

DGPS/SINS 紧组合进近着陆技术研究

庞春雷¹, 赵修斌¹, 余永林¹, 宋立梅²

(1. 空军工程大学信息与导航学院, 西安 710077; 2. 中航工业西安飞行自动控制研究所, 西安 710065)

摘要: 针对传统着陆引导设备机动性能差而较难满足应急保障需求的问题, 结合飞机进近着陆阶段对导航参数需求的特点, 研究了基于 DGPS/SINS 紧组合的连续导航保障方案。卫星信号良好的情况下, 通过建立差分基准站并将基准站的伪距等观测数据传输到流动站, 在接收终端进行 DGPS 和 GPS/SINS 紧组合算法的处理; 卫星信号丢失情况下, 将 SINS 输出的速度信息作为观测量, 进行载体相对位置的航路推算, 可以获得飞机着陆阶段所需要的导航参数。实验结果表明, 该方法可以有效获取飞机进近着陆阶段连续的具有较高精度的相对位置、速度和姿态参数, 具有一定的实用价值。

关键词: 进近着陆; 差分 GPS; 捷联式惯性导航系统; 紧组合; 航路推算

中图分类号: V557 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2013)08-0029-04

Key Technologies of Approach and Landing Based on Tightly Integrated DGPS/SINS

PANG Chunlei¹, ZHAO Xiubin¹, YU Yonglin¹, SONG Limei²

(1. Information and Navigation College, Air Force Engineering University, Xi'an 710077, China;

2. Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, AVIC, Xi'an 710065, China)

Abstract: Traditional approach and landing guidance equipments are difficult to meet the urgent needs due to their poor flexibility. Therefore, we studied the continuous navigation project based on DGPS/SINS tight integration according to airplane's requirement to the navigation parameters in the process of approach and landing. In the condition of good GPS signal, through building up difference base station and transmitting observation data such as pseudo-range to rover station, the DGPS and GPS/SINS tight integration algorithm was processed in receiver terminal. In the case of no satellite signal, the velocity information from SINS was used as observation for dead reckoning the relative position, and the navigation parameters needed for landing were acquired. The experiment results indicate that this method can obtain continuous relative position, velocity and attitude with high accuracy for airplane approach and landing, which is useful for practical application.

Key words: approach and landing; DGPS; SINS; tight integration; dead reckoning

0 引言

飞机进近着陆在飞行的各个阶段是对导航保障能力要求最高的, 为保障飞机的安全有效降落和避免前后飞机之间的相撞, 不仅需要获得飞机与跑道精确的航向角、俯仰角及距离信息, 还要获得飞机连续可靠的姿态、速度甚至时间信息, 因此, 研究精确安全有效的进近着陆引导技术和设备, 对于保障飞机正常训练、安

全着陆等具有重要意义, 也历来是航空界的一个重要研究领域。

传统的着陆引导设备主要有仪表着陆系统 (ILS) 和微波着陆系统 (MLS), 在精度和性能上均能满足飞机进场着陆的要求, 但 ILS 易受到在相近频率工作的无线电台、机场附件高层建筑甚至周围农作物的干扰, 导致航向信标的失真; MLS 在性能上虽优于 ILS, 但其设备昂贵, 不利于推广。且这些设备机动性能较差, 临时架设困难, 不利于紧急行动^[1-2]。近些年, 利用差分卫星导航 (DGNSS) 技术的着陆引导系统得到越来越多的研究, 但难以满足对连续性和完好性的需求, 因此人们又开始转向研究基于 DGNSS/捷联式惯性导航系统 (SINS) 的组

收稿日期: 2013-03-18

修回日期: 2013-04-15

基金项目: 国家自然科学基金 (61273049)

作者简介: 庞春雷 (1986—), 男, 安徽阜阳人, 博士生, 研究方向为卫星导航高精度定位及组合导航。

合技术^[3-4]。如美国诺斯罗普·格鲁曼公司研制的 LN-211G 组合惯性测量/差分 GPS 导航设备已成功地应用到美空军“全球鹰”无人侦察机上,较好地满足了其远程导航和进近着陆对导航性能的需求。虽然近年来我国在该领域的研究也取得了可喜成绩,但其主要针对地面导航,专门针对飞机进近着陆的技术研究较少^[5],且由于技术封锁的原因,我国在该领域的理论和技术研究还较为落后,特别是对于应急情况下的保障能力偏弱。

本文针对应急导航保障的需求问题(地面基准站的位置无精确标定),结合地面组合导航技术,考虑到飞机进近着陆对导航参数需求的特殊性,研究了一种适合飞机进场着陆的导航方案算法,即采用移动基准站播发观测数据,计算飞机与基准站之间的仰角、方位角、基线长;将伪距和伪距率作为观测值,通过建立适当的模型来获取飞机本身的三维姿态、速度和钟差、钟漂等飞机着陆阶段所需要的导航参数。

1 基于 DGNSS/SINS 紧组合的新方案

1.1 新方案思想

对于临时架设的基准站,无法获取其精确的位置坐标,因此难以得到其伪距误差改正数,不能像传统方法一样实现伪距差分定位。但对于飞机进近着陆来说,更多的是关注飞机相对于基准站的仰角、方位角和距离,本文针对此特点考虑将基准站的伪距信息传送到机载接收机,通过伪距做差来消除电离层、对流层等误差,并获取飞机相对于基准站的仰角、方位角和距离。为了防止飞机进近着陆过程中卫星信号被干扰或者丢失等造成的信号不连续问题,在机载部分采用 GPS/SINS 紧组合方法获取飞机的三维速度、姿态和位置等信息,一旦卫星信号丢失,将获取的三维速度作为观测量,进行航路的递推^[6],保证飞机能够得到连续的仰角、方位角和距离信息。总体框图如图 1 所示。图中虚线部分表示卫星信息中断时获取飞机仰角、方位角和距离的方法。

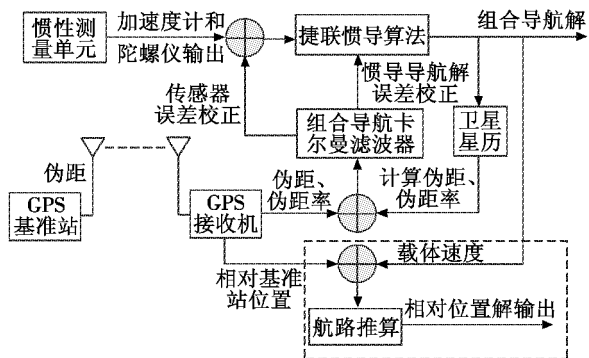


图 1 总体方案框图

Fig. 1 Frame of total project

1.2 飞机着陆相对位置的获取

为了获取飞机相对于基准站的仰角、方位角和距离,本文坐标系采用的是以基准站为原点的当地地理坐标系,根据计算的基准站位置坐标,将卫星位置也转换到该坐标系内。

1.2.1 卫星信号未丢失情况下相对位置获取

若在卫星信号没有丢失或者被干扰的情况下,可以得到基准站(下标为 B)和机载动态接收机(下标为 K)相对于第 j 颗卫星的伪距测量方程分别为^[7-8]

$$\begin{cases} P_B^j = \rho_{Bt}^j + c(dt^j - dT_B) + d\rho_B^j + d_{Bion}^j + d_{Btrop}^j \\ P_K^j = \rho_{Kt}^j + c(dt^j - dT_K) + d\rho_K^j + d_{Kion}^j + d_{Ktrop}^j \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\rho_{Bt}^j = \sqrt{(x_B - x_s^j)^2 + (y_B - y_s^j)^2 + (z_B - z_s^j)^2}$,表示基准站在历元 t 到第 j 颗卫星的真实距离, (x_B, y_B, z_B) 和 (x_s^j, y_s^j, z_s^j) 分别为基准站坐标和第 j 颗卫星位置坐标; dt^j 为第 j 颗卫星相对于卫星时系的偏差; dT_B 为基准站时钟相对于卫星时系的偏差; $d\rho_B^j$ 为卫星星历误差所引起的基准站距离偏差; d_{Bion}^j, d_{Btrop}^j 分别为电离层和对流层时延在基准站所引起的距离偏差; c 为电磁波传播速度;机载接收机参数与此相对应。

此时将地面基准站测量伪距和时间信息通过电台发送到机载接收机,在同一时刻进行伪距做差得

$$\Delta P_j = P_K^j - P_B^j = (\rho_{Kt}^j - \rho_{Bt}^j) + c(dT_B - dT_K) + (d\rho_K^j - d\rho_B^j) + (d_{Kion}^j - d_{Bion}^j) + (d_{Ktrop}^j - d_{Btrop}^j) \quad (2)$$

由于飞机进近着陆阶段,机场和飞机之间的距离一般在 18 ~ 36 km 之间,可以认为 $d\rho_K^j = d\rho_B^j, d_{Kion}^j = d_{Bion}^j, d_{Ktrop}^j = d_{Btrop}^j$,因此有

$$\Delta P_j = (\rho_{Kt}^j - \rho_{Bt}^j) + c(dT_B - dT_K) = \sqrt{(x_K - x_s^j)^2 + (y_K - y_s^j)^2 + (z_K - z_s^j)^2} - \sqrt{(x_B - x_s^j)^2 + (y_B - y_s^j)^2 + (z_B - z_s^j)^2} + c\Delta dT_{BK} \quad (3)$$

其中, $c\Delta dT_{BK} = dT_B - dT_K$ 。将式(3)在 (x_B, y_B, z_B) 处进行泰勒级数展开,得到

$$\Delta P_j = \frac{x_B - x_s^j}{\rho_{Bt}^j} \Delta x + \frac{y_B - y_s^j}{\rho_{Bt}^j} \Delta y + \frac{z_B - z_s^j}{\rho_{Bt}^j} \Delta z + c\Delta dT_{BK}, \text{ 其中 } \Delta x = (x_K - x_B), \Delta y = (y_K - y_B), \Delta z = (z_K - z_B), \text{ 记 } e_{j1} = -\frac{x_B - x_s^j}{\rho_{Bt}^j}, e_{j2} = -\frac{y_B - y_s^j}{\rho_{Bt}^j}, e_{j3} = -\frac{z_B - z_s^j}{\rho_{Bt}^j}, \text{ 若接收到的卫星数目为 } n \text{ 颗时, 联立可得}$$

$$\Delta P = H \cdot \Delta X \quad (4)$$

$$\text{式中: } \Delta P = \begin{bmatrix} \Delta P_1 \\ \Delta P_2 \\ \vdots \\ \Delta P_n \end{bmatrix}; H = \begin{bmatrix} -e_{11} & -e_{12} & -e_{13} & 1 \\ -e_{21} & -e_{22} & -e_{23} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ -e_{n1} & -e_{n2} & -e_{n3} & 1 \end{bmatrix}; \Delta X =$$

$[\Delta x, \Delta y, \Delta z, c\Delta dT_{BK}]^T$ 。若 $n \geq 4$, 可得

$$\Delta X = (H^T H)^{-1} H^T \Delta P \quad (5)$$

由式(5)解算的当地地理坐标系下的相对位置, 可以获取飞机相对于基准站的仰角、方位角和距离信息。

1.2.2 卫星信号丢失情况下相对位置获取

若卫星信号丢失或被干扰使接收到的卫星数目少于 4 颗时, 则利用组合输出的当地地理坐标系下的速度(见 1.3 节)作为观测值, 推算飞机相对于基准站的相对位置^[9]。由于文中采用的 SINS 输出频率为 50 Hz, 即每 0.02 s 可以得到一次速度观测值, 可以认为在 0.02 s 内速度的值为常数, 因此, 可以利用航路推算的方法解算飞机相对于基准站的位置。

记 t 时刻组合导航速度输出为 $[v_e(t), v_n(t), v_u(t)]$, 分别为东、北、天向速度。则可得

$$\begin{cases} \Delta x(t+T) = \Delta x(t) + v_e(t) * T \\ \Delta y(t+T) = \Delta y(t) + v_n(t) * T \\ \Delta z(t+T) = \Delta z(t) + v_u(t) * T \end{cases} \quad (6)$$

式中: $\Delta x(t), \Delta y(t), \Delta z(t)$ 分别表示飞机 t 时刻相对于基准站的东向、北向和天向位置; T 表示速度更新时间为 0.02 s。由于飞机进近着陆时间较短, 以此类推可以得到飞机相对位置的普遍表达式为

$$\begin{cases} \Delta x(t+nT) = \Delta x(t+(n-1)T) + v_e(t+(n-1)T) * T \\ \Delta y(t+nT) = \Delta y(t+(n-1)T) + v_n(t+(n-1)T) * T \\ \Delta z(t+nT) = \Delta z(t+(n-1)T) + v_u(t+(n-1)T) * T \end{cases} \quad (7)$$

然后可以获取飞机的相对仰角、方位角和距离信息。

1.3 其他参数的获取

飞机着陆过程中不仅需要相对基准站的位置, 还要获取连续不间断及完好的自身导航信息, 如位置、速度和姿态信息。由于紧组合算法具有精度高、抗干扰性能好及较好的完善性和可用性等特点, 结合国外先进技术做法, 采用了 GPS/SINS 的紧组合方案。

系统状态方程为

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)W(t) \quad (8)$$

式中: $X(t)$ 为状态变量; $F(t)$ 为系统矩阵; $G(t)$ 为系统噪声矩阵; $W(t)$ 是系统噪声向量, 为高斯白噪声。其中状态向量取 11 维为 $X(t) = [\Phi_e, \Phi_n, \Phi_u, \delta v_e, \delta v_n, \delta v_u, \delta L, \delta \lambda, \delta h, \delta t_u, \delta f]^T$, 其中 Φ_e, Φ_n, Φ_u 分别为东、北、天向的平台角误差; $\delta v_e, \delta v_n, \delta v_u$ 分别为东、北、天向的速度误差; $\delta L, \delta \lambda, \delta h$ 分别为纬度、经度和高度误差; $\delta t_u, \delta f$ 分别为接收机时钟频率引起的距离误差和速度误差, 且 δf 为一阶马尔可夫过程。系统矩阵 $F(t)$ 为典型的惯性系统误差矩阵, 其非零元素分别为^[10]

$$F(1,2) = \omega_{ie} \sin L + \frac{v_e}{R_n+h} \tan L, F(1,3) = -\omega_{ie} \cos L - \frac{v_e}{R_n+h},$$

$$F(1,5) = -\frac{1}{R_m+h}, F(2,1) = -\omega_{ie} \sin L - \frac{v_e}{R_n+h} \tan L,$$

$$F(2,3) = -\frac{v_n}{R_m+h}, F(2,4) = \frac{1}{R_n+h}, F(2,7) = -\omega_{ie} \sin L,$$

$$F(3,1) = \omega_{ie} \cos L + \frac{v_e}{R_n+h}, F(3,2) = \frac{v_n}{R_m+h}, F(3,4) = \frac{\tan L}{R_n+h},$$

$$F(3,7) = \omega_{ie} \cos L + \frac{v_e}{R_n+h} \sec^2 L, F(4,2) = -f_u, F(4,3) = f_u,$$

$$F(4,4) = \frac{v_n}{R_m+h} \tan L - \frac{v_u}{R_m+h}, F(4,5) = 2\omega_{ie} \sin L + \frac{v_e}{R_n+h} \tan L,$$

$$F(4,6) = -2\omega_{ie} \cos L - \frac{v_e}{R_n+h},$$

$$F(4,7) = 2\omega_{ie} (v_n \cos L + v_u \sin L) + \frac{v_e v_n}{R_n+h} \sec^2 L, F(5,1) = f_u,$$

$$F(5,3) = -f_e, F(5,4) = -2(\omega_{ie} \sin L + \frac{v_e}{R_n+h} \tan L),$$

$$F(5,5) = -\frac{v_u}{R_m+h}, F(5,6) = -\frac{v_n}{R_m+h},$$

$$F(5,7) = -(2\omega_{ie} \cos L + \frac{v_e}{R_n+h} \sec^2 L) v_e, F(6,1) = -f_n,$$

$$F(6,2) = f_e, F(6,4) = 2(\omega_{ie} \cos L + \frac{v_e}{R_n+h}),$$

$$F(6,5) = \frac{2v_n}{R_m+h}, F(6,7) = -2\omega_{ie} v_e \sin L, F(7,5) = \frac{1}{R_m+h},$$

$$F(8,4) = \frac{\sec L}{R_n+h}, F(8,7) = \frac{v_e \sec L \tan L}{R_n+h}, F(9,6) = 1,$$

$$F(10,11) = 1, F(11,11) = -1/\tau_f, \tau_f \text{ 为卫星时钟频率漂移的相关时间。}$$

系统的量测方程为^[10]

$$Z(t) = [\delta \rho, \delta \dot{\rho}]^T = [\rho_1 - \rho_G, \dot{\rho}_1 - \dot{\rho}_G]^T = H(t)X(t) + V(t) \quad (9)$$

式中: $\rho_1, \rho_G, \dot{\rho}_1, \dot{\rho}_G$ 分别为 SINS 和 GPS 接收机得出的载体位置与卫星之间的伪距向量和伪距率向量; $\delta \rho, \delta \dot{\rho}$ 为其相应的差值; $V(t)$ 为量测噪声。若接收到的卫星数目为 n , 利用泰勒级数展开同样得到 $H(t)$ 的表达式为:

$$H(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{1 \times 3} & 0 & 0 & 0 & a_{11} & a_{12} & a_{13} & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & 0 & 0 & 0 & a_{n1} & a_{n2} & a_{n3} & 1 & 0 \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & b_{11} & b_{12} & b_{13} & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & b_{n1} & b_{n2} & b_{n3} & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \circ$$

其中: $a_{j1} = (R_n + h) [-e_{j1} \sin L \cos \lambda + e_{j2} \sin L \sin \lambda] + e_{j3} [R_n(1-f^2) + h] \cos L$; $a_{j2} = (R_n + h) [-e_{j1} \cos L \sin \lambda + e_{j2} \cos L \cos \lambda]$; $a_{j3} = e_{j1} \cos L \cos \lambda + e_{j2} \cos L \sin \lambda + e_{j3} \sin L$; $b_{j1} = -e_{j1} \sin \lambda + e_{j2} \cos \lambda$; $b_{j2} = -e_{j1} \sin L \cos \lambda - e_{j2} \sin L \sin \lambda + e_{j3} \cos L$; $b_{j3} = e_{j1} \cos L \cos \lambda + e_{j2} \cos L \sin \lambda + e_{j3} \sin L$; $[e_{j1}, e_{j2}, e_{j3}]^T$ 为机载接收机到第 j 颗卫星的单位矢量; f 为地

球离心率。

根据系统误差方程和量测方程,进行离散化得到离散化的状态空间模型,然后利用 Kalman 滤波进行导航误差的最优估计,即可得到飞机的姿态、位置和速度信息,并将该速度信息提取出来用于卫星丢失情况下的航路推算。

2 实验验证

2.1 实验条件

为了验证方案的可行性,在某路面做南北走向动态验证实验。利用 1 个 NovAtel 双频接收机板卡作为基准站,其型号为 FLEXPak-OEMV2,利用 PDL 电台进行伪距数据的传输;移动终端采用型号为 SPAN-CPT 的紧组合产品(能够提供原始观测数据和自身的较高精度位置、速度和姿态信息,精度为 1.5 m),利用其输出的加速度计和陀螺数据进行惯导数据解算,并与输出的星历和观测数据进行紧组合算法和差分算法的验证,均用型号为 GPS-702-GG 的双频天线。

将基准站放在路面的北侧终端,移动站从南向北直线运动,在移动终端将加速度计、陀螺、卫星星历和观测数据以及自身的紧组合结果和基准站发送的差分数据采集下来,然后进行后处理分析。

2.2 实验结果

实验过程中卫星信号没有被遮挡,将 SPAN-CPT 自身紧组合数据的结果作为参考值,首先分别利用加速度计和陀螺输出进行惯性导航数据的解算、利用卫星星历数据和观测数据进行用户位置的解算、利用观测的数据进行紧组合数据的解算以及移动站相对于基准站位置的解算;然后利用惯导数据的输出进行移动站位置的航路推算来验证方案的可行性。

为了验证论文所提的航路推算算法的可行性,将 1.2.1 节中相对位置的获取结果作为基准,将航路推算结果与之做比较。为了模拟飞机着陆过程,从移动站到基准站的运动时间设定为 92 s,移动站近似处于匀速直线运动。进行数据的后处理,做以下两组实验:

1) 卫星信号没有丢失,相对位置的获取利用 1.2.1 节方法,用 SPAN-CPT 自身紧组合数据的结果作为参考值,将解算的结果与之比较,此时得到移动站的紧组合结果如图 2~图 4 所示;

2) 在前 20 s 的时间内认为卫星信号丢失,不使用卫星数据,在 20~92 s 移动站使用 2 颗卫星数据,相对位置的获取利用 1.2.2 节方法,由于采用后处理的方式,与 1) 中采用的是同一组数据,因此将 1) 中获取的相对位置结果作为基准,得到该方法的航路推算误差

如图 5 所示。

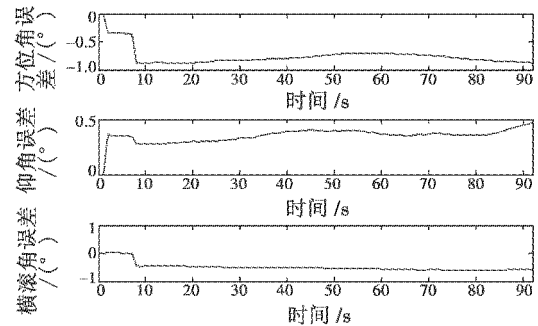


图 2 紧组合姿态误差曲线

Fig. 2 Attitude error curve of tight integration

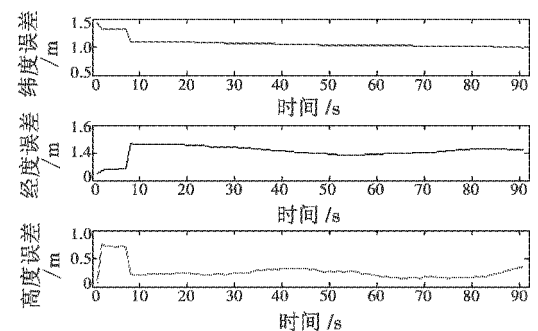


图 3 紧组合位置误差曲线

Fig. 3 Position error curve of tight integration

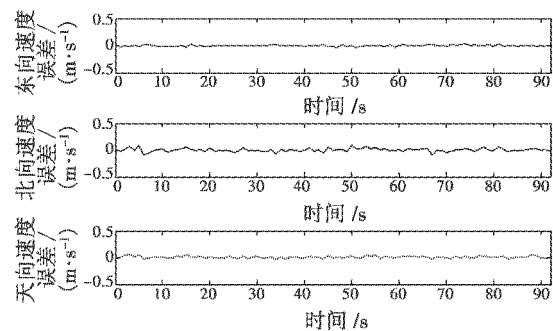


图 4 紧组合速度误差曲线

Fig. 4 Velocity error curve of tight integration

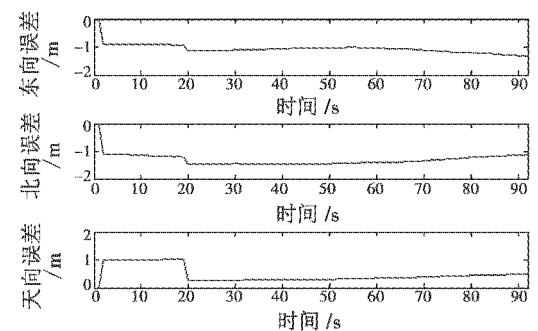


图 5 相对位置误差曲线

Fig. 5 Relative position error curve

由图 2~图 4 可以看出,利用 GPS/SINS 紧组合算法得到的载体姿态、位置和速度信息与国外高精度紧组合结果对比,精度相当。 (下转第 57 页)

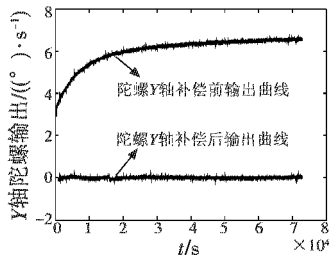


图 4 陀螺 Y 轴补偿前后的输出曲线

Fig. 4 Output curves of Y axis of the gyroscope before and after compensation

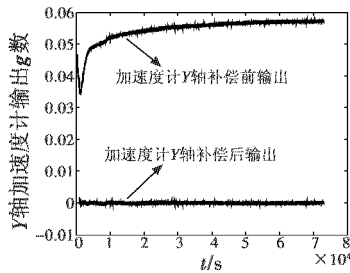


图 5 加速度计 Y 轴补偿前后的输出曲线

Fig. 5 Output curves of Y axis of the accelerometer before and after compensation

(上接第 32 页)

组合设备 SPAN-CPT 结果相当,能够满足一般的进近着陆对绝对位置的精度要求。由图 5 可以看出,在前 20 s 时由于没有卫星信号,利用惯导输出的速度信息来递推相对位置,误差漂移相对较快,在有 2 颗卫星信号进行辅助时其误差虽然还在增大,但漂移速度降低,从另一个方面也说明了紧组合算法具有较高的精度和鲁棒性,即使在卫星数目少于 4 颗的情况下也能进行一定程度的校正,减缓误差漂移速率。

3 结论

根据理论推导和地面实验验证,本文所采用的相对导航信息的获取方法具有一定的可行性,即使在卫星信号丢失的情况下也可以进行载体相对位置的递推,且在短时间内可以保持较高的递推精度,符合飞机进近着陆的情况且能够满足准 II 类着陆精度需求,对于今后我国北斗导航系统在飞机着陆中应用具有一定的借鉴意义。

参考文献

[1] 田波,王养柱,崔中兴. 无人机下滑着陆 DGPS/INS 导航及引导系统的仿真与试验研究[J]. 飞机设计, 2006, 64(2): 64-67.

5 结论

在实验室环境下,利用单轴转台进行了微惯性测量单元的标定,给出了陀螺和加速度计的标定方法和计算公式,算法简单,操作方便,补偿效果良好,为提高惯性测量系统的精度提供了理论依据。

参考文献

[1] 毛刚,顾启泰,刘学斌. 微型惯性测量组合发展综述[J]. 导航, 1999, 35(2): 8-14.
 [2] 刘锡祥,徐晓苏. 惯性测量组件整体标定技术[J]. 中国惯性技术学报, 2009, 17(5): 568-576.
 [3] 李杰,洪惠惠,张文栋. MEMS 微惯性测量组合标定技术研究[J]. 传感技术学报, 2008, 21(7): 1169-1173.
 [4] 任爱芝,林都. 微惯性测量器件的标定方法研究[J]. 机械工程与自动化, 2006(5): 121-122.
 [5] 周健. 基于 MEMS 的微型惯性测量组合的研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2009.

[2] 张京娟,谢淑香,高文. 伪卫星/惯性飞机自动着陆引导技术[J]. 中国惯性技术学报, 2005, 13(5): 20-23.
 [3] BERDJAG D, POMORSKI D. DGPS/INS data fusion for land navigation [J]. Journal of Donghua University, 2004, 21(3): 88-93.
 [4] 鲍其莲,周媛媛. 基于 UKF 的 GPS/SINS 伪距(伪距率)组合导航系统设计[J]. 中国惯性技术学报, 2008, 16(1): 78-81.
 [5] 周煜,伍逸夫,赵峰. 航母着舰引导系统概述[J]. 舰船电子工程, 2011, 31(11): 22-24.
 [6] 夏继江,何铁,林志坚. 组合定位系统中航位推算性能测试评估方法的探讨[J]. 全球定位系统, 2006(2): 23-27.
 [7] 刘涛,解永春. 基于 GPS 相对伪距差分的相对导航方法研究[J]. 中国空间科学技术, 2007(1): 1-8.
 [8] 万祥,张孟阳. 北斗高动态双频相对定位技术[J]. 飞行器测控学报, 2010, 29(3): 68-73.
 [9] 周坤芳,吴晞,孔键. 紧耦合 GPS/INS 组合特性及其关键技术[J]. 中国惯性技术学报, 2009, 17(1): 42-45.
 [10] 王惠南. GPS 导航原理与应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2003.