

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2011.03.005

# GPS/SINS/CNS 组合导航在航天器上的应用

吕家旺, 杨军, 周春庆  
(西北工业大学 航天学院, 西安 710072)

**摘要:** 针对传统的惯性导航误差模型推导不适合空间应用以及 GPS 信号传输修正能力有限等问题, 提出一种基于 GPS/SINS/CNS 的组合导航系统总体设计方案。在导航仿真系统中增加组合导航系统性能评估模块, 推导了基于 J2000 坐标系的惯性导航误差模型, 给出 GPS、SINS 与 CNS 的数学模型, 利用扩展的卡尔曼滤波设计组合导航系统, 对连续信号和信号中断两种模式进行了仿真。仿真结果表明, 该导航系统能很好地满足航天器在轨运行的导航性能要求, 能够为航天器提供高精度的测量与导航信息。

**关键词:** 组合导航; GPS/SINS/CNS; 航天器  
**中图分类号:** TN967.2; N945.12 **文献标志码:** A

## Application of GPS/SINS/CNS Integrated Navigation in Spacecraft

Lu Jiawang, Yang Jun, Zhou Chunqing  
(College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Traditional inertial navigation error models based on the earth coordinate system are not suitable for space applications. An overall design of integrated navigation system for space applications is given. The inertial navigation error model is derived based on the inertial coordinate system (J2000), The Integrated navigation system is designed by the mathematical model of GPS, SINS with CNS and the extended Kalman filter. There are two simulation in interruption of continuous signals and signal simulation of two models. The results show that the simulation system can satisfy the spacecraft in orbit of the navigation performance requirements, the design of spacecraft navigation system has a certain reference value.

**Keywords:** integrated navigation; GPS /SINS /CNS; spacecraft

### 0 引言

随着航天器自主、可重复使用等要求的提出, 对导航系统的设计提出了更高的要求。目前, GPS/NS 在战斗机和导弹上的应用得到了广泛的研究, 如军用战斗机装备 Honeywell 公司的 H764G, 利用 GPS/INS 导引战斗机精确着陆<sup>[1]</sup>。GPS/INS 组合在航天器上也有应用, 如安装在国际空间站上的 SIGI 系统<sup>[2]</sup>。

而实际应用中, 惯性导航解算结果会随时间漂移, 且其误差模型一般基于地球坐标系, 不适合空间应用。GPS 信号由于在电离层、对流层延迟以及多路径效应会相应地衰减, 且基于 C/A 码的测量方程对飞行器姿态的修正能力有限, 因此需要冗余的传感器进行姿态修正<sup>[3-5]</sup>。笔者引入性能估计模块的组合导航系统的总体设计方案, 推导了惯性坐标系 (J2000) 下惯性导航的误差模型, 利用 GPS 与 CNS 的直接测量信息设计扩展的 Kalmann 滤波器, 估计航天器在轨运行的状态并给出相应的导航结果。

### 1 组合导航系统总体方案

组合导航仿真系统主要由空间 GPS 星座系统、

星载惯性测量系统、星载 GPS 接收机系统、星载天文导航系统、仿真运行环境系统、系统性能评估系统、系统状态监控系统、仿真支持环境系统、仿真数据可视化系统组成。仿真系统的功能结构如图 1。



图 1 GPS/SINS/CNS 组合导航仿真系统

相对于传统 GPS/SINS/CNS 组合导航仿真系统, 该系统增加了组合导航系统性能评估模块, 根

收稿日期: 2010-10-28; 修回日期: 2010-11-22

作者简介: 吕家旺 (1984-), 男, 江西人, 硕士研究生, 从事导航、制导与控制方面的研究。

据数学仿真的计算结果进行综合与分析,对组合导航系统性能指标、惯性导航系统性能指标、天文导航系统性能指标、GPS 接收机性能指标等进行评估。通过对误差因素的影响分析,深化对导航系统内部机理的理解,并为半物理与物理仿真提供理论支持与依据。该组合导航仿真系统的工作流程如图 2。

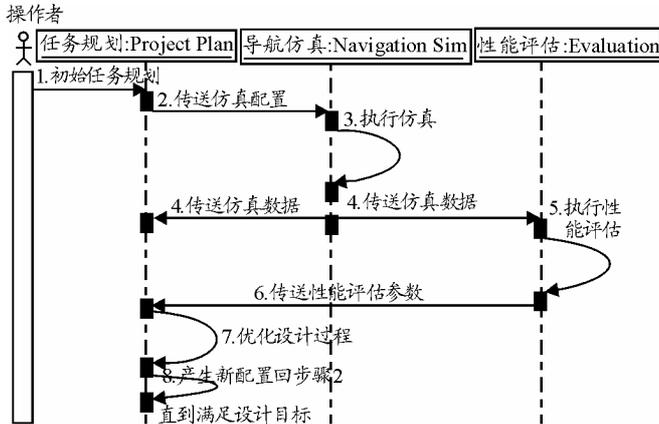


图 2 组合导航仿真系统的工作流程

## 2 组合导航主要分系统模型

### 2.1 GPS 模型

通过 IGS 网站 <http://igsb.jpl.nasa.gov> 可获得向全球播报的 RINEX 格式 GPS 星历,依据此星历建立 GPS 星座模型。星座中含有 31 颗导航卫星。关于 GPS 卫星星历解算及处理参阅 GPS-ICD-200。其伪距测量误差模型可根据 GPS 星钟误差、星历误差以及电离层、对流层误差(对于在轨航天器可以忽略)均可等效为系统的测量噪声,则第  $j$  颗卫星测得的伪距误差表示为:

$$\delta\rho_j = c\delta t_u + v_j \quad (1)$$

其中,  $c$  为光速,  $\delta t_u$  为接收机钟差,  $v_j$  为接收机量测噪声。

接收机误差一般建模为时钟偏置和时钟频漂,因此,接收机钟差模型可用等效距离和距离变化率来表示:

$$\begin{bmatrix} \delta\dot{t}_u \\ \delta\dot{t}_{ru} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta t_u \\ \delta t_{ru} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_u \\ \omega_{ru} \end{bmatrix} = \mathbf{F}_G \mathbf{X}_G + \mathbf{G}_G \mathbf{w}_G \quad (2)$$

其中,  $\delta t_u$  为时钟偏置等效距离误差,  $\delta t_{ru}$  为时钟漂移的等效距离变化率误差;  $\beta$  为反相关时间,  $\omega_u$ 、 $\omega_{ru}$  为白噪声。

### 2.2 SINS 模型

惯性导航系统的导航误差可用一阶线性常微

分方程来描述。在惯性坐标系定义误差状态向量为:

$$\mathbf{X} = [\delta\mathbf{r} \quad \delta\mathbf{v} \quad \delta\mathbf{q}]^T \quad (3)$$

其中,  $\delta\mathbf{r}$  是位置误差,  $\delta\mathbf{v}$  是速度误差,  $\delta\mathbf{q}$  为姿态误差。SINS 系统误差模型可描述如下:

$$\begin{bmatrix} \delta\dot{\mathbf{r}} \\ \delta\dot{\mathbf{v}} \\ \delta\dot{\mathbf{q}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta\mathbf{v} \\ \frac{\partial\mathbf{g}(\mathbf{r})}{\partial\mathbf{r}}\delta\mathbf{r} + \mathbf{D}\delta\mathbf{q} + \mathbf{C}_b^i(\mathbf{q})\delta\mathbf{f} \\ \boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega})\delta\mathbf{q} + \mathbf{Q}(\mathbf{q})\delta\boldsymbol{\omega} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\delta\mathbf{r} = [\delta X \quad \delta Y \quad \delta Z]^T \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} \delta\dot{\mathbf{r}} \\ \delta\dot{\mathbf{v}} \\ \delta\dot{\mathbf{q}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{I}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times4} \\ \mathbf{E}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{D}_{3\times4} \\ \mathbf{0}_{4\times3} & \mathbf{0}_{4\times3} & \boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\mathbf{r} \\ \delta\mathbf{v} \\ \delta\mathbf{q} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \\ \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{C}_b^i(\mathbf{q}) \\ \mathbf{Q}(\mathbf{q}) & \mathbf{0}_{4\times3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\boldsymbol{\omega} \\ \delta\mathbf{f} \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\delta\mathbf{v} = [\delta v_x \quad \delta v_y \quad \delta v_z]^T \quad (7)$$

$$\delta\mathbf{q} = [\delta q_1 \quad \delta q_2 \quad \delta q_3 \quad \delta q_0]^T \quad (8)$$

$\mathbf{C}_b^i(\mathbf{q})$  的计算可参考文献[6]。其中,  $\omega_{ix}^b$ 、 $\omega_{iy}^b$ 、 $\omega_{iz}^b$  为角速度向量在体坐标轴上的分量,  $f_{ix}^b$ 、 $f_{iy}^b$ 、 $f_{iz}^b$  为加速度矢量在体坐标轴上的分量。

陀螺仪与加速度计的漂移建模为一阶马尔科夫随机过程,向量  $\delta\boldsymbol{\omega}$  和  $\delta\mathbf{f}$  分别代表陀螺仪角速度误差和加速度比力的误差。

$$\begin{bmatrix} \delta\boldsymbol{\omega} \\ \delta\mathbf{f} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\mathbf{S}_G + \mathbf{M}_G)\boldsymbol{\omega} + \delta\mathbf{b}_G + \mathbf{n}_G \\ (\mathbf{S}_A + \mathbf{M}_A)\mathbf{f} + \delta\mathbf{b}_A + \mathbf{n}_A \end{bmatrix} \quad (9)$$

陀螺仪和加速度计的刻度因子误差矩阵  $\mathbf{S}_A$ 、 $\mathbf{S}_G$ , 安装误差矩阵  $\mathbf{M}_A$ 、 $\mathbf{M}_G$ , 漂移  $\delta\mathbf{b}_A$ 、 $\delta\mathbf{b}_G$  为和  $\mathbf{n}_A$ 、 $\mathbf{n}_G$  为加速度计测量噪声为关于  $\tau_G$  和  $\tau_A$  (陀螺仪和加速度计的反相关时间) 的函数。

### 2.3 CNS 模型

天文导航一般采用星敏感器获取恒星在飞行器本体的方向矢量,利用双矢量定姿法确定飞行器坐标系相对于惯性系的姿态。其输出可以为方向余弦阵  $\mathbf{C}_b^i$ 、姿态角(俯仰、偏航与滚动)或姿态四元数  $\mathbf{q}$ 。

### 2.4 导航滤波器设计

连续系统状态方程与观测方程可表示为:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{X}} &= \mathbf{f}(\mathbf{X}(t), t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{w}(t) \\ z_k &= \mathbf{h}(\mathbf{X}_k) + \mathbf{v}_k \end{aligned} \quad (10)$$

其中,  $\mathbf{w}(t) \sim N(0, \mathbf{Q}(t))$ ,  $\mathbf{v}_k \sim N(0, \mathbf{R}_k)$ 。

将 SINS 的系统误差模型以及陀螺仪、加速度计、接收机钟差的误差模型组合, 形成的状态方程的状态维数极高, 所以需要对该模型进行适当简化。因此, 对陀螺仪、加速度计的误差做一阶马尔科夫过程, 其他误差等效为高斯白噪声得到状态方程为:

$$\dot{X} = F(t)X(t) + G(t)W(t) \quad (11)$$

$$X = [\delta r \quad \delta v \quad \delta q \quad \delta b_G \quad \delta b_A \quad \delta t_u \quad \delta t_{ru}]^T \quad (12)$$

$$F = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 4} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 2} \\ E_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & D_{3 \times 4} & 0_{3 \times 3} & C_b^i(q) & 0_{3 \times 2} \\ 0_{4 \times 3} & 0_{4 \times 3} & \Omega(\omega) & Q(q) & 0_{4 \times 3} & 0_{4 \times 2} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 4} & F_{bg} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 2} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 4} & 0_{3 \times 3} & F_{ba} & 0_{3 \times 2} \\ 0_{2 \times 3} & 0_{2 \times 3} & 0_{2 \times 4} & 0_{2 \times 3} & 0_{2 \times 3} & F_G \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$G = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 5} \\ 0_{3 \times 3} & C_b^i(q) & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 5} \\ Q(q) & 0_{4 \times 3} & 0_{4 \times 3} & 0_{4 \times 5} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 5} \\ 0_{5 \times 3} & 0_{5 \times 3} & 0_{5 \times 3} & I_{5 \times 5} \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$W(t) = [n_G \quad n_A \quad w_{b_G} \quad w_{b_A} \quad \omega_u \quad \omega_{ru}]^T \quad (15)$$

对于观测方程, 由于 GPS/SINS/CNS 组合导航系统的观测量包括星载接收机到第  $j$  颗 GPS 导航星的伪距测量值和星敏感器测量的姿态四元数, 距离测量值可通过非线性方程  $z_j(t_k) = h_j(X, t_k) + v(t_k)$  表示, 因此, 对其进行线性化可得线性化的测量方程为  $\delta z_j(t_k) = z_j(t_k) - h_j(\hat{X}, t_k)$ 。由于星敏感器可直接输出姿态四元数, 其线性化的测量方程为:

$$\delta q_i = q_i - \hat{q}_i \quad (16)$$

### 3 仿真算例

表 1 测量传感器性能参数

传感器	误差参数	采样时间 $t/s$
GPS 接收机	伪距误差	15 m(1 $\sigma$ )
	伪距率误差	0.2 m/s(1 $\sigma$ )
陀螺仪	测量范围	$\pm 2(^{\circ})/s$
	随机漂移	T 1.5 h
	随机偏置	$\sigma$ 0.1( $^{\circ}$ )/h
	测量噪声	1( $^{\circ}$ )/h
加速度计	灵敏度	10 $\mu g$
	零偏	20 $\mu g$
	测量噪声	100 $\mu g$
星敏感器	测量噪声	20arc-sec

利用上述设计, 进行 2 种模式的仿真算例。信号连续模式下 GPS 与 CNS 信号不产生中断, 信号

中断模式下 GPS 与 CNS 在选定时段内信号失锁, 通过仿真比较 2 种模式下导航系统的性能。各传感器测量精度如表 1, GPS 与 CNS 失锁时间见表 2, 航天器的初始参数见表 3。SINS 解算的初始位置误差为 5 m、速度误差为 0.1 m/s、姿态误差为 0.1 $^{\circ}$ 。

表 2 GPS 与 CNS 信号失锁时间

0 ~ 600 s	600 ~ 4 000 s	4000 ~ 4 800 s	4 800 ~ 6 000 s
无效	有效	无效	有效

表 3 航天器初始轨道姿态参数

初始位置(J2000)/km			初始速度(J2000)/(m·s $^{-1}$ )		
X	Y	Z	V $_x$	V $_y$	V $_z$
6 938	-17.032	119.9	-132	-1 066	7 506.5
初始姿态(质心轨道系) $^{\circ}$					
滚转误差		纵向误差		横向误差	
1		1		1	

仿真结果如图 3~图 9。航天器轨迹在赤道面上的投影如图 3。

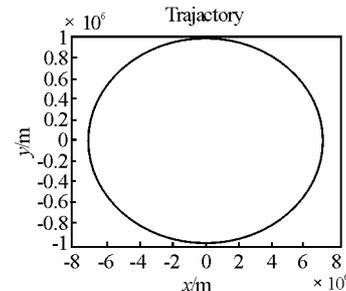


图 3 航天器轨迹在赤道面的投影

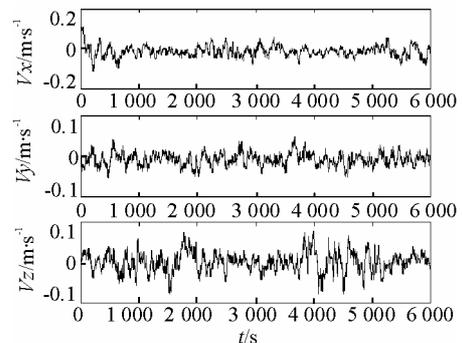


图 4 信号连续模式导航系统在 x、y、z 方向的速度误差

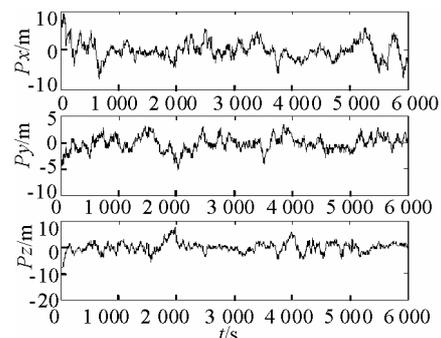


图 5 信号连续模式导航系统在 x、y、z 方向的位置误差

(下转第 29 页)

[3] 刘喜春. 不确定需求下航空备件多阶段供应保障规划模型及动态协调机制研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2009.

[4] 刘源, 陈云翔, 周中良, 等. 基于可用度和费用要求的航材备件储备量优化[J]. 空军工程大学(自然科学版), 2009, 10(6): 15-18.

[5] 王润生, 刘利, 王志成, 等. 战场损伤分析过程研究及其应用[J]. 军械工程学院学报, 2003, 15(2): 14-19.

[6] 李建平. 战场抢修理论与应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000: 25-26.

[7] 孙洪祥. 随机过程[M]. 北京: 机械工业出版社, 2008: 132-136.

[8] 刘喜春, 郑华, 仲辉, 等. 备件配置优化问题研究[J]. 系统工程与电子技术, 2008, 30(10): 1934-1937.

[9] 邹明, 姜礼平, 苏思. 基于遗传算法的航空装备保障资源调度[J]. 兵工自动化, 2009, 28(11): 24-26.

(上接第13页)

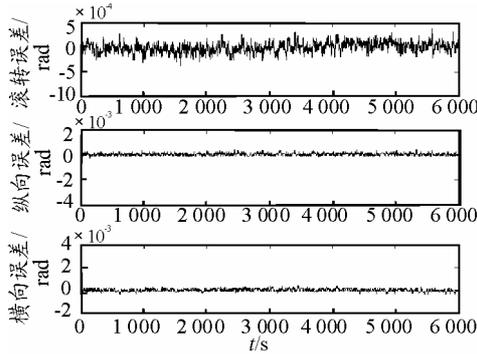


图6 信号连续模式导航系统的姿态误差

图4~图6给出信号连续模式下组合导航系统的位置、速度、姿态误差曲线。可以看出, 当传感器均工作正常时, 可提供的位置精度优于10 m, 速度精度优于0.2 m/s, 姿态精度优于 $4 \times 10^{-4}$  rad。

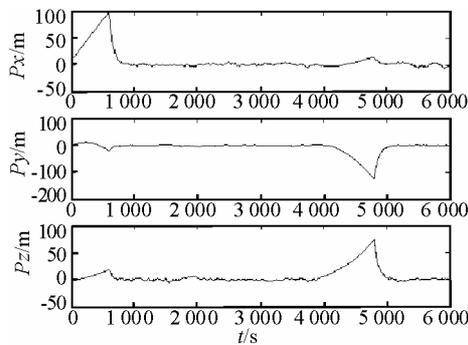


图7 信号中断模式导航系统在x、y、z方向的位置误差

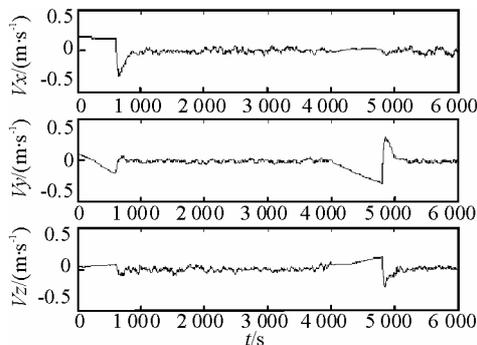


图8 信号中断模式导航系统在x、y、z方向的速度误差

图7~图9给出信号中断模式下组合导航的位

置、速度、姿态误差曲线。可以看出, 当外部传感器对SINS没有修正时, 导航解算误差随时间不断增大, 一旦检测到修正信号, 组合导航系统能够迅速而准确的估计出飞行器的状态并进行反馈。综上所述, 仿真计算显示系统能满足航天器的导航要求。

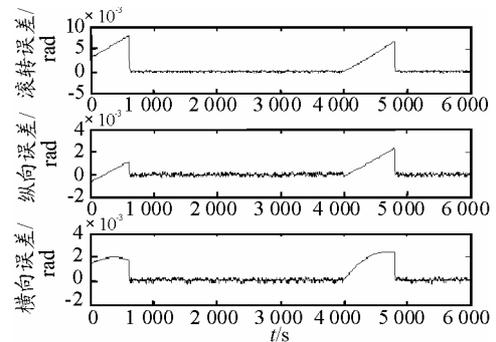


图9 信号中断模式导航系统的姿态误差

### 4 结论

仿真结果表明, 该导航方案能够为航天器提供高精度的测量与导航信息, 可为航天器导航系统的设计提供一定的参考。而对于GPS信号的电离层延迟、多路径效应、误差模型简化等方面, 则考虑不完全, 将在未来的工作中进行研究。

### 参考文献:

[1] Elchynski, Joseph, e.a., Development and Test Result of a Precision Approach and Landing Capability for Military Aircraft Using an Embedded GPS/INS (EGI) System[C]. Proceedings of IEEE Position Location and Navigation Symposium.

[2] David E. Gaylor, E. Glenn Lightsey. GPS/INS Kalman Filter Design for Spacecraft Operating in the Proximity of the International Space Station[R]. AIAA.3rd, 2003.

[3] Hélène Blachère, Non Real-Time Simulator Dedicated to ATV GNC Nominal Algorithms Validation[R]. AIAA 2003-5822.

[4] 廖瑛, 冯向军, 文援兰, 等. 卫星星座导航数学仿真系统及其关键技术研究[J]. 系统仿真学报, 2008(9).

[5] Christophe Veltz. Numerical simulator dedicated to validation of ATV safety algorithm[R]. AIAA 2002-4966.

[6] 邓正隆. 惯性技术[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2006.