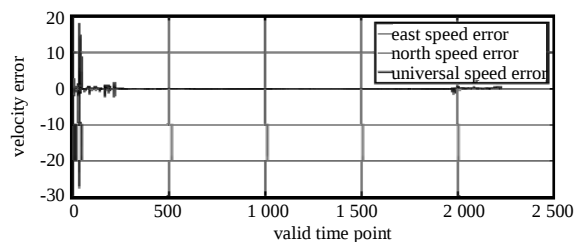


Fig.11 Velocity error optimal estimation
图 11 速度误差最优估计

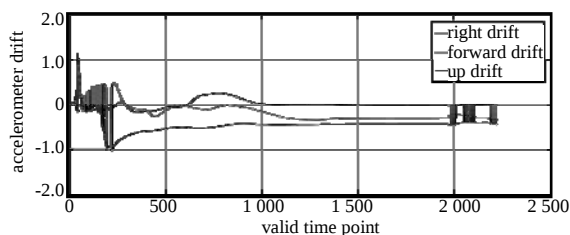


Fig.12 Accelerometer drift optimal estimation
图 12 加速度计零漂最优估计

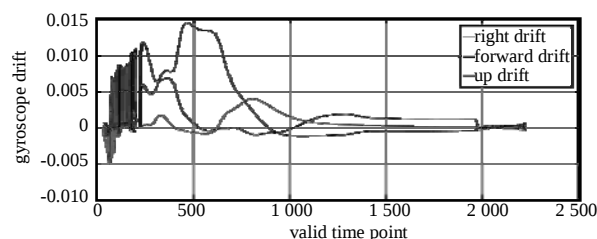


Fig.13 Gyroscope drift optimal estimation
图 13 陀螺仪零漂最优估计

5 结论

本文介绍了一种基于微机电平台的 INS-GPS 组合导航定位算法。算法采用间接输出校正利用卡尔曼滤波对系统误差进行最优估计,并根据新息对量测值有效性作出判断。通过仿真表明,本组合导航算法对 INS 误差积累具有明显抑制作用,但是导航解算精确度受 GPS 收星有效性以及运载体动态特性影响。因此,下一步研究工作应当集中在如何减小组合导航算法对 GPS 的依赖性,提升组合导航算法对运载平台高动态特性的适应能力。

参考文献:

- [1] NOURELDIN A,KARAMAT T B,EBERTSMD,et al. Performance enhancement of MEMS-based INS/GPS integration for low-cost navigation applications[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2009,58(3):1077-1096.
- [2] 格鲁夫. GNSS 与惯性及多传感器组合导航系统原理[M]. 李涛,译. 北京:国防工业出版社, 2011. (GROVES P D. Principles of GNSS,inertial,and multisensor integrated navigation systems[M]. Translated by LI Tao. Beijing:National Defense Industry Press, 2011.)
- [3] 王新龙. 惯性导航基础[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2013. (WANG Xinlong. Inertial navigation foundation[M]. Xi'an,China:Northwestern Polytechnical University Press, 2013.)
- [4] 贾瑞才. 低成本 IMU 误差辨识与补偿算法[J]. 四川兵工学报, 2014,35(9):97-101. (JIA Ruicai. Algorithm of error identification and compensation for low cost IMU[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2014,35(9):97-101.)
- [5] FARRELL J A. Aided navigation:GPS with high rate sensors[M]. [S.l.]:McGRAW-Hill Professional Publishing, 2008.
- [6] 秦永元,张洪钺,汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 2 版. 西安:西北工业大学出版社, 2012. (QIN Yongyuan, ZHANG Hongyue,WANG Shuhua. Kalman filter with integrated navigation principle[M]. 2nd ed. Xi'an,China: Northwestern Polytechnical University Press, 2013.)
- [7] 师义民,徐伟,秦超英,等. 数理统计[M]. 4 版. 北京:科学出版社, 2015. (SHI Yimin,XU Wei,QIN Chaoying,et al. Mathematical statistics[M]. 4th ed. Beijing:Science Press, 2015.)
- [8] 左凯,孙同景,李振华,等. 基于新息正交的工业 CT 图像自适应缺陷识别[J]. 北京航空航天大学学报, 2010,36(9): 1103-1107. (ZUO Kai,SUN Tongjing,LI Zhenhua,et al. Adaptive industrial CT outlier detection and accommodation using innovation orthogonal[J]. Journal of Beihang University, 2010,36(9):1103-1107.)

作者简介:



袁 鸣(1985-),男,四川省绵阳市人,硕士,工程师,主要研究方向为导航与制导应用技术、伺服控制理论.email:eason851001@gmail.com.

鲍泳林(1988-),男,四川省攀枝花市人,硕士,工程师,主要研究方向为导航与制导应用技术。

武雨霞(1992-),女,河南省许昌市人,硕士,工程师,主要研究方向为导航与制导应用技术。