

文章编号 1004-924X(2010)11-2473-09

运载火箭上面级惯性与天文组合导航系统设计

张利宾¹, 崔乃刚¹, 吕世良², 浦甲伦¹

- (1. 哈尔滨工业大学 航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;
2. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

摘要:针对运载火箭上面级惯性导航随时间累积而误差增大以至不能满足长时间工作要求的问题,对采用星敏感器和地球敏感器修正惯性导航误差的方案进行了研究。首先,导出了上面级常用坐标系定义和姿态转换矩阵。然后,根据惯性导航的误差传播特性、星敏感器测量方程和地球敏感器的模拟测量方程,给出了组合导航的状态方程和观测方程。最后,设计了基于 Matlab/dSpace 仿真平台的星敏感器在导航回路中的半物理仿真实验。实验结果表明,组合导航使惯性导航位置误差矢量和从 1.1719×10^4 m 减小到 1.0367×10^3 m,速度误差矢量和从 11.2827 m/s 减小到 3.6626 m/s,姿态误差从 0.1° 减小到 $5'$,说明了该组合导航方案能够有效修正惯性导航时间累积误差,半实物仿真实验验证了惯性/天文组合导航方案的可行性与正确性。

关键词:运载火箭上面级;组合导航;地球敏感器;星敏感器;半物理实验

中图分类号: V249.32 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20101811.2473

Design of INS/CNS integrated navigation system for launch vehicle upper stage

ZHANG Li-bin¹, CUI Nai-gang¹, LÜ Shi-liang², PU Jia-lun¹

- (1. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China; 2. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

Abstract: As the errors of the Inertial Navigation System (INS) in a launch vehicle upper stage increase significantly with time and cannot meet the requirements of long working hours, an INS/CNS (Celestial Navigation System) integrated navigation system is studied. Firstly, the coordinate systems and the attitude transformation matrix are defined. Then, the state equation and measurement equation of the integrated navigation system are raised from the INS error propagation equations and measurements of the star tracker and earth sensor. Finally, a semi-physical simulation experiment system with the star tracker in the loop is designed based on Matlab/dSpace simulation environment. Experimental results indicate that the integrated navigation system decreases the inertial navigation position errors from 1.1719×10^4 m to 1.0367×10^3 m, the velocity errors from 11.2827 m/s to 3.6626 m/s, and the attitude errors from 0.1° to $5'$. Furthermore, the experimental results show that the integrated navigation system can correct the inertial navigation errors effectively, and also confirm that

收稿日期:2010-03-16;修订日期:2010-04-13.

基金项目:航天科技创新基金资助项目(No. CASC20090201)

the INS/CNS integrated navigation system is feasible and appropriate.

Key words: launch vehicle upper stage; integrated navigation system; earth sensor; star tracker; semi-physical simulation

1 引言

上面级是多级运载火箭中独立于基础级的末级火箭,是运载火箭的重要组成部分,它和有效载荷(卫星)一起进入目标轨道后再将有效载荷分离。所谓先进上面级,是指具有独立于运载火箭与有效载荷的导航、制导与控制系统的上面级火箭^[1-2]。

上面级导航多采用惯性导航系统(Inertial Navigation System, INS)。惯性组合主要由惯性测量元件(陀螺、加速度计)、导航计算机、导航算法和补偿算法组成,其缺点在于导航信号的误差随时间增长,不能满足上面级长时间工作要求^[3]。所以,采用其他的导航方式来弥补惯性导航的不足是提高上面级生存和工作能力的有效途径。其中,利用 GPS 可以很好地修正惯性导航位置、速度误差^[4]。但是, GPS 为美国拥有,所以容易受到限制。而天文导航(Celestial Navigation System, CNS)是通过测量自然天体相对航天器的矢量方向来实现定位导航,具有直接、自然、可靠、精确的优点,且导航误差不随时间积累^[5]。文献[6-7]指出采用天文导航系统来修正惯性导航误差具有一定优势。但是文献[5]指出星敏感器对惯性导航的姿态误差修正效果良好,对位置、速度误差修正效果差,因为采用星敏感器的天文导航只能得到飞行器姿态信息。因此,本文在惯性/星敏感器组合导航的基础上提出增加地球敏感器以提供地心矢量信息,相当于提供了飞行器的位置信息,这样就构成了一种新的惯性/星敏感器/地球敏感器组合导航系统。

针对惯性/天文组合导航方案,本文设计了基于 Matlab/dSpace 平台环境的半实物仿真实验,即将星敏感器加入回路中的仿真。北京航空航天大学的全伟和房建成开发了基于普通 PC 机设计的同类实验^[8-9],而本文采用 dSpace 开发环境,较接近于航天用计算机的工作能力,并且 dSpace 实时开发平台可以方便地进行硬件连接,实现代码生成/自动下载/软件调试等功能^[10]。实验中,关

键部件为星敏感器和星图软件,文献[11-14]给出了详细的星图识别技术,本文在此基础上实现了基于 Matlab/dSpace 开发环境的星敏感器在回路中的半物理仿真实验,这对加快上面级导航系统样机研制,降低成本,提高效率,以及研究导航系统动态性能、系统特性和工程应用等具有重要理论和实践意义。

2 坐标系定义及其转换矩阵

2.1 坐标系

2.1.1 发射坐标系 O_0-xyz

坐标原点取为发射点在地球参考椭球体表面上的投影点 O_0 , O_0y 轴与参考椭球体的当地铅垂线重合而指向上方, O_0x 轴在过原点的参考椭球体的切平面内指向发射瞄准方向, O_0z 轴与 O_0x 、 O_0y 轴成右手正交坐标系。此坐标系是一个在空间中旋转的坐标系,如图 1 所示。

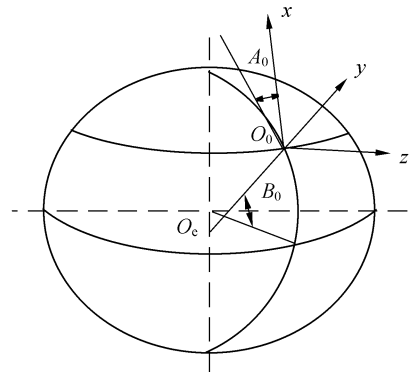


图 1 发射坐标系示意图

Fig. 1 Launch coordinate system

2.1.2 发射惯性坐标系 $O_0-x_g y_g z_g$

发射惯性坐标系与发射瞬间的发射坐标系完全重合,而后在惯性空间定位定向。

2.1.3 导航坐标系 $O-x_n y_n z_n$

O 点取在平台中心,其坐标轴指向定义与发射惯性坐标系定义一致。

2.1.4 飞行器坐标系 $O-x_b y_b z_b$

在初始发射时刻, O 点取在飞行器质心, Ox_b

沿飞行器纵轴向前,指向头部; Oy_b 位于载体纵对称面内,与 Ox_b 轴垂直,向上为正; Oz_b 与 Ox_b , Oy_b 轴构成右手直角坐标系,又称体固连坐标系。

2.2 导航坐标系到体坐标系的转换矩阵

导航坐标系到体坐标系的转换矩阵记作 C_n^b , 体坐标系可由导航坐标系以 $Z(\varphi) \rightarrow Y(\psi) \rightarrow X(\gamma)$ 次序经 3 次旋转得到,旋转示意图如图 2 所示。则 φ, ψ, γ 为姿态角,可得式(1)。

式中, c 表示 \cos , s 表示 \sin 。 φ 是俯仰角,为上面级纵轴 Ox_b 在射击平面 xOy 上的投影量与 x 轴的夹角,投影量在 x 轴的上方时为正; ψ 是偏航角,为上面级纵轴 Ox_b 与射击平面 xOy 的夹角, Ox_b 在射击平面的左侧时为正; γ 是滚动角,为上面级绕其纵轴 Ox_b 旋转的角度,当旋转角速

度矢量与 Ox_b 轴一致时,滚转角 γ 为正。

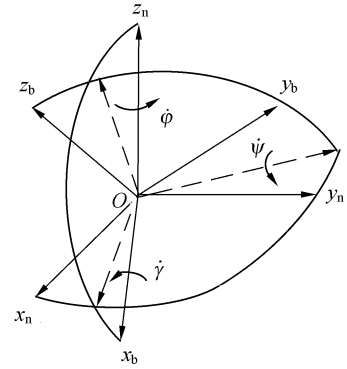


图 2 导航坐标系与体坐标系的欧拉角关系图
Fig. 2 Relationship between navigation coordinate and body coordinate

$$C_n^b = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\gamma & s\gamma \\ 0 & -s\gamma & c\gamma \end{pmatrix} \begin{pmatrix} c\psi & 0 & -s\psi \\ 0 & 1 & 0 \\ s\psi & 0 & c\psi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} c\varphi & s\varphi & 0 \\ -s\varphi & c\varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} c\varphi c\psi & s\varphi c\psi & -s\psi \\ c\varphi s\psi s\gamma - s\varphi c\gamma & s\varphi s\psi s\gamma + c\varphi c\gamma & c\psi s\gamma \\ c\varphi s\psi c\gamma + s\varphi s\gamma & s\varphi s\psi c\gamma - c\varphi s\gamma & c\gamma c\psi \end{pmatrix}. \quad (1)$$

3 组合导航模型

3.1 状态方程

惯导系统的导航误差除了与惯性测量器件的误差有关外,还与惯性导航的原理算法有关。惯导系统的导航误差在不同的导航坐标系内有着不同的传播规律,在发射惯性坐标系下,惯导系统有如下的误差传播方程。

3.1.1 姿态失准角误差方程

定义捷联惯导模拟的数学平台同实际导航坐标系间的误差角为姿态失准角 φ , 记为:

$$\varphi = [\varphi_x \quad \varphi_y \quad \varphi_z]^T. \quad (2)$$

由姿态失准角构成的反对称矩阵为:

$$\varphi^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\varphi_z & \varphi_y \\ \varphi_z & 0 & -\varphi_x \\ -\varphi_y & \varphi_x & 0 \end{bmatrix}.$$

姿态转换矩阵更新方程为:

$$\tilde{C}_b^n = C_b^n \omega_{nb}^{b \times}. \quad (3)$$

其中, $\omega_{nb}^{b \times}$ 为在本体系内表示的本体系相对于导航系的角速度 ω_{nb}^b 构成的反对称矩阵。

由于惯导设备测量和计算过程存在误差,惯导系统实际输出的姿态转换矩阵 \tilde{C}_b^n 同理想姿态转换矩阵 C_b^n 间存在以下关系:

$$\tilde{C}_b^n = C_b^n + \delta C_b^n = (I + \varphi^\times) C_b^n, \quad (4)$$

从而:

$$\delta C_b^n = \varphi^\times C_b^n, \quad (5)$$

对上式求导得:

$$\dot{\delta C}_b^n + \dot{\varphi}^\times C_b^n = \varphi^\times \dot{C}_b^n + \varphi^\times \dot{C}_b^n + \varphi^\times C_b^n \omega_{nb}^{b \times}, \quad (6)$$

对式(3)求微分可得:

$$\delta \dot{C}_b^n = \delta C_b^n \omega_{nb}^{b \times} + C_b^n \delta \omega_{nb}^{b \times} = \varphi^\times C_b^n \omega_{nb}^{b \times} + C_b^n \delta \omega_{nb}^{b \times}, \quad (7)$$

对比式(6)与(7)从而得到:

$$\dot{\varphi}^\times = C_b^n \delta \omega_{nb}^{b \times} (C_b^n)^T, \quad (8)$$

结合矢量运算 $(ab)^\times = ab^\times a^T$ 可得:

$$\dot{\varphi} = C_b^n \delta \omega_{nb}^b, \quad (9)$$

其中, $\delta \omega_{nb}^b$ 为角速度的误差部分,即陀螺漂移误差,可记为:

$$\delta \omega_{nb}^b = [\varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z]^T.$$

3.1.2 速度误差方程

上面级速度矢量在发射惯性坐标系内记为:

$$v = [v_x \quad v_y \quad v_z]^T, \quad (10)$$

加速度计视加速度在体坐标系内记为:

$$f^b = [f_x^b \quad f_y^b \quad f_z^b]^T, \quad (11)$$

发射惯性坐标系内重力加速度记为:

$$g = [g_x \quad g_y \quad g_z]^T, \quad (12)$$

体坐标系内加速度计误差为:

$$\Delta a = [a_x \quad a_y \quad a_z]^T, \quad (13)$$

则矢量形式的上面级质心运动学方程为:

$$\dot{\mathbf{v}} = \mathbf{C}_b^n \mathbf{f}^b + \mathbf{g}, \quad (14)$$

微分可得:

$$\delta \dot{\mathbf{v}} = (\delta \mathbf{C}_b^n) \mathbf{f}^b + \mathbf{C}_b^n \delta \mathbf{f}^b + \delta \mathbf{g}, \quad (15)$$

其中

$$\delta \mathbf{C}_b^n = \boldsymbol{\varphi}^\times \mathbf{C}_b^n, \delta \mathbf{f}^b = \Delta \mathbf{a}.$$

将上式代入(8)式有:

$$\begin{aligned} \delta \dot{\mathbf{v}} &= \boldsymbol{\varphi}^\times \mathbf{C}_b^n \mathbf{f}^b + \mathbf{C}_b^n \Delta \mathbf{a} + \delta \mathbf{g} = \boldsymbol{\varphi}^\times \mathbf{f}^n + \mathbf{C}_b^n \Delta \mathbf{a} + \delta \mathbf{g} = \\ &(\mathbf{f}^n)^\times \boldsymbol{\varphi} + \mathbf{C}_b^n \Delta \mathbf{a} + \delta \mathbf{g} = -\mathbf{A}_1 \boldsymbol{\varphi} + \mathbf{C}_b^n \Delta \mathbf{a} + \delta \mathbf{g}, \end{aligned} \quad (16)$$

其中

$$\mathbf{A}_1 = (\mathbf{f}^n)^\times = \begin{bmatrix} 0 & -f_z^n & f_y^n \\ f_z^n & 0 & -f_x^n \\ -f_y^n & f_x^n & 0 \end{bmatrix},$$

\mathbf{A}_1 是发射惯性坐标系下视加速度 \mathbf{f}^n 的反对称矩阵。 $\delta \mathbf{g}$ 与位置误差有关,其表达形式可写为:

$$\delta \mathbf{g} = \mathbf{A}_2 \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \end{bmatrix}, \quad (17)$$

其中,矩阵 \mathbf{A}_2 中的元素是发射惯性坐标系下引力加速度对位置坐标的偏导数,它们随上面级位置的变化而变化,详细形式见文献[5]。

3.1.3 位置误差方程

易知下式成立^[5]:

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{x} \\ \delta \dot{y} \\ \delta \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta v_x \\ \delta v_y \\ \delta v_z \end{bmatrix}. \quad (18)$$

3.1.4 状态方程

设状态变量为 $\mathbf{X}(t) = [\varphi_x \ \varphi_y \ \varphi_z \ \delta v_x \ \delta v_y \ \delta v_z \ \delta x \ \delta y \ \delta z \ \varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z \ a_x \ a_y \ a_z]^\top$,则由式(9)、(16)、(18)可得到系统状态方程:

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{W}(t), \quad (19)$$

式(19)中,变量分别为姿态失准角、发射惯性坐标系速度误差和位置误差、陀螺仪常值漂移和加速度计常值偏置。 $\mathbf{A}(t)$ 为状态转移矩阵,有:

$$\mathbf{A}(t) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \mathbf{C}_b^n & 0 \\ \mathbf{A}_1 & 0 & \mathbf{A}_2 & 0 & \mathbf{C}_b^n \\ 0 & \mathbf{I}_{3 \times 3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{15 \times 15}$$

$$\mathbf{B}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_b^n & 0 \\ 0 & \mathbf{C}_b^n \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}_{15 \times 6}.$$

系统噪声分别为陀螺模型和加速度计模型高斯白噪声,如下式:

$$\mathbf{W}(t) = [\omega_{ex} \ \omega_{ey} \ \omega_{ez} \ \omega_{ax} \ \omega_{ay} \ \omega_{az}]^\top.$$

系统的噪声方差阵为:

$$\mathbf{Q}(t) = \text{diag}[\sigma_{ex}^2 \ \sigma_{ey}^2 \ \sigma_{ez}^2 \ \sigma_{ax}^2 \ \sigma_{ay}^2 \ \sigma_{az}^2]. \quad (20)$$

文中采用了简化的陀螺模型和加速度计模型,未考虑二阶项引起的误差,因为本文主要研究的是引入地球敏感器测量矢量以修正惯导的位置、速度误差的方法和半实物仿真,作为总体方案研究一般也是忽略模型二阶项的。

3.2 状态方程

3.2.1 星敏感器对姿态的测量

星敏感器(Star Tracker, ST)输出的姿态信息与惯导输出的姿态信息做差可以得到姿态误差角 $\Delta \boldsymbol{\varepsilon}$:

$$\Delta \boldsymbol{\varepsilon} = \begin{bmatrix} \Delta \varphi \\ \Delta \psi \\ \Delta \gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varphi_{\text{INS}} - \varphi_{\text{ST}} \\ \psi_{\text{INS}} - \psi_{\text{ST}} \\ \gamma_{\text{INS}} - \gamma_{\text{ST}} \end{bmatrix}, \quad (21)$$

将姿态误差角转换成姿态失准角:

$$\boldsymbol{\varphi} = [\varphi_x \ \varphi_y \ \varphi_z]^\top = \mathbf{M} \cdot \Delta \boldsymbol{\varepsilon}. \quad (22)$$

其中, \mathbf{M} 为姿态误差角转换矩阵

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} 0 & \cos \varphi & -\cos \psi \sin \varphi \\ 0 & \sin \varphi & \cos \psi \cos \varphi \\ 1 & 0 & \sin \psi \end{bmatrix}.$$

星敏感器输出量为观测到的地心惯性坐标系下的姿态角,通过坐标转换得到导航坐标系下的姿态角,进而可以求得数学平台失准角,用以作为组合导航系统的部分观测量。

取观测量为姿态失准角 $\boldsymbol{\varphi}$,姿态的观测方程为:

$$\mathbf{Z}_a(t) = \begin{bmatrix} \varphi_x \\ \varphi_y \\ \varphi_z \end{bmatrix} = \mathbf{H}_a \mathbf{X}(t) + \mathbf{V}_a(t), \quad (23)$$

其中, $\mathbf{H}_a = [\mathbf{I}_{3 \times 3} \ 0_{3 \times 12}]$, \mathbf{V}_a 为星敏感器量测噪声。

3.2.2 地球敏感器对地心矢量的测量

导航坐标系下,标准弹道当前位置到地心的

矢量为:

$$\mathbf{r}_{oe}^n = \begin{bmatrix} r_{oe,x}^n \\ r_{oe,y}^n \\ r_{oe,z}^n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_{or} + x \\ r_{oy} + y \\ r_{oz} + z \end{bmatrix}. \quad (24)$$

上面级采用两个地球敏感器(Earth Sensor, ES)(按照滚动-俯仰布局),可直接测得滚动角和俯仰角数据,再利用星敏感器测量的偏航角信息,就可以得到一个姿态转换矩阵 $\mathbf{C}_{n,ES}^b$,则能够模拟地球敏感器测量的地心矢量

$$\mathbf{r}_{oe,ES}^b = \mathbf{C}_{n,ES}^b \mathbf{r}_{oe}^n. \quad (25)$$

惯导输出的当前位置到地心的矢量为

$$\mathbf{r}_{oe,INS}^n = \begin{bmatrix} r_{oe,x} \\ r_{oe,y} \\ r_{oe,z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -x_{INS} - x_0 \\ -y_{INS} - y_0 \\ -z_{INS} - z_0 \end{bmatrix}, \quad (26)$$

记 $\delta \mathbf{r}_{oe}^n = [\delta x \quad \delta y \quad \delta z]^T$.

则有:

$$\mathbf{r}_{oe,INS}^n = \mathbf{r}_{oe}^n - \delta \mathbf{r}_{oe}^n. \quad (27)$$

所以,惯导输出的当前位置到地心的矢量在体坐标系下的表示为:

$$\mathbf{r}_{oe,INS}^b = \mathbf{C}_{n,INS}^b \mathbf{r}_{oe,INS}^n. \quad (28)$$

$\mathbf{C}_{n,INS}^b$ 为惯导输出的姿态角表示的坐标转换矩阵,有:

$$\mathbf{C}_{n,ES}^b = \mathbf{C}_{n,INS}^b (I + \boldsymbol{\varphi}^\times), \quad (29)$$

那么,惯导和地球敏感器两者得到的地心矢量差别为:

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_{oe,ES}^b - \mathbf{r}_{oe,INS}^b &= \mathbf{C}_{n,ES}^b \mathbf{r}_{oe}^n - \mathbf{C}_{n,INS}^b \mathbf{r}_{oe,INS}^n = \\ &= \mathbf{C}_{n,INS}^b (I + \boldsymbol{\varphi}^\times) (\mathbf{r}_{oe,INS}^n + \delta \mathbf{r}_{oe}^n) - \mathbf{C}_{n,INS}^b \mathbf{r}_{oe,INS}^n = \\ &= \mathbf{C}_{n,INS}^b \boldsymbol{\varphi}^\times \mathbf{r}_{oe,INS}^n + \mathbf{C}_{n,INS}^b \boldsymbol{\varphi}^\times \delta \mathbf{r}_{oe}^n + \mathbf{C}_{n,INS}^b \delta \mathbf{r}_{oe}^n + \mathbf{V}_b. \end{aligned} \quad (30)$$

同除以 $|\mathbf{r}_{oe,INS}^n|$,并略去二阶小量后,可得:

$$\begin{aligned} \frac{1}{|\mathbf{r}_{oe,INS}^n|} (\mathbf{r}_{oe,ES}^b - \mathbf{r}_{oe,INS}^b) &= \\ \frac{1}{|\mathbf{r}_{oe,INS}^n|} \mathbf{C}_{n,INS}^b \boldsymbol{\varphi}^\times \mathbf{r}_{oe,INS}^n + \frac{1}{|\mathbf{r}_{oe,INS}^n|} \mathbf{C}_{n,INS}^b \delta \mathbf{r}_{oe}^n + \mathbf{V}_b. \end{aligned} \quad (31)$$

取观测向量为:

$$\mathbf{Z}_b = \frac{1}{|\mathbf{r}_{oe,INS}^n|} (\mathbf{r}_{oe,ES}^b - \mathbf{r}_{oe,INS}^b), \quad (32)$$

则观测方程为:

$$\mathbf{Z}_b = \mathbf{H}_b \mathbf{X} + \mathbf{V}_b, \quad (33)$$

其中, \mathbf{V}_b 是地球敏感器量测噪声。观测矩阵 \mathbf{H}_b 的具体形式为:

$$\mathbf{H}_b = \begin{bmatrix} -\frac{1}{|\mathbf{r}_{oe,INS}^n|} \mathbf{C}_{n,INS}^b \mathbf{r}_{oe,INS}^n \times & 0_{3 \times 3} & \frac{1}{|\mathbf{r}_{oe,INS}^n|} \mathbf{C}_{n,INS}^b & 0_{3 \times 6} \end{bmatrix}.$$

3.2.3 观测方程

基于上述对姿态和地心矢量的观测方程,由式(23)和(33)可得到引入地球敏感器测量位置矢量的 INS/CNS 组合导航系统的观测向量和观测方程为:

$$\mathbf{Z} = \mathbf{H} \mathbf{X} + \mathbf{V}, \quad (34)$$

式中, $\mathbf{Z} = [Z_a Z_b]^T$, $\mathbf{H} = [H_a H_b]^T$, $\mathbf{V} = [\mathbf{V}_a \mathbf{V}_b]^T$.

则易知系统的量测噪声方差阵为:

$$\mathbf{R}_k = \text{diag}[\sigma_{V_{ar}}^2 \quad \sigma_{V_{ay}}^2 \quad \sigma_{V_{az}}^2 \quad \sigma_{V_{br}}^2 \quad \sigma_{V_{by}}^2 \quad \sigma_{V_{bz}}^2]. \quad (35)$$

3.3 组合导航的状态估计

实验中,量测量 $\mathbf{Z}(t)$ 按一定的时间间隔以离散形式给出,因此卡尔曼滤波器以离散形式给出。将系统状态方程(19)和测量方程(35)进行离散化,得到下式:

$$\begin{cases} \mathbf{X}_k = \boldsymbol{\Phi}_{k,k-1} \mathbf{X}_{k-1} + \boldsymbol{\Gamma}_{k-1} \mathbf{W}_{k-1} \\ \mathbf{Z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{V}_k \end{cases}, \quad (36)$$

系统噪声方差阵 \mathbf{Q}_k 非负定,量测噪声序列方差阵 \mathbf{R}_k 正定, k 时刻的量测量为 \mathbf{Z}_k ,则 \mathbf{X}_k 的估计量 $\hat{\mathbf{X}}_k$ 按照下述方程求解:

系统状态的一步预测:

$$\hat{\mathbf{X}}_{k/k-1} = \boldsymbol{\Phi}_{k,k-1} \hat{\mathbf{X}}_{k-1}, \quad (37)$$

状态估计:

$$\hat{\mathbf{X}}_k = \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{Z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1}), \quad (38)$$

滤波增益:

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1}, \quad (39)$$

一步预测均方误差:

$$\mathbf{P}_{k/k-1} = \boldsymbol{\Phi}_{k,k-1} \mathbf{P}_{k-1} \boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}^T + \boldsymbol{\Gamma}_{k-1} \mathbf{Q}_{k-1} \boldsymbol{\Gamma}_{k-1}^T, \quad (40)$$

估计均方误差:

$$\mathbf{P}_k = (I - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k/k-1}. \quad (41)$$

结合上述组合导航系统的状态方程、观测方程和滤波方程,实现对惯导系统相关误差的估计。

4 仿真实验系统

4.1 系统组成

硬件在回路中的仿真(Hardware in Loop, HIL)是先进行包括某些关键部件在内的 HIL 仿真,做到对每个关键部件或子系统在回路中的特性有清楚了解后,逐渐过渡到具有更多实物在内的系统半实物仿真。对惯导、星敏感器和地球敏感器组合导航系统而言,系统中的关键单机部件就是星敏感器系统(含探头、专用处理器及输出电路等)、惯导系统和地球敏感器系统。限于实验室

条件以及地球敏感器实验的复杂性,目前直接开展惯导和地球敏感器在回路中的仿真比较困难。本文将星敏感器系统加入到导航回路中,检验有实物在内的系统性能并为今后进步扩大 HIL 仿真规模奠定基础。图 3 给出了星敏感器在导航回路中的仿真实验系统结构图。

由图 3 可知,仿真实验系统由 3 部分组成:宿主计算机(也叫控制计算机)、dSpace 双 CPU 实时仿真计算机和星敏感器子系统(包括探头、数据处理器和星图模拟器)。宿主计算机与 dSpace 实时仿真平台之间通过光纤连接,实时仿真机和星敏感器子系统之间由 RS232 串口连接。

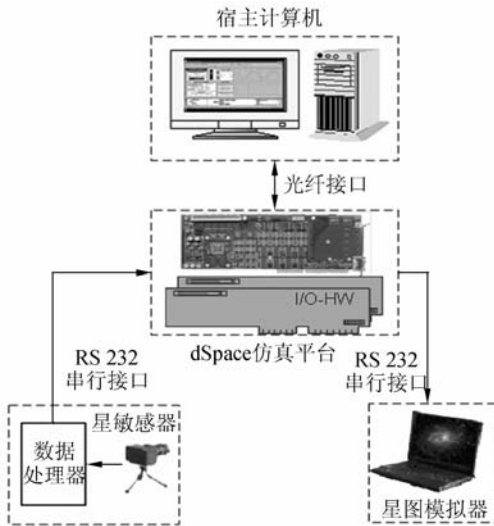


图 3 星敏感器在回路中的实验结构图

Fig. 3 Star sensor in loop experiment scheme

本实验系统所用的星敏感器为国产实验室用,厂家为中国科学院空间科学与应用研究中心,型号 SSE-II 型,技术指标:视场 $10^{\circ} \times 10^{\circ}$,灵敏度 $\pm 6.5\text{MI}$,测角精度 $50''$,更新频率 1 Hz ,功耗小于 15 W ;星模拟器为笔记本 CRT 及其星图驱动软件。

4.2 系统工作流程

组合导航仿真实验系统的工作流程:宿主计算机运行组合导航系统模型,经过自动代码生成,下载到 dSpace 双 CPU 目标机上,并与星敏感器子系统(硬件)连接构成组合导航实验系统。从处理器(Slave CPU)运行标准弹道、惯导模型和地球敏感器模型,由标准弹道生成上面级弹道、姿态以及星敏感器的光轴指向信息,并将上述数据通过串口传输给星图模拟计算机;星图模拟计算机

生成沿途可观测的恒星,并在屏幕上显示星图。惯导数据、星敏感器数据和地球敏感器数据传输给主处理器(Master CPU)运行组合导航算法。

5 实验结果

实验采用的导航设备中,陀螺常值漂移 $0.1(^{\circ})/\text{h}$,随机游走 $0.01(^{\circ})/\sqrt{h}$,加速度计常值偏置 10^{-4} g ,随机噪声 10^{-5} g ,数据更新周期为 1 s ;地球敏感器测量精度为 0.1° ,测量噪声 0.01° ,数据更新周期为 1 s ;星敏感器采用前文提到的 SSE-II 型,测角精度 $50''$ 。

图 4~图 6 给出了惯性导航的位置、速度和姿态误差曲线;图 7~图 9 描述了惯性/星敏感器/地球敏感器组合导航修正后的位置、速度和姿态误差曲线。

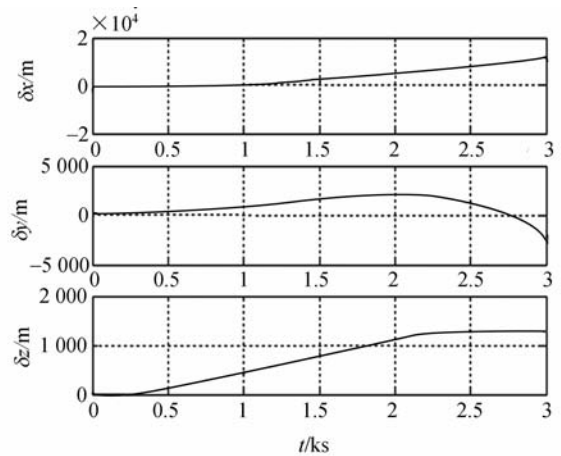


图 4 惯性导航位置误差

Fig. 4 Position errors of INS

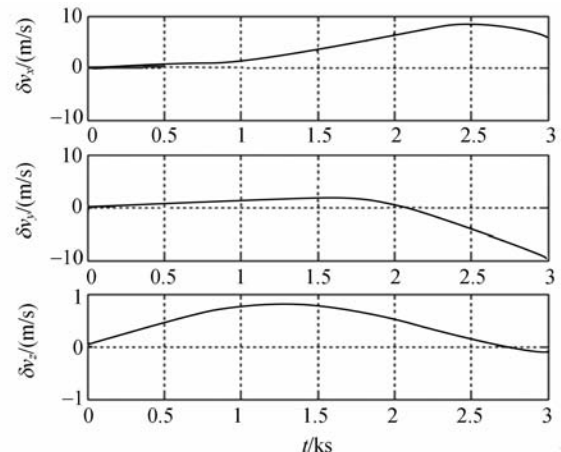


图 5 惯性导航速度误差

Fig. 5 Velocity errors of INS

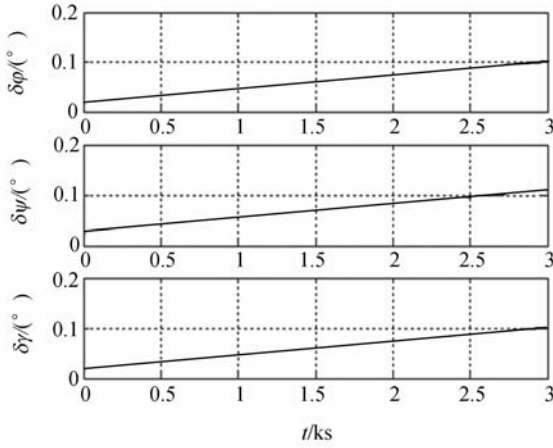


图 6 惯性导航姿态角误差
Fig. 6 Attitude errors of INS

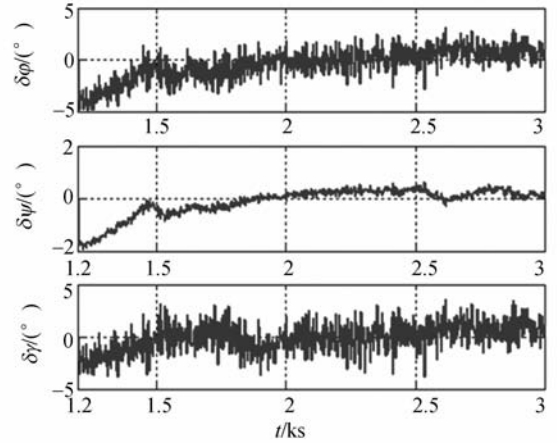


图 9 组合导航姿态误差
Fig. 9 Attitude errors of integrated navigation

从仿真图中可以看出,在 3 000 s 时间内纯惯性导航累积误差很大,三轴位置误差均在 1 km 以上,速度误差接近 10 m/s,姿态误差约为 0.1°。组合导航在上面级飞行到 1 200 s 时开始工作,经卡尔曼滤波估计在很短时间内得到良好的修正效果,位置、速度、姿态误差大大减小。惯性导航位置误差矢量和从 1.1719×10^4 m 减小到 1.0367×10^3 m,速度误差矢量和从 11.282 7 m/s 减小到 3.662 6 m/s,姿态误差从 0.1°减小到 5'量级,如表 1 所示。

表 1 惯性导航和组合导航末状态参数对比

Tab. 1 Terminal state parameters of INS and integrated navigation

	惯性导航误差	组合导航误差
δx	1.1442×10^4 m	-688.702 3 m
δy	-2.1935×10^3 m	-668.860 1 m
δz	1.2697×10^3 m	-391.345 5 m
位置误差矢量和	1.1719×10^4 m	1.0367×10^3 m
δv_x	5.962 4 m/s	-0.203 6 m/s
δv_y	-9.577 7 m/s	-2.287 0 m/s
δv_z	-0.125 1 m/s	-2.853 6 m/s
速度误差矢量和	11.282 7 m/s	3.662 6 m/s
$\delta \varphi$	0.100 1°	0.877 8'
$\delta \psi$	0.1083°	-0.016 8'
$\delta \gamma$	0.100 1°	1.027 5'

通过对惯性导航和组合导航系统的实验曲线进行分析,可以得到以下结论:

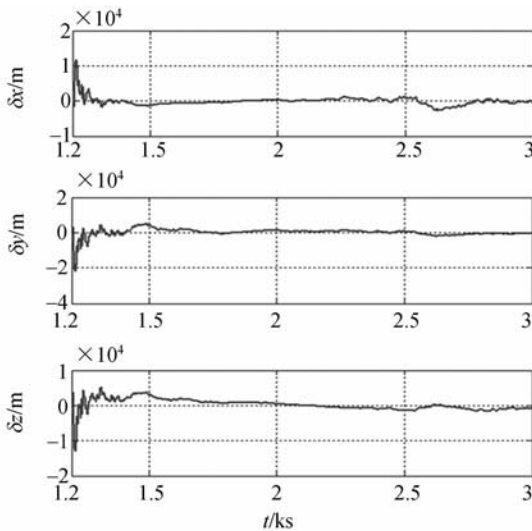


图 7 组合导航位置误差
Fig. 7 Position errors of integrated navigation

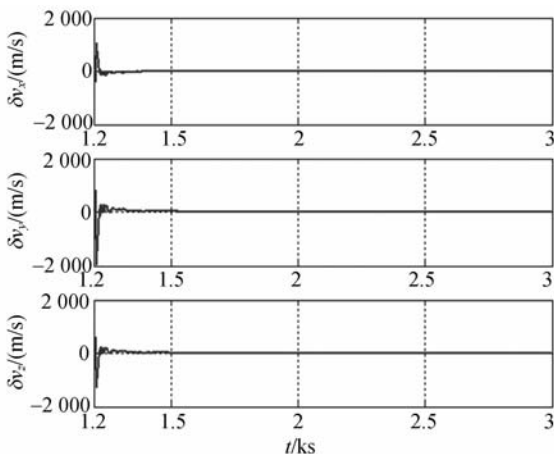


图 8 组合导航速度误差
Fig. 8 Velocity errors of integrated navigation

(1) 惯性导航参数随着时间发散,不能满足长时间的导航要求;

(2) 采用惯性组合/星敏感器/地球敏感器组合导航模式后,在精度、性能等方面都明显优于惯性导航;利用星敏感器的测量信息有效抑制了陀螺漂移引起的姿态误差;利用地球敏感器测量信息及时修正了加速度计引起的位置、速度误差,因此该组合导航算法是提高导航精度的有效途径;

(3) 半实物仿真利用星敏感器的实验数据验证了星敏感器在该导航方案中的可用性。

6 结 论

本文针对惯性导航随时间累积而误差增大以

至不能满足长时间工作要求和惯性/星敏感器组合导航不能够有效修正位置、速度信息问题,提出了一种引入地球敏感器的惯性/天文组合导航系统方案,推导了地球敏感器的模拟测量方程,给出了系统的状态方程和观测方程,并进行了基于 Matlab/dSpace 仿真平台的星敏感器在回路中的半实物仿真实验。实验结果表明,本文提出的新的组合导航方案能够使惯性导航位置矢量和从 1.1719×10^4 m 减小到 1.0367×10^3 m,速度误差矢量和从 11.2827 m/s 减小到 3.6626 m/s,姿态误差从 0.1° 减小到 $5'$,有效修正了惯性导航时间累积误差。同时,星敏感器在回路中的半物理仿真实验说明了惯性/天文组合导航系统方案的可行性与正确性。

参考文献:

[1] 王永志,王丹阳. 同步通信卫星的发射[M]. 北京:国防工业出版社,2005:25-72.

WANG Y ZH, WANG D Y. *Launch of Geosynchronous Communication Satellites* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005: 25-72. (in Chinese)

[2] SCOTT D W. Growing a training system and culture for the Ares I Upper Stage project[C]. 2009 IEEE Aerospace conference, Big Sky, MT, 7-14 March 2009:1-8.

[3] ANCAROLA B P. Ariane 5 performance optimization for interplanetary missions [C]. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, Monterey, California, U. S. A, AIAA 2002-4902, 2002:1-9.

[4] 杨金显,袁赣南. 基于 MIMU/GPS 的组合导航设计及实验[J]. 光学精密工程, 2008, 16(2):285-294.

YANG J X, YUAN G N. Design and experiment for INS based on MIMU/GPS[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(2):285-294. (in Chinese)

[5] 房建成,宁小琳,田玉龙. 航天器自主天文导航原理与方法[M]. 北京:国防工业出版社,2006:172-206.

FANG J CH, NING X L, TIAN Y L. *Spacecraft Autonomous Celestial Navigation Principle and Methodology*[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006:172-206. (in Chinese)

[6] THEIN M L, QUINN D A, FOLTA D C. Celestial navigation (CelNav): lunar surface navigation[C]. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, Honolulu, Hawaii, U. S. A, 2008:1-19.

[7] STANSTNY N B, BETTINGER R A, CHAVEZ F R. LinCov analysis of an automated celestial inertial navigation approach for GEO satellites[C]. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, Honolulu, Hawaii, U. S. A, 2008:1-8.

[8] 全伟,房建成. SINS/CNS 组合导航半实物仿真系统及其实验研究[J]. 系统仿真学报, 2007, 19(15):3414-3418.

QUAN W, FANG J CH. Realization and experimental research for hybrid simulation system of SINS/CNS integrated navigation [J]. *Journal of System Simulation*, 2007, 19(15):3414-3418. (in Chinese)

[9] 全伟,房建成. 天文导航系统半物理仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(2):353-358.

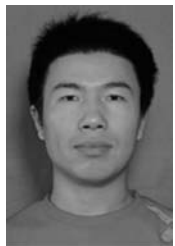
QUAN W, FANG J CH. Hardware in-the-loop simulation of celestial navigation system[J]. *Journal of System Simulation*, 2006, 18(2):353-358. (in Chinese)

[10] 杨涤,耿云海,杨旭,等. 飞行器系统仿真与 CAD [M]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2005:426-470.

YANG D, GENG Y H, YANG X, et al.. *Spacecraft System Simulation and CAD*[M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2005:426-470. (in Chinese)

- [11] 张磊,魏仲慧,何昕,等.快速全天自主星图识别[J].光学精密工程,2009,17(4):909-915.
ZHANG L, WEI ZH H, HE X, *et al.*. Fast all-sky autonomous star identification[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009,17(4):909-915. (in Chinese)
- [12] 李葆华,马衍宇,刘睿,等.适用于星敏感器的预测未知恒星星像质心算法[J].光学精密工程,2009,17(1):191-195.
LI B H, MA Y Y, LIU R, *et al.*. A predictive centroiding algorithm of unmatched stars for star sensor [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009, 17(1): 191-195. (in Chinese)
- [13] 李葆华,刘国良,刘睿,等.天文导航中的星敏感器技术[J].光学精密工程,2009,17(7):1615-1620.
LI B H, LIU G L, LIU R, *et al.*. Key techniques of star sensors for celestial navigation[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009,17(7):1615-1620. (in Chinese)
- [14] 张伟,潘海斌,鲍文卓,等.星空背景数字图像的生成[J].光学精密工程,2009,17(3):676-682.
ZHANG W, PAN H B, BAO W ZH, *et al.*. Digital image generation of star map[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009,17(3):676-682. (in Chinese)

作者简介:



张利宾(1981—),男,河北石家庄人,博士研究生,2005年、2007年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士学位,主要从事空间飞行器自主导航、动力学与控制方面的研究。E-mail: zhanglibin1981@126.com



吕世良(1974—),男,山东郓城人,助理研究员,1999年、2006年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士学位,主要从事伺服控制和空间遥感成像方面的研究。E-mail: lvshiliang100@sina.com



浦甲伦(1979—),男,黑龙江大庆人,讲师,2001年、2004年、2007年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士、博士学位,主要从事弹道跟踪测距、滤波理论等方面的研究。E-mail: nosay@hit.edu.cn

导师简介:



崔乃刚(1965—),男,辽宁沈阳人,博士,教授,博士生导师,1986年于国防科技大学获得学士学位,1989年、1996年于哈尔滨工业大学分别获得硕士、博士学位,现为哈尔滨工业大学航天工程系主任,主要从事导弹及空间飞行器飞行力学与控制、滤波理论及应用等方面的研究。E-mail: cui_naigang@163.com