

移动卫星天线指向矢量辅助组合导航系统方法

张华强, 赵 剡

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

摘要: 为弥补 SINS/GPS 组合导航系统姿态角误差可观测性差的缺陷, 根据移动载体卫星天线捕获通信卫星后通过自搜索实现精确对准卫星的原理, 提出增加天线指向矢量信息(SAPV)的方位角和俯仰角信息为系统观测量, 用于辅助 SINS/GPS 组合导航系统。根据 SINS/GPS 组合导航系统数学模型对姿态角误差的可观测性进行了分析, 并对 SAPV 与组合导航误差之间的关系进行了详细数学推导, 证明了 SAPV 辅助组合导航系统的可行性, 建立了 SAPV 辅助组合导航系统的数学模型, 采用联邦滤波器进行数据融合。仿真结果表明, SINS/GPS 组合导航系统通过 SAPV 辅助, 方位角误差估计精度提高了 1 个数量级, 小于 $10'$, 水平姿态角误差估计精度略有提高, 小于 $2'$ 。该方法充分利用了天线通过自搜索完成精确对准卫星后的高精度指向信息, 无须添加任何硬件系统, 通过简单可靠的信息融合算法即可达到提高载体姿态测量精度的目的。

关键词: 天线指向; 组合导航; 姿态测量; 联邦滤波

中图分类号: U666.1

文献标志码: A

Satellite antenna pointing vector aiding method for SINS/GPS integrated navigation system

ZHANG Hua-qiang, ZHAO Yan

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to compensate the bad observability of SINS/GSP integrated navigation system, a new method by aiding attitude information of high-precision communication satellite antenna pointing vector (SAPV) to SINS/GPS integrated navigation system is proposed. By utilizing the mathematical model of the SAPV information to aid the integrated navigation system, the observability of attitude errors is analyzed. The relationship between SAPV and navigation error is given, which shows the feasibility for using the method of aiding integrated system with SAPV, and then the mathematical model fulfilled by Federated filter is set up. The simulation results show that the estimation precision of azimuth error could be improved by one order of magnitude by this new method, which is less than $10'$, and the horizontal attitude error could be less than $2'$. This method can improve the precision of the attitude measurement simply by using reliable information confusion algorithm without any other hardware.

Key words: antenna pointing information; integrated navigation system; attitude measurement; federated filter

随着现代电视转播、卫星电视接收、车船用移动卫星通讯以及公安、石油、野外作业等多种行业的发展, 迫切需要性价比高的移动卫星通讯系统, 其关键技术为天线平台的稳定和跟踪, 稳定平台的核心问题

是载体姿态测量和控制技术^[1]。

SINS/GPS 组合导航系统提供高精度的位置、姿态信息给天线控制系统完成对通信卫星的快速捕获。在捕获卫星过程中, 伺服系统根据导航系统信息调整天

收稿日期: 2011-11-22; 修回日期: 2012-03-18

基金项目: 航空科学基金 (20100818018)

作者简介: 张华强 (1982—), 男, 博士研究生, 从事导航、制导与控制研究。E-mail: huaqiang.zhang@163.com

联系人: 赵剡 (1956—), 男, 教授, 博士生导师。E-mail: zhaoyan@buaa.edu.cn

线指向进入卫星信号区, 然后根据接收到的卫星信号强度进行最大值调整, 完成对卫星的精确跟踪^[2]。精确跟踪后天线的指向精度在其波束宽度的十分之一之内, 指向精度很高, 因此可以把天线平台方位轴、俯仰轴角度传感器信息作为观测量引入组合导航系统滤波器, 完成 SAPV 辅助 SINS/GPS 组合导航系统。

通过分析 SINS/GPS 组合导航系统姿态角误差的可观测性^[3-6], 得出其可观测性弱的结论。在分析天线捕获通信卫星原理基础上, 论证了 SAPV 辅助 SINS/GPS 组合导航系统的可行性, 即在天线平台稳定跟踪通信卫星时, 利用天线平台俯仰轴和方位轴的角度传感器信息作为观测量, 采用联邦卡尔曼滤波对 SAPV 和 SINS/GPS 组合导航系统进行数据融合, 以提高组合导航系统的测姿精度。仿真结果表明, SAPV 辅助 SINS/GPS 组合导航系统可以提高组合导航系统的姿态测量精度。

1 SINS/GPS 系统姿态角误差可观测性分析

1.1 组合导航系统数学模型

为分析组合导航系统姿态误差角的可观测性, 同时为简化起见, 陀螺和加速度计误差不作为状态变量, 可得系统状态方程为:

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)W(t) \quad (1)$$

式中, $X = [X_1^T \ X_2^T \ X_3^T]^T$, $X_1 = [\phi_x \ \phi_y \ \phi_z]^T$ 为姿态误差; $X_2 = [\delta v_x \ \delta v_y \ \delta v_z]^T$ 为速度误差; $X_3 = [\delta L \ \delta \lambda \ \delta h]^T$ 为位置误差。

将式(1)展开并进行重新整理可得:

$$\left. \begin{aligned} \dot{X}_1 &= F_{11}X_1 + F_{12}X_2 + F_{13}X_3 + G_1W \\ \dot{X}_2 &= F_{21}X_1 + F_{22}X_2 + F_{23}X_3 + G_2W \\ \dot{X}_3 &= F_{32}X_2 + F_{33}X_3 + G_3W \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

SINS/GPS 组合导航系统选择位置、速度组合模式进行组合。其观测方程为:

$$\begin{bmatrix} Z_p(t) \\ Z_v(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_p(t) \\ H_v(t) \end{bmatrix} X(t) + \begin{bmatrix} V_p(t) \\ V_v(t) \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\text{式中, } Z_p = \begin{bmatrix} (L_{\text{SINS}} - L_{\text{GPS}})(R_M + h) \\ (\lambda_{\text{SINS}} - \lambda_{\text{GPS}})(R_N + h) \cos L \\ h_{\text{SINS}} - h_{\text{GPS}} \end{bmatrix},$$

$$Z_v = [v_{\text{SINSx}} - v_{\text{GPSx}} \quad v_{\text{SINSy}} - v_{\text{GPSy}} \quad v_{\text{SINSz}} - v_{\text{GPSz}}]^T,$$

$$H_p(t) = [0_{3 \times 3} \quad \text{diag}[R_M + h \quad (R_N + h) \cos L \quad 1] \quad 0_{3 \times 6}],$$

$$H_v(t) = [0_{3 \times 3} \quad I_{3 \times 3} \quad 0_{3 \times 6}].$$

将式(3)展开整理可得:

$$\left. \begin{aligned} Z_p &= H_{13}X_3 + V_p \\ Z_v &= X_2 + V_v \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

1.2 姿态角误差可观测性分析

由式(2)和式(4)可知, Z_p 和 Z_v 只与 X_2 和 X_3 有直接关系, 与 X_1 没有直接关系。由 $F_{31} = 0$ 知 X_1 和 X_3 无直接耦合关系。因此, 从信息传递过程来看, 组合导航系统姿态角误差的可观测性完全取决于速度误差与姿态角误差之间的耦合关系。由式(4)得:

$$\left. \begin{aligned} X_2 &= Z_v - V_v \\ X_3 &= H_{13}^{-1}(Z_p - V_p) \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

将式(5)代入式(2)进行整理可得:

$$\left. \begin{aligned} \dot{X}_1 &= F_{11}X_1 + u \\ \dot{Z} &= F_{21}X_1 \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

$$F_{11} = \begin{bmatrix} 0 & m_1 & -m_2 \\ -m_1 & 0 & -m_3 \\ m_2 & m_3 & 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$F_{21} = \begin{bmatrix} 0 & f_z & f_y \\ f_z & 0 & -f_x \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\left. \begin{aligned} m_1 &= \omega_e \sin L + \frac{V_x \tan L}{R_N + h} \\ m_2 &= \omega_e \sin L + \frac{V_x \tan L}{R_N + h} \\ m_3 &= \frac{V_y}{R_M + h} \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

式(6)中, $u = F_{12}(Z_v - V_v) + F_{13}H_{13}^{-1}(Z_p - V_p) + G_1W$,

$$\dot{Z} = \dot{Z}_v - \dot{V}_v - F_{22}(Z_v - V_v) - F_{23}H_{13}^{-1}(Z_p - V_p) - G_2W.$$

因地球半径很大而自转角速率很小, 故由式(9)可知 $m_i (i=1, 2, 3)$ 的值很小。同时, F_{21} 的秩最大是 2, 因此从式(6)可看出, 姿态角误差的可观测性很弱。

当载体运动比较平稳或处于静止状态时, f_x 和 f_y 非常小, 但 f_z 由于重力加速度的存在而比较大, 因此由式(8)可知方位角误差的可观测性要弱于水平姿态角误差的可观测性。

2 天线指向矢量辅助 SINS/GPS 数学模型

2.1 天线指向矢量信息与导航误差关系数学推导

记通信卫星在地球坐标系下的坐标为 $[x_s \ y_s \ z_s]^T$, 在卫星天线初始捕获通信卫星时, 载体在地球坐标系下的位置为 $[x_b \ y_b \ z_b]^T$, 可得天线至通信卫星在地球坐标系、地理坐标系以及载体坐标系下的矢量分别为:

$$\mathbf{r}_s = [x_s - x_b \ y_s - y_b \ z_s - z_b]^T \quad (10)$$

$$\mathbf{r}_s = \mathbf{C}_s^b \mathbf{r}_b \quad (11)$$

$$\mathbf{r}_b = [\Delta x \ \Delta y \ \Delta z]^T = \mathbf{C}_s^b \mathbf{r}_s \quad (12)$$

假设天线平台绕方位轴旋转角度 φ_a , 绕俯仰轴旋转俯仰角 θ_a 天线对准通信卫星, 可得:

$$\left. \begin{aligned} \varphi_a &= \arctan(\Delta y / \Delta x) \\ \theta_a &= \arctan(-\Delta z / \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2}) \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

由式(13)可得:

$$\left. \begin{aligned} \delta\varphi &= \frac{-\Delta y}{\Delta x^2 + \Delta y^2} \delta\Delta x + \frac{\Delta x}{\Delta x^2 + \Delta y^2} \delta\Delta y \\ \delta\theta &= \frac{\Delta x \Delta z}{\rho^2 \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2}} \delta\Delta x + \frac{\Delta y \Delta z}{\rho^2 \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2}} \delta\Delta y - \frac{\sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2}}{\rho^2} \delta\Delta z \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

式中, $\delta\mathbf{r}_b = [\delta\Delta x \ \delta\Delta y \ \delta\Delta z]^T$ 为由载体组合导航系统的位置和姿态测量误差而计算出的天线至通信卫星矢量的偏差^[7]。将式(14)写成矩阵形式为:

$$[\delta\varphi \ \delta\theta]^T = \mathbf{A} \delta\mathbf{r}_b \quad (15)$$

式中,

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \frac{-\Delta y}{\Delta x^2 + \Delta y^2} & \frac{\Delta x}{\Delta x^2 + \Delta y^2} & 0 \\ \frac{\Delta x \Delta z}{\rho^2 \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2}} & \frac{\Delta y \Delta z}{\rho^2 \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2}} & -\frac{\sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2}}{\rho^2} \end{bmatrix},$$

$\rho = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2}$ 为天线至卫星矢量长度。

设导航系统位置误差 $\delta\mathbf{P} = [\delta L \ \delta\lambda \ \delta h]^T$, 根据式(10)和导航系统输出信息计算得出, 地球坐标系下天线至通信卫星矢量与导航系统位置误差关系为^[8]:

$$\mathbf{r}_s = \begin{bmatrix} x_s - (R_N + h + \delta h) \cos(L + \delta L) \cos(\lambda + \delta\lambda) \\ y_s - (R_N + h + \delta h) \cos(L + \delta L) \sin(\lambda + \delta\lambda) \\ z_s - (R_N(1-f)^2 + h + \delta h) \sin(L + \delta L) \end{bmatrix} \quad (16)$$

对式(16)进行泰勒展开, 忽略二阶以上小量得:

$$\mathbf{r}_s = \mathbf{r}_b + \mathbf{B} \delta\mathbf{P} \quad (17)$$

式中,

$$\mathbf{B} =$$

$$\begin{bmatrix} (R_N + h) \sin L \cos \lambda & (R_N + h) \cos L \sin \lambda & -\cos L \cos \lambda \\ (R_N + h) \sin L \sin \lambda & -(R_N + h) \cos L \cos \lambda & -\cos L \sin \lambda \\ -(R_N(1-f)^2 + h) \cos L & 0 & -\sin L \end{bmatrix}.$$

计算得载体坐标系下天线至通信卫星矢量为:

$$\mathbf{r}_{bc} = \mathbf{C}_n^b \mathbf{C}_s^b \mathbf{r}_{sc} \quad (18)$$

式中, \mathbf{C}_n^b 为计算的地理坐标系至载体坐标系的转换矩阵, 由于惯导系统平台失准角的存在, 使其和真实的 \mathbf{C}_s^b 不一致。记平台失准角为 $\varphi = [\phi_x \ \phi_y \ \phi_z]^T$, 忽略二阶小量后, 两者的关系为:

$$\mathbf{C}_s^b = \mathbf{C}_s^b [\mathbf{I} + \varphi \times] \quad (19)$$

式中, \mathbf{I} 为 3×3 单位阵, $\varphi \times$ 为反对称阵。假设计算出的地理坐标系与真实地理坐标系存在误差角 $\theta = [\theta_x \ \theta_y \ \theta_z]^T$, 它与位置误差之间的关系为:

$$\theta = \mathbf{D} \delta\mathbf{P} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos L & 0 \\ 0 & \sin L & 0 \end{bmatrix} \delta\mathbf{P} \quad (20)$$

忽略二阶小量得 \mathbf{C}_s^b 与 \mathbf{C}_s^b 的关系为:

$$\mathbf{C}_s^b = [\mathbf{I} - \theta \times] \mathbf{C}_s^b \quad (21)$$

将式(17)(19)(21)代入式(18)可得:

$$\mathbf{r}_{bc} = \mathbf{C}_n^b [\mathbf{I} + \varphi \times] [\mathbf{I} - \theta \times] \mathbf{C}_s^b (\mathbf{r}_b + \mathbf{B} \delta\mathbf{P}) \quad (22)$$

忽略式(22)二阶小量, 代入式(15)得到 $\delta\varphi$ 、 $\delta\theta$ 与导航系统平台误差角与位置误差之间的关系为:

$$[\delta\varphi \ \delta\theta]^T = -\mathbf{A} \mathbf{C}_s^b [\mathbf{r}_s \times] \varphi + \mathbf{A} (\mathbf{C}_s^b \mathbf{C}_s^b \mathbf{B} + \mathbf{C}_s^b [\mathbf{r}_s \times] \mathbf{D}) \delta\mathbf{P} \quad (23)$$

以载体位置误差最大值 100 m 为例, 假设载体的位置为 (116°E, 39°N, 0 m), 通信卫星的经纬度和高度为 138°E、0°、3.5785×10⁷ m, 载体的方位角为 100°, 横滚角为 0°, 俯仰角为 0°, 则通过计算可得:

$$\mathbf{A} (\mathbf{C}_s^b \mathbf{C}_s^b \mathbf{B} + \mathbf{C}_s^b [\mathbf{r}_s \times] \mathbf{D}) = \begin{bmatrix} 0.4547 & 0.8011 & 0 \\ -0.8376 & 0.2001 & 0 \end{bmatrix} \quad (24)$$

$$\delta\mathbf{P} = [2.0175 \times 10^{-5} \ 1.5679 \times 10^{-5} \ 100]^T \quad (25)$$

由式(24)和式(25)乘积结果知位置误差对 $\delta\varphi$ 、 $\delta\theta$ 的影响非常小, 可以忽略不计, 故可简化为:

$$[\delta\varphi \ \delta\theta]^T = -\mathbf{A} \mathbf{C}_s^b [\mathbf{r}_s \times] \varphi \quad (26)$$

2.2 SINS/GPS/天线指向矢量信息组合模型

联邦滤波器具有算法简单、计算量小、容错性好的优点^[9-10]，故采用联邦滤波器对整个系统进行数据融合处理。

2.2.1 系统状态方程

捷联惯性导航系统采用指北方位坐标系（东北天）作为导航坐标系，系统的状态变量取为 $X(t)=[\phi_x \ \phi_y \ \phi_z \ \delta v_x \ \delta v_y \ \delta v_z \ \delta L \ \delta \lambda \ \delta h \ \varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z \ \nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z]^T$ ，其中： $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ 为陀螺常值漂移； $\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z$ 为加速度计零偏。

捷联惯性导航系统状态方程为：

$$\dot{X}(t)=F(t)X(t)+W(t) \tag{27}$$

式中， $F(t)$ 为系统矩阵， $W(t)$ 为系统噪声。

2.2.2 系统观测方程

观测方程可以分为两部分，一部分为 GPS 的观测方程，另一部分为天线指向矢量信息观测方程。

① SINS/GPS 组合构建观测方程

GPS 观测方程中取 GPS 的位置、速度为观测量，观测方程为：

$$Z_1(t)=H_1(t)X(t)+V_1(t) \tag{28}$$

式中， $Z_1=[Z_p^T \ Z_v^T]^T$ ， Z_p 和 Z_v 如式(3)所示， $V_1(t)$ 为 GPS 位置和速度的测量噪声。

② SAPV 构建观测方程

取 SAPV 观测方程中计算出的天线平台方位角、俯仰角与直接从平台角度传感器输出的差值作为观测量，观测方程为：

$$Z_2(t)=H_2(t)X(t)+V_2(t) \tag{29}$$

式中， $Z_2(t)=[\varphi_{ac}-\varphi_a \ \theta_{ac}-\theta_a]^T$ ， $V_2(t)$ 为天线指向矢量信息的量测噪声， $H_2(t)=[-AC_g^b[r_g \times] \ 0_{2 \times 12}]$ 。

3 仿真分析

3.1 仿真条件及结果

为验证移动载体 SAPV 辅助组合导航系统的性能，对有无 SAPV 辅助的 SINS/GPS 组合导航误差进行仿真比较。假设移动载体卫星通信天线在对准通信卫星后静止不动，利用此时的 SAPV 辅助组合导航系统进行仿真。仿真条件如表 1 所示。

SINS/GPS 组合导航系统在有天线指向矢量信息辅助和无天线指向矢量信息辅助的情况下，其组合导航误差比较结果如图 1~图 6 和表 2 所示。

表 1 仿真条件设置

Tab. 1 The simulation setting

参数	值
初始位置[经度 纬度 高度]	[116°E, 39°N, 0 m]
初始姿态角[方位 横滚 俯仰]	[100°, 0°, 0°]
陀螺的常值漂移、随机漂移	0.1°/h, 0.01°/h
加速度计的零偏、随机漂移	500 μg, 100 μg
GPS位置精度、速度精度	10 m, 0.5 m/s
GPS输出频率	1 Hz
天线指向精度	0.05°
通信卫星所处经度	138.0°E
仿真时间	500 s

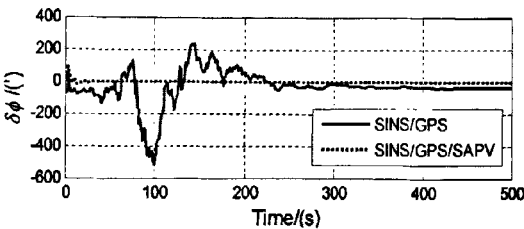


图 1 方位角误差

Fig.1 Azimuth error

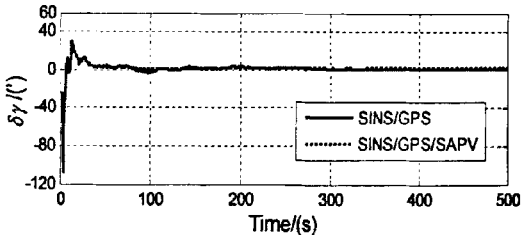


图 2 横滚角误差

Fig.2 Roll error

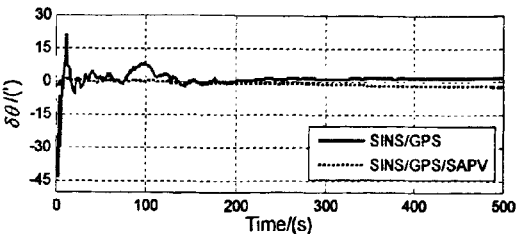


图 3 俯仰角误差

Fig.3 Pitch error

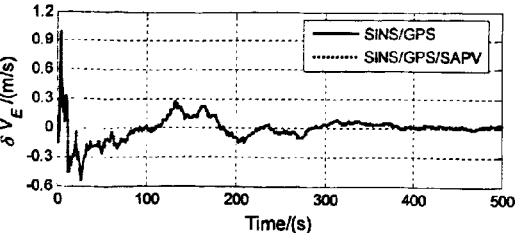


图 4 东向速度误差

Fig.4 East velocity error

3.2 仿真结果分析

从仿真结果图 1~图 3 及表 2 可以看出,采用 SAPV 的组合导航系统的姿态精度有明显改善,特别是对组合导航系统的方位角具有很好的校正作用,有 SAPV 辅助时组合导航系统 30 s 以内可以估计出姿态误差,能够有效弥补 SINS/GPS 组合导航系统姿态角误差可观测性差的缺陷。

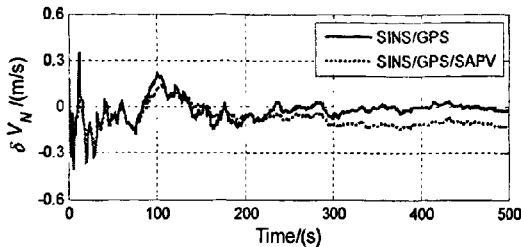


图 5 北向速度误差
Fig. 5 North velocity error

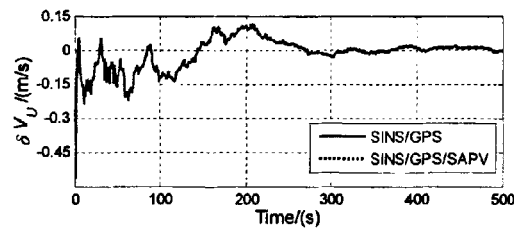


图 6 天向速度误差
Fig. 6 Up velocity error

表 2 有无线指向矢量辅助组合导航系统误差统计
Tab.2 Statistics of integrated navigation system error

	平均值		均方差	
	状态1	状态2	状态1	状态2
$\Delta\varphi/^{\circ}$	-76.9119	-0.3550	98.5442	2.8714
$\delta\gamma/^{\circ}$	1.1392	0.4296	3.7765	3.7504
$\delta\theta/^{\circ}$	1.2096	-1.1423	3.2584	0.7877
$\delta\dot{x}/(\text{m/s})$	0.0312	0.0290	0.0951	0.0952
$\delta\dot{y}/(\text{m/s})$	-0.0106	-0.0531	0.0851	0.0670
$\delta\dot{z}/(\text{m/s})$	-0.0055	-0.0052	0.0869	0.0870

注: 状态 1-SINS/GPS; 状态 2-SINS/GPS/SAPV。

从图 4~图 6 及表 2 可以看出,速度精度在有无线 SAPV 辅助的情况下基本一致,这是因为作为观测量的 SAPV 的方位角和俯仰角只与载体的姿态和位置有关,而由于载体距离地球静止轨道卫星非常远,载体的速度误差反应到天线的指向信息变化很小,因此对速度误差的可观测性差。而载体的姿态误差将显著影响天线的指向,因而对姿态精度改善明显。

4 结论

通过研究 SINS/GPS 组合导航系统姿态角误差的可观测性,得出其可观测性差的结论,为充分利用移动载体通信卫星天线捕获卫星后高精度的指向矢量信息,提出在不增加天线平台硬件设备的情况下,利用卫星通信天线平台的方位角和俯仰角传感器的角度信息辅助 SINS/GPS 组合导航系统提高组合导航系统的测姿精度。此方法充分利用了组合导航系统和天线平台的各种信息,使整个系统的性能达到最优化。计算机仿真试验验证了所建数学模型的正确性以及天线指向矢量信息辅助 SINS/GPS 组合导航系统的可行性,对工程实现具有重要的参考价值和意义。

参考文献 (References):

[1] 李秋霞. 舰载数据通信天线稳定平台系统研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2008.

[2] 张加娟, 雷电. 车载卫星天线控制系统的设计[J]. 计算机工程与设计, 2007, 28 (11): 2708-2712. ZHANG Jiajuan, LEI Dian. Design and study of control system of satellite antenna used in vehicle[J]. Computer Engineering and Design, 2007, 28 (11): 2708-2712.

[3] Sinpyo Hong, Ho-Hwan Chun, Sun-Hong Kwon, et al. Observability measures and their application to GPS/INS[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2008, 57(1): 97-106.

[4] Becker M, Bestmann U, Schwithal A, et al. Observability of integrated navigation system states under varying dynamic conditions and aiding techniques[J]. Position Location and Navigation Symposium. 2010: 632-638.

[5] HU Xiao-mao, LIU Fei, WENG Hai-na. Observability analysis of MSINS/GPS complete integrated system[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2011, 19(1): 38-44.

[6] 孔星炜, 郭美凤, 董景新. 捷联惯导快速传递对准的可观测性与机动方案[J]. 清华大学学报, 2010, 50(2): 232-236. KONG Xing-wei, GUO Mei-feng, DONG Jing-xin. Observability and maneuvering for rapid transfer alignment of a strapdown inertial navigation system[J]. J Tsinghua Univ (Sci & Tech), 2010, 50(2): 232-236.

[7] 罗世杰, 罗建军, 周葵滨, 等. 视线角辅助捷联惯导组合导航系统研究[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(2): 1084-1086. LUO Shi-jie, LUO Jian-jun, ZHOU Jiang-bin, et al. On improving strapdown inertial navigation system with angle of sight[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2006, 26(2): 1084-1086.

[8] Rogers R M. Applied mathematics in integrated navigation systems[M]. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.

[9] Yong-hong Hu, Zhong-ke Shi, Wei Tang. Data fusion approach for altitude location error estimation for unmanned aerial vehicle using federated filter[J]. IEEE International Conference on Industrial Technology, 2005: 726-728.

[10] Edelmayer A, Miranda M, Nebehaj V. Cooperative federated filtering approach for enhanced position estimation and sensor fault tolerance in ad-hoc vehicle networks[J]. IET Intell. Transp. Syst, 2010, 4(1): 82-92.

如何学习天线设计

天线设计理论晦涩高深, 让许多工程师望而却步, 然而实际工程或实际工作中在设计天线时却很少用到这些高深晦涩的理论。实际上, 我们只需要懂得最基本的天线和射频基础知识, 借助于 HFSS、CST 软件或者测试仪器就可以设计出工作性能良好的各类天线。

易迪拓培训(www.edatop.com)专注于微波射频和天线设计人才的培养, 推出了一系列天线设计培训视频课程。我们的视频培训课程, 化繁为简, 直观易学, 可以帮助您快速学习掌握天线设计的真谛, 让天线设计不再难...



HFSS 天线设计培训课程套装

套装包含 6 门视频课程和 1 本图书, 课程从基础讲起, 内容由浅入深, 理论介绍和实际操作讲解相结合, 全面系统的讲解了 HFSS 天线设计的全过程。是国内最全面、最专业的 HFSS 天线设计课程, 可以帮助你快速学习掌握如何使用 HFSS 软件进行天线设计, 让天线设计不再难...

课程网址: <http://www.edatop.com/peixun/hfss/122.html>

CST 天线设计视频培训课程套装

套装包含 5 门视频培训课程, 由经验丰富的专家授课, 旨在帮助您从零开始, 全面系统地学习掌握 CST 微波工作室的功能应用和使用 CST 微波工作室进行天线设计实际过程和具体操作。视频课程, 边操作边讲解, 直观易学; 购买套装同时赠送 3 个月在线答疑, 帮您解答学习中遇到的问题, 让您学习无忧。

详情浏览: <http://www.edatop.com/peixun/cst/127.html>



13.56MHz NFC/RFID 线圈天线设计培训课程套装

套装包含 4 门视频培训课程, 培训将 13.56MHz 线圈天线设计原理和仿真设计实践相结合, 全面系统地讲解了 13.56MHz 线圈天线的工作原理、设计方法、设计考量以及使用 HFSS 和 CST 仿真分析线圈天线的具体操作, 同时还介绍了 13.56MHz 线圈天线匹配电路的设计和调试。通过该套课程的学习, 可以帮助您快速学习掌握 13.56MHz 线圈天线及其匹配电路的原理、设计和调试...

详情浏览: <http://www.edatop.com/peixun/antenna/116.html>



关于易迪拓培训:

易迪拓培训(www.edatop.com)由数名来自于研发第一线的资深工程师发起成立,一直致力和专注于微波、射频、天线设计研发人才的培养;后于 2006 年整合合并微波 EDA 网(www.mweda.com),现已发展成为国内最大的微波射频和天线设计人才培养基地,成功推出多套微波射频以及天线设计经典培训课程和 ADS、HFSS 等专业软件使用培训课程,广受客户好评;并先后与人民邮电出版社、电子工业出版社合作出版了多本专业图书,帮助数万名工程师提升了专业技术能力。客户遍布中兴通讯、研通高频、埃威航电、国人通信等多家国内知名公司,以及台湾工业技术研究院、永业科技、全一电子等多家台湾地区企业。

我们的课程优势:

- ※ 成立于 2004 年, 10 多年丰富的行业经验
- ※ 一直专注于微波射频和天线设计工程师的培养,更了解该行业对人才的要求
- ※ 视频课程、既能达到了现场培训的效果,又能免除您舟车劳顿的辛苦,学习工作两不误
- ※ 经验丰富的一线资深工程师主讲,结合实际工程案例,直观、实用、易学

联系我们:

- ※ 易迪拓培训官网: <http://www.edatop.com>
- ※ 微波 EDA 网: <http://www.mweda.com>
- ※ 官方淘宝店: <http://shop36920890.taobao.com>