

文章编号: 1000-6893(2001) 02-0121-04

用于 SAR 运动补偿的 DGPS/SINS 组合系统研究

曹福祥¹, 保 铮¹, 袁建平², 郑 谔²

(1. 西安电子科技大学 雷达信号处理重点实验室, 陕西 西安 710071)

(2. 西北工业大学 航天工程学院, 陕西 西安 710072)

DGPS/SINS INTEGRATED SYSTEM USED IN SAR MOTION COMPENSATION

CAO Fu-xiang¹, BAO Zheng¹, YUAN Jian-ping², ZHENG E²

(1. Key Laboratory for Radar Signal Processing, Xidian University, Xi an 710071, China)

(2. College of Astronautics, Northw estern Polytechnical University, Xi an 710072, China)

摘 要: 使用考虑位置误差相关项的伪距率观测模型, 研究了用于合成孔径雷达运动补偿的差分 GPS/SINS 伪距率组合系统。结果表明, 组合系统的长期位置精度能达到 1m 左右。GPS 数据更新率低于 INS, 在 GPS 测量时间间隔内, 组合系统的性能仅由 INS 决定。虽然 INS 误差随时间积累, 在 GPS 数据更新率为 1s 的情况下, 即使采用中等精度的惯性仪表, 其相对位置精度为厘米级(这里相对位置精度指组合系统在 GPS 测量时间间隔内位置误差的变化范围)。

关键词: 差分 GPS; 捷联式惯性导航系统; 卡尔曼滤波; 合成孔径雷达; 运动补偿

中图分类号: V 243 **文献标识码:** A

Abstract: Nowadays higher resolution image from an airborne Synthetic Aperture Radar (SAR) is needed in both civil and military usage, so more accurate motion compensation should be applied to the radar returns to reduce image degradation caused by spurious motion of antenna phase center (APC). As Global Positioning System (GPS) became practical usage, the SARMCS using the information of GPS has received increasing attention. The main aim using GPS/INS integrated system in navigation is to improve long-term accuracy. For SAR motion compensation, both long-term accuracy and short-term accuracy are important. DGPS technique can dramatically improve the precision of GPS. DGPS/SINS integrated system for SAR motion compensation is studied in this paper. First, the principle of DGPS/SINS pseudo-range and pseudo-range rate integrated system is described, then the state equations and precise measurement model concerning position error is given, and finally the algorithm of integrated system Kalman filter and error propagation of INS are newly described. Simulation results show that even if middle accuracy INS instrument is used, the long-term position error of integrated system is about 1m and relative change of position error in the time interval of GPS measurement is smaller than 1 centimeter. This conclusion is valuable in the practical design of motion compensation systems for airborne SAR.

Key words: differential GPS; strapdown INS; Kalman filter; synthetic aperture radar; motion compensation

合成孔径雷达(Synthetic Aperture Radar, SAR)以载体进行匀速直线运动为基础,但实际上机载 SAR 在飞行时,受气流、高空风以及设备性能等因素影响,不可能保持匀速直线运动状态。为获得高品质图象,必须利用运动传感器输出信息减小或消除天线相位中心(Antenna Phase Center, APC)有害运动的影响^[1]。由于在合成孔径时间内, SAR 信号处理器需要对近千个回波脉冲进行相干处理,所以 SAR 运动补偿对数据更新

率的要求比航空导航更高。

现代机载 SAR 以安装天线平台上尽可能靠近 APC 位置的捷联式惯性测量装置(Inertial Measurement Unit, IMU)作为运动线感器。在载机运动过程中,以 IMU 测量天线平台相对于惯性空间的角速度和加速度,通过捷联式惯性导航系统(Strapdown INS)力学方程编排求得 IMU 安装点的运动信息。由于 IMU 距 APC 较近,可近似认为其间为刚体结构,经较短的杠杆臂校正后,便可得到精确的 APC 运动信息^[1]。

SINS 虽可提供完备、连续及高数据更新率的运动信息,但其定位误差随时间增长。GPS

收稿日期: 1999-12-27; 修订日期: 2000-05-30

基金项目: 国家自然科学基金(69831040)及中国博士后科学基金资助项目

文章网址: <http://www.hkxb.net.cn/hkxb/2001/02/0121/>

(Global Positioning System) 能连续而精确地提供用户在地球或近地空间的三维位置、速度及时间信息, 具有定位误差不随时间累积、全球覆盖、全天候工作等特点。利用 DGPS 技术进行差分处理, 可大大减小或消除同一地区内 GPS 测量中缓慢变化的系统误差(包括 GPS)。GPS 的数据更新率一般为 1Hz, DGPS/INS 组合系统可把 DGPS 的高精度和 SINS 的高数据更新率有机地结合起来, 是一种理想的 SAR 运动补偿传感器。

目前关于 GPS/SINS 组合系统的研究, 多以导航为目的, 主要关心长期累积误差, 未给出短期(如 1s 时间间隔内)精度的定量结论^[2~4]。文献[2]指出, 由于在组合中无法知道系统的真实位置, 仅使用一阶泰勒展开的伪距、伪距率观测方程不够精确, 导致卡尔曼滤波器不能准确地估计系统状态, 结果伪距、伪距率组合效果不理想。

1 DGPS/SINS 系统工作原理

DGPS/SINS 组合系统的方框图如图 1 所示。DGPS 指伪距差分 GPS, 首先把 1 台参考 GPS 接收机放在位置已精确测定的点上, 测量出该点至所有可见卫星的伪距, 收集星历数据, 由采集的轨道参数计算出每一时刻卫星在地球坐标系(ECEF 系)中的坐标, 利用参考点已知坐标, 计算每一时刻参考站到各可见星的真实距离; 接着以参考接收机测得的参考点至各可见星的伪距减去计算得到的真实距离, 便得到伪距修正量 $\Delta\rho$, 然后通过 UHF 数据链, 将伪距修正量实时地发送给机载 GPS 接收机。最后以机载 GPS 接收机测得的载机至各可见星的伪距, 减去 $\Delta\rho$, 得到差分伪距测量值 ρ_{DC} 。

图 1 中 IMU 测得天线平台相对于惯性空间的角速度和加速度, 再利用气压高度信息阻尼高

度通道, 通过捷联式惯导(SINS)力学编排算法, 实时地计算雷达 APC 的高频运动信息。然后利用 SINS 算法得到的位置和机载 GPS 接收机测得的可见星星历, 选择最佳导航星座, 计算 SINS 输出位置至被选中卫星的伪距 ρ_i , 减去差分伪距测量值 ρ_{DC} , 得到 DGPS/SINS 组合系统的伪距 $\delta\rho_m$ 观测。同样, 计算 SINS 输出位置至被选中卫星的伪距率 ρ , 减去机载 GPS 接收机测得的伪距率 ρ_c , 可得 DGPS/SINS 组合系统的伪距率观测量 $\delta\rho_m$ 。最后利用 Kalman 滤波器, 估计 SINS 误差状态, 对其输出进行校正。

2 系统模型及算法

(1) 系统状态方程 以东北天导航坐标系为建立动力学方程的基准坐标系, 得 DGPS/SINS 组合系统状态方程为

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

式中: $X(t)$ 为系统状态向量; $W(t)$ 为系统噪声向量; $F(t)$ 为系统矩阵; $G(t)$ 为系统噪声矩阵。

$$X(t) = [\delta v_x \quad \delta v_y \quad \delta v_z \quad \phi_x \quad \phi_y \quad \phi_z \quad \delta L \quad \delta \lambda \quad \delta h_i \quad \epsilon_{xb} \quad \epsilon_{yb} \quad \epsilon_{zb} \quad \nabla_{xb} \quad \nabla_{yb} \quad \nabla_{zb} \quad \delta h_b \quad \delta \rho_{dr} \quad \delta \rho_{drr}]^T \quad (2)$$

共 18 个误差状态, 式中: 下标 x, y, z 分别代表导航坐标系东、北、天 3 个轴向; 下标 x_b, y_b, z_b 分别代表机体坐标系右翼、纵轴和竖直向上 3 个轴向; 下标 dr, drr 分别表示 GPS 接收机差分距离及差分距离率; $\delta v_x, \delta v_y, \delta v_z$ 分别代表沿东北天方向的速度误差; ϕ_x, ϕ_y, ϕ_z 为平台的俯仰、滚转和偏航角误差; $\delta L, \delta \lambda$ 分别代表纬度、经度误差; δh_i 为 INS 高度误差; $\epsilon_{xb}, \epsilon_{yb}, \epsilon_{zb}$ 为机体坐标系 3 个轴向陀螺的随机漂移; $\nabla_{xb}, \nabla_{yb}, \nabla_{zb}$ 为机体坐标系 3 个轴向加速度计随机误差; δh_b 为气压高度误差; $\delta \rho_{dr}$ 为与 GPS 接收机等效时钟误差相应的差

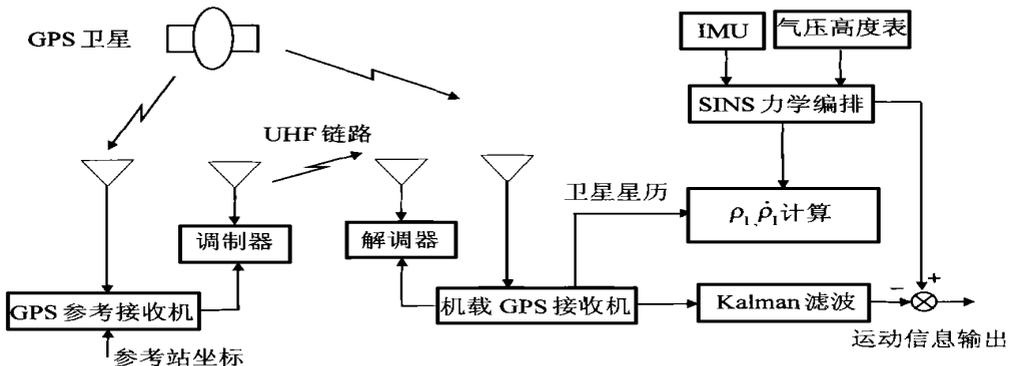


图 1 DGPS/SINS 组合系统方框图

Fig. 1. Block diagram of DGPS/SINS integrated system.

分距离误差; $\delta\rho_{dr}$ 为与等效时钟频率误差相应的距离率误差。

这里把陀螺漂移和加速度计误差看作是由随机常数、一阶马尔可夫过程和白噪声组成。为便于工程实现, 将惯性仪表误差中的随机常数和一阶马尔可夫过程均合并为一个状态, 这样可将状态变量由 24 个减少为 18 个, 大大减小卡尔曼滤波器的计算量。

$$W(t) = \begin{bmatrix} w_{xa} & w_{ya} & w_{za} & w_{xg} & w_{yg} & w_{zg} \\ w_{xe} & w_{ye} & w_{ze} & w_{xv} & w_{yv} & w_{zv} \\ w_b & w_{\rho dr} & w_{\rho dr} \end{bmatrix}^T \quad (3)$$

式中: w_{xa}, w_{ya}, w_{za} 分别表示加速度计误差模型沿机体三轴的白噪声; w_{xv}, w_{yv}, w_{zv} 分别表示加速度计误差沿机体三轴的一阶马尔可夫过程模型中的白噪声; w_{xg}, w_{yg}, w_{zg} 分别表示陀螺漂移模型沿机体三轴的白噪声; w_{xe}, w_{ye}, w_{ze} 分别表示陀螺漂移沿机体三轴的一阶马尔可夫过程模型中的白噪声; w_b 为气压高度表误差模型中的白噪声; $w_{\rho dr}, w_{\rho dr}$ 分别表示 GPS 接收机等效距离误差及等效距离率误差模型中的白噪声。

根据惯导系统误差方程、陀螺仪和加速度计误差特性、气压高度表以及 GPS 接收机误差特性^[3]可以确定 $F(t)$ 和 $G(t)$ 。

(2) 系统观测方程 DGPS/SINS 组合时, 利用 SINS 力学编排求得的位置、速度信息和 GPS 卫星星历计算飞机至选中的 1 组 GPS 卫星的伪距和伪距率, 减去差分修正后的 GPS 接收机伪距观测和伪距率观测值, 得到卡尔曼滤波器的观测值。

由于在组合中无法准确知道系统的真实位置, 如果计算惯导输出位置至卫星的伪距时, 仅使用一阶泰勒展开式, 组合效果不理想。下面给出在伪距率观测模型中考虑位置误差相关项时, 差分伪距、伪距率联合组合的观测方程

$$Z(t) = H(t)X(t) + V(t) \quad (4)$$

$$H(t) = \begin{bmatrix} D_b & \mathbf{0}_{4 \times 3} & D_p & \mathbf{0}_{4 \times 7} & \mathbf{0}_{4 \times 1} & D_{\rho dr} \\ \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & eD_a & \mathbf{0}_{4 \times 7} & D_{\rho dr} & \mathbf{0}_{4 \times 1} \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: $D_v = eC_n^c, D_p = eD_E + ED_a,$
 $D_{\rho dr} = [1 \ 1 \ 1 \ 1]^T, D_{\rho dr} = [1 \ 1 \ 1 \ 1]^T;$
 $e = [e_{ij}]_{4 \times 3}, (i = 1, 2, 3, 4 \ j = x, y, z),$
 $e_{ix} = (x - x_{si})/r_i, e_{iy} = (y - y_{si})/r_i,$
 $e_{iz} = (z - z_{si})/r_i,$

$$r_i = \sqrt{(x - x_{si})^2 + (y - y_{si})^2 + (z - z_{si})^2};$$

$$E = [E_{ij}]_{4 \times 3}, (i = 1, 2, 3, 4 \ j = x, y, z),$$

$$E_{ix} = \frac{(x - x_{si} - r_i e_{ix})}{r_i},$$

$$E_{iy} = \frac{(y - y_{si} - r_i e_{iy})}{r_i},$$

$$E_{iz} = \frac{(z - z_{si} - r_i e_{iz})}{r_i},$$

$$r_i = e_{ix}(x - x_{si}) + e_{iy}(y - y_{si}) + e_{iz}(z - z_{si})$$

上述各式中: $(x \ y \ z)$ 为飞机在地球坐标系中的真实位置; $(x_{si} \ y_{si} \ z_{si})$ 为第 i 颗卫星在地球坐标系中的位置; r_i 为飞机真实位置至第 i 颗卫星的距离; $\lambda \ L, h$ 分别为飞机的经度、纬度和高度; C_n^e 为导航坐标系到地球坐标系的变换矩阵。矩阵 D_a 和 D_E 详见文献 [5]。

(3) 组合系统算法 与 Kalman 滤波更新周期 Δt 相比 (即 GPS 数据更新周期), 惯导能以较短的时间间隔 Δt_i 输出数据。航空遥感要求很高的运动数据更新率, 希望能充分利用运动传感器的测量信息。以 Δt 为步长解算卡尔曼滤波方程, 估计系统状态; 以 Δt_i 为步长解算系统自身的误差及协方差传播方程, 得到 $k\Delta t < t < (k+1)\Delta t (k = 1, 2, \dots)$ 时系统的误差和协方差。前者反映用 GPS 测量信息对系统误差状态的估计, 后者反映 INS 系统本身的误差及协方差特性。

3 仿真结果

使用的飞行轨迹如图 2 所示, 包括滑跑加速、离地加速、爬升加速、转弯加速、拉平和巡航等飞行阶段, 初始位置为北纬 30°; 东经 120°; 飞行时间为 3000s。

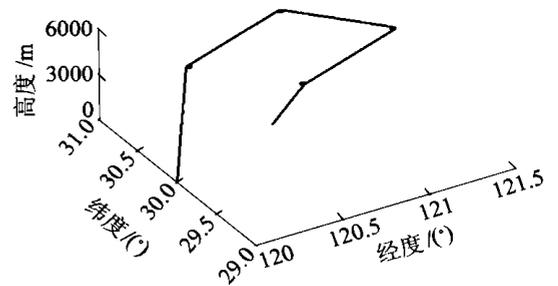


图 2 飞机飞行轨迹(0 ~ 3000s)

Fig. 2 Airplane flight trajectory (0 ~ 3000 s)

假设在机体坐标系三轴使用性能相同的陀螺仪和加速度计, 陀螺漂移中随机常数的标准差为 0.5 ρh , 随机漂移 (一阶马尔可夫过程) 的标准差为 0.1 ρh , 相关时间为 30min, 白噪声分量标准差为 0.02 ρh ; 加速度计误差中随机常数的标准差为 $10^{-4} g$, 随机误差 (一阶马尔可夫过程) 的标准差为 $10^{-6} g$, 相关时间为 5min, 白噪声分量标准差为

$10^{-6}g$ 。导航信息初始值(标准差)为:姿态角误差 300,位置误差 50m,速度误差 0.6m/s。

取差分处理后 GPS 接收机的伪距测量误差为 $3m^{[6]}$,伪距率测量误差为 0.1m/s;每 1s 进行 1 次组合。图 3~图 6 为在 0~3000s, 505~506s 两个时间段内东向速度、位置误差仿真结果。

4 结 论

DGPS/SINS 组合系统的长期位置精度为 1m 左右。在 GPS 测量时间间隔为 1s 时,即使采用中等精度的惯性仪表,其相对位置精度能达到厘米级。值得一提的是,虽然 DGPS/SINS 组合系统能达到较高的位置精度,但实时应用中,该方式需在地面参考站之间实时传输数据,较复杂。

参 考 文 献

- [1] Carrara W G, et al. Spotlight SAR[M]. London: Artech House Inc, 1995. 15~55.
- [2] 王艳东,黄继勋,范跃祖. GPS/SINS 组合导航系统半实物仿真[J]. 北京航空航天大学学报,1999, 25(3): 299~301.
- [3] 袁信,俞济祥,陈哲. 导航系统[M]. 北京:航空工业出版社,1993. 190~196.
- [4] Upadhyay T, et al. Autonomous GPS/SINS navigation experiment for space transfer vehicle [J]. IEEE Trans on AES, 1993, 29(3):772~784.
- [5] 曹福祥. 机载合成孔径雷达运动补偿研究[D]. 西安:西北工业大学,1999.
- [6] Rankis K. GPS and differential GPS: an error model for sensor simulation[A]. In: Proceedings of IEEE PLANS 1994 [C]. Las Vegas, Nevada, 1994. 260~266.

作者简介:



曹福祥 男,1966年9月生,1987年获哈尔滨科技大学工学学士学位,1990年获中国空间技术研究院工学硕士学位,1999年4月获西北工业大学工学博士学位,目前在西安电子科技大学雷达信号处理重点实验室从事博士后研究。研究方向为:SAR运动补偿、GPS/INS组合系统、卫星通信与测控等。E-mail:

fxcao@rsp.xidian.edu.cn



保 铮 男,1927年生,教授,博士生导师,中国科学院院士、中国电子学会会士。研究领域为雷达信号处理及现代信号处理。

袁建平 男,1957年生,教授,博士生导师,西北工业大学航天工程学院院长,中国GPS应用协会导航分会副主任,研究领域为飞行力学,GPS应用,导航制导与控制。

郑 谔 男,西北工业大学教授。研究领域为惯性导航与组合导航。

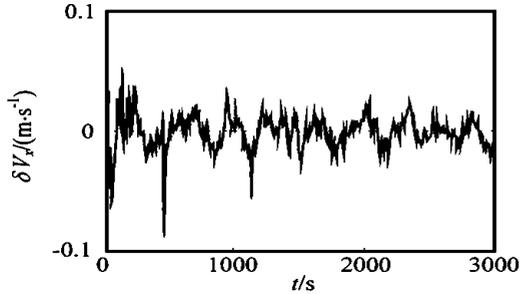


图 3 东向速度误差

Fig. 3 East velocity error

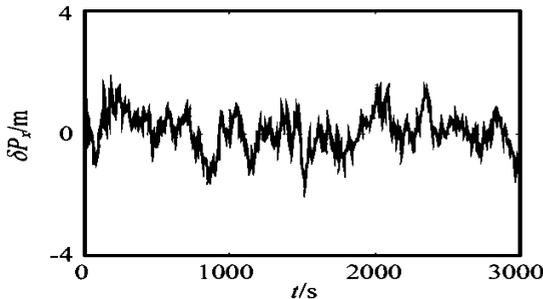


图 4 东向位置误差

Fig. 4 East position error

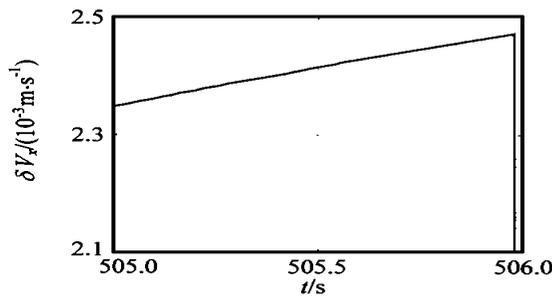


图 5 东向速度误差

Fig. 5 East velocity error

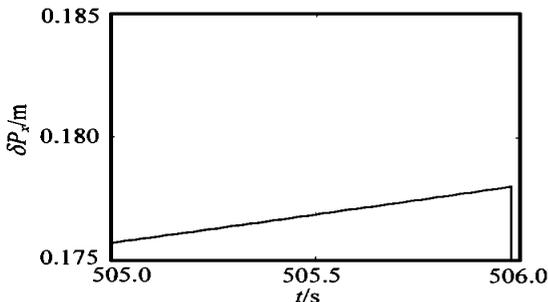


图 6 东向位置误差

Fig. 6 East position error