

引用格式:胡杰,严勇杰,石潇竹.面向民用航空的SINS/DGPS组合导航融合方法[J].电光与控制,2020,27(4):38-43. HU J, YAN Y J, SHI X Z. A civil aviation oriented SINS/DGPS fusion method for integrated navigation[J]. Electronics Optics & Control, 2020, 27(4):38-43.

面向民用航空的 SINS/DGPS 组合导航融合方法

胡杰^{1,2}, 严勇杰^{1,2}, 石潇竹^{1,2}

(1. 中国电子科技集团公司第二十八研究所,南京 210007; 2. 空中交通管理系统与技术国家重点实验室,南京 210007)

摘要:针对单频点地基增强系统不能满足飞机 CAT III 类精密进近与着陆导航需求问题,提出一种机载差分 GPS (DGPS) 与捷联式惯性导航系统(SINS)紧组合导航工作模式,利用 SINS 提高组合后系统的导航特性。分析了 SINS/DGPS 紧组合滤波模型,并构建了紧组合导航状态方程和量测方程,利用改进的 Kalman 滤波器对滤波状态进行最优估计与补偿。进行了计算机仿真与实际系统验证实验,实验结果表明,SINS/DGPS 组合导航系统中,当卫星信号不可用时,利用 SINS 具备的自主性能够提高导航系统的连续性和可用性,同时组合导航系统位置误差标准差相比机载 DGPS 单系统减小了 50% 以上,提高了导航系统位置引导精度。

关键词:地基增强系统;捷联式惯性导航系统;紧组合;改进 Kalman 滤波器

中图分类号:V249.32+8 文献标志码:A doi:10.3969/j.issn.1671-637X.2020.04.008

A Civil Aviation Oriented SINS/DGPS Fusion Method for Integrated Navigation

HU Jie^{1,2}, YAN Yongjie^{1,2}, SHI Xiaozhu^{1,2}

(1. The 28th Research Institute of China Electronics Technology Group Corporation, Nanjing 210007, China;

2. State Key Laboratory of Air Traffic Management System and Technology, Nanjing 210007, China)

Abstract: To solve the problem that the single-frequency ground-based augmentation system cannot meet the requirements of precision approach and landing navigation of aircraft category III, a navigation mode which tightly integrates airborne Differential GPS (DGPS) with Strapdown Inertial Navigation System (SINS) is proposed, and SINS is used to improve the navigation characteristics of the integrated navigation system. The tightly integrated SINS/DGPS filtering model is analyzed, and the state equation and measurement equation of tightly integrated navigation are constructed. The filtering states are estimated and compensated by using the improved Kalman filter. Computer simulation and actual system validation experiments are carried out. The experiment results show that when the satellite signal is not available in SINS/DGPS integrated navigation system, the autonomy of SINS can improve the continuity and availability of the navigation system. Meanwhile, the standard deviation of position error of the integrated navigation system is reduced by more than 50% compared with that of the single airborne DGPS system, and the position guidance accuracy of the navigation system is improved.

Key words: ground-based augmentation system; strapdown inertial navigation system; tight integration; improved Kalman filter

0 引言

目前民用航空导航中普遍使用仪表着陆系统(ILS)为飞机提供精密进近与着陆引导服务,其频道仅

为 40,严重制约了进近航班量的提升,逐渐成为限制航班量增长的瓶颈^[1]。近年来,全球导航卫星系统(GNSS)逐步完善,GNSS 凭借全球、全天候、高精度等优点得到越来越多的应用^[2],国际民航组织(ICAO)已计划利用 GNSS 替代 ILS,降低航空导航成本,增加航路设计和进场路线的灵活性^[3]。

然而,由于 GNSS 信号在传输过程中受到电离层延时、对流层延时、多路径误差等影响,基于信号本身

收稿日期:2019-04-15 修回日期:2019-05-09

基金项目:国家重点研发计划(2017YFB0503401)

作者简介:胡杰(1987—),男,江苏盐城人,博士,工程师,研究方向为卫星导航、惯性导航与组合导航。

的测距精度不能满足 ICAO 对民用航空进近所需导航性能要求^[4],因此需要对 GNSS 信号进行增强,其中地基增强系统(GBAS)通过建立位置点已知的基准站,采用差分和完好性监视技术,提高了系统完好性和可用性^[5]。2009年,美国 Honeywell 公司研制的基于全球定位系统(GPS)L1 频点的 GBAS 获得 ICAO CAT I 类许可认证^[6]。实验表明,单频点 GBAS 不能满足 CAT III 类导航需求,为此相关研究机构起草了多星座、多频点 CAT III 类 GBAS 研究规划^[7]。目前国内多家研究机构正在开展 CAT I 类原型系统研制工作,围绕伪距差分校正^[8]、卫星信号完好性监测^[9]以及机载差分定位^[10]等展开研究,国内某高校长期以来一直致力于机载完好性评估与仿真关键技术研究,积极推动了该领域技术进步^[11-12]。

基于性能导航(PBN)是 ICAO 提出的一种新型运行概念^[13]。PBN 运行将主要依靠 GNSS,由于支持 CAT III 精密进近 GBAS 仍处于研发阶段,为了满足所需导航性能规范需求,机载差分 GPS(DGPS)必须具备增强功能^[14]。捷联式惯性导航系统(SINS)是一种基于“航位推算”的全自主导航系统,可以实现定位、定向、测速等功能,具有全自主、全天候、隐蔽性强等优点^[15-16]。在 CAT I 类 GBAS 基础上,运用数据融合方法实现 SINS 与机载 DGPS 观测数据组合,可以提高导航系统精度与完好性,同时利用 SINS 的连续性与可靠性,能够提高组合导航系统的性能^[17]。基于此,本文提出将机载 DGPS 与 SINS 进行组合,建立 SINS/DGPS 紧组合滤波模型,利用经差分校正后的观测伪距和 SINS 预测伪距的差值作为 Kalman 滤波器观测值,进行最优估计并修正 SINS 误差,且当卫星信号失效时可以利用 SINS 的连续性和短时间内误差小的特性提供连续导航服务,从而提高了机载导航系统复杂应用环境下的鲁棒性。

1 SINS/DGPS 紧组合滤波模型

在 SINS/DGPS 紧组合滤波模型中,系统状态向量由 SINS 的误差状态和机载 DGPS 的误差状态组成,量测信息由 SINS 预测得到的伪距和伪距率与机载 DGPS 观测得到的伪距和伪距率相减得到,图1为 SINS/DGPS 组合导航示意图。

图1中: P_{RC}, R_{RC} 分别表示 GBAS 地面站广播伪距校正值及其变化率; ρ_k, ϕ_k 分别表示历元 k 时刻机载 DGPS 接收机输出伪距与载波相位观测值; $\rho_{s,k}$ 表示经过载波相位平滑后的伪距测量值; $\rho_{sc,k}$ 表示经过平滑与差分校正后的伪距测量值; ω_{ib}^b, f_{ib}^b 分别表示飞机飞行角速率和比力信息; g^n 表示当地重力加速度值; p 表示高度气压计测量载体高度信息;上标 i 表示第 i 颗卫星观

测值。

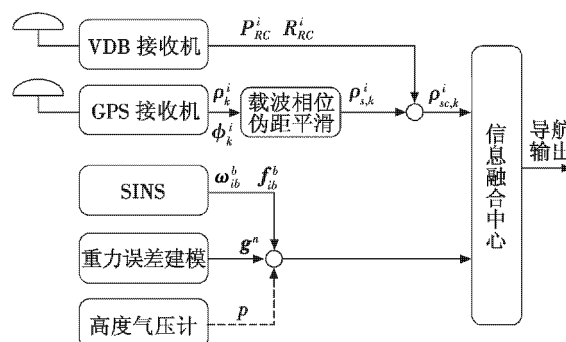


图1 SINS/DGPS 组合导航结构

Fig.1 Integrated navigation architecture of SINS/DGPS

1.1 紧组合状态方程

SINS 主要误差包括位置和速度误差、“数学平台”失准角、加速度计常值偏置以及陀螺常值漂移,系统状态方程可表示为

$$\dot{X}_1(t) = F_1(t)X_1(t) + W_1(t) \quad (1)$$

式中: $F_1(t)$ 为状态转移矩阵; $W_1(t)$ 为过程噪声矢量; $X_1(t)$ 为状态矢量,其表达式为

$$X_1(t) = [\delta L \quad \delta \lambda \quad \delta h \quad \delta v_E \quad \delta v_N \quad \delta v_U \quad \phi_E \quad \phi_N \quad \phi_U \quad \varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z \quad \nabla_x \quad \nabla_y \quad \nabla_z]^T \quad (2)$$

式中: $\delta L, \delta \lambda$ 和 δh 分别表示纬度误差、经度误差和高度误差; $\delta v_E, \delta v_N, \delta v_U$ 分别表示3个方向速度误差; ϕ_E, ϕ_N, ϕ_U 为“数学平台”失准角; $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ 为陀螺常值漂移; $\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z$ 为加速度计常值偏置。

机载 DGPS 状态参数选取与时间相关的两个误差 δt_u 和 δf_u , 其中, δt_u 为接收机钟差, δf_u 为接收机钟差变化率,其状态可表示为

$$\begin{cases} \delta \dot{t}_u = \delta f_u + w_{tu} \\ \delta \dot{f}_u = -\beta \delta f_u + w_{fu} \end{cases} \quad (3)$$

式中: β 为误差相关时间; w_{tu}, w_{fu} 为驱动噪声。

将式(3)写成矩阵形式,即

$$\dot{X}_C(t) = F_C(t)X_C(t) + W_C(t) \quad (4)$$

式中: $F_C(t)$ 为状态转移矩阵; $W_C(t)$ 为过程噪声矢量; $X_C(t)$ 为状态矢量。

由式(1)和式(4)可得紧组合状态方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_1(t) \\ \dot{X}_C(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_1(t) & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & F_C(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1(t) \\ X_C(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} W_1(t) \\ W_C(t) \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中, $F_1(t), F_C(t)$ 均可由 SINS 误差方程和 DGPS 误差方程推导得到^[15]。

1.2 紧组合量测方程

1.2.1 伪距差量测方程

由 SINS 导航解算可以得到飞机的位置为 $(x_1 \ y_1 \ z_1)^T$, 同时根据卫星星历可以得到卫星位置为 $(x_s \ y_s \ z_s)^T$,

进一步可以计算得到预测伪距 ρ_1 为

$$\rho_1^j = \sqrt{(x_1 - x_s^j)^2 + (y_1 - y_s^j)^2 + (z_1 - z_s^j)^2} \quad (6)$$

式中, j 表示第 j 颗卫星。

将式(6)在飞机位置坐标真值 $(x \ y \ z)^T$ 处进行泰勒级数展开, 取其一次项, 则有

$$\rho_1^j = r^j + e_x^j \delta x + e_y^j \delta y + e_z^j \delta z \quad (7)$$

式中: $r^j = \sqrt{(x - x_s^j)^2 + (y - y_s^j)^2 + (z - z_s^j)^2}$ 为第 j 颗卫星到机载接收机的真实距离; e_x^j, e_y^j, e_z^j 分别为卫星在 3 个坐标轴上的方向余弦, 算式为

$$\begin{cases} e_x^j = \frac{x - x_{sj}}{\sqrt{(x - x_{sj})^2 + (y - y_{sj})^2 + (z - z_{sj})^2}} \\ e_y^j = \frac{y - y_{sj}}{\sqrt{(x - x_{sj})^2 + (y - y_{sj})^2 + (z - z_{sj})^2}} \\ e_z^j = \frac{z - z_{sj}}{\sqrt{(x - x_{sj})^2 + (y - y_{sj})^2 + (z - z_{sj})^2}} \end{cases} \quad (8)$$

机载多模接收机测得的与第 j 颗卫星之间的伪距经差分校正后可表示为

$$\rho_G^j = r^j + \delta t_u + v_p \quad (9)$$

式中: ρ_G^j 表示经差分校正后的伪距测量值; v_p 为伪距观测噪声。

由式(7)和式(9)可得伪距差量测方程为

$$\begin{aligned} \delta \rho^j &= \rho_1^j - \rho_G^j = e_x^j \delta x + e_y^j \delta y + e_z^j \delta z - \delta t_u - v_p = \\ & [e_x^j \ e_y^j \ e_z^j \ -1] [\delta x \ \delta y \ \delta z \ \delta t_u] - v_p \end{aligned} \quad (10)$$

由于 SINS 位置计算是在大地坐标系(地理纬度、经度和高度)中, 而式(6)~式(10)是基于地心地固直角坐标系推导得到的, 因此需要将位置误差由大地坐标系转换到地心地固直角坐标系, 转换矩阵为^[18]

$$\mathbf{C}_{\lambda Lh}^{\text{ECEFF}} = \begin{bmatrix} -(R_M + h) \sin L \cos \lambda & -(R_M + h) \cos L \sin \lambda & \cos L \cos \lambda \\ -(R_M + h) \sin L \sin \lambda & (R_M + h) \cos L \cos \lambda & \cos L \sin \lambda \\ [R_M(1 - e^2) + h] \cos L & 0 & \sin L \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中: R_M 表示地球卯酉圈曲率半径; L, λ, h 分别表示纬度、经度和高度; e 表示地球偏心率。

将式(11)代入式(10), 可得伪距差量测方程为

$$\mathbf{Z}_p(t) = \mathbf{H}_p(t) \mathbf{X}(t) + \mathbf{V}_p(t) \quad (12)$$

式中, 观测矩阵为

$$\mathbf{H}_p(t) = [\mathbf{H}_{\rho_1} \ \mathbf{0}_{N \times 12} \ \mathbf{H}_{\rho_2}] \quad (13)$$

$$\begin{cases} \mathbf{H}_{\rho_1} = [e_x^j \ e_y^j \ e_z^j]_{N \times 3} \mathbf{C}_{\lambda Lh}^{\text{ECEFF}} \\ \mathbf{H}_{\rho_2} = [-1 \ 0]_{N \times 2} \end{cases} \quad (14)$$

式中, N 表示一个历元内可见卫星个数。

1.2.2 伪距率量测方程

飞机相对于可见卫星存在相对运动, 对式(6)求导, 则可以得到 SINS 求得的飞机速度相对于卫星 j 的

伪距变化率为

$$\begin{aligned} \dot{\rho}_1^j &= e_x^j (\dot{x} - \dot{x}_s^j) + e_y^j (\dot{y} - \dot{y}_s^j) + e_z^j (\dot{z} - \dot{z}_s^j) + \\ & e_x^j \delta \dot{x} + e_y^j \delta \dot{y} + e_z^j \delta \dot{z} \end{aligned} \quad (15)$$

式中: $(\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z})^T$ 为飞机飞行真实速度; $(\dot{x}_s^j \ \dot{y}_s^j \ \dot{z}_s^j)^T$ 为星历计算得到的卫星速度。

机载接收机输出伪距率为

$$\dot{\rho}_G^j = e_x^j (\dot{x} - \dot{x}_s^j) + e_y^j (\dot{y} - \dot{y}_s^j) + e_z^j (\dot{z} - \dot{z}_s^j) + \delta f_u + v_p \quad (16)$$

式中: $\dot{\rho}_G^j = -\lambda f_d^j, f_d^j$ 为机载接收机多普勒频移观测值; λ 为载波相位波长; v_p 为伪距率观测噪声。

由式(15)和式(16)可以得到伪距率量测方程为

$$\begin{aligned} \delta \dot{\rho}^j &= \dot{\rho}_1^j - \dot{\rho}_G^j = e_x^j \delta \dot{x} + e_y^j \delta \dot{y} + e_z^j \delta \dot{z} - \delta f_u - v_p = \\ & [e_x^j \ e_y^j \ e_z^j \ -1] [\delta \dot{x} \ \delta \dot{y} \ \delta \dot{z} \ \delta f_u] - v_p \end{aligned} \quad (17)$$

由于 SINS 采用东北天坐标系作为导航坐标系, 因此需要将速度误差由东北天坐标系转换到地心地固直角坐标系, 其转换矩阵为

$$\mathbf{C}_{\text{ENU}}^{\text{ECEFF}} = \begin{bmatrix} -\sin \lambda & -\sin L \cos \lambda & \cos L \cos \lambda \\ \cos \lambda & -\sin L \sin \lambda & \cos L \sin \lambda \\ 0 & \cos L & \sin L \end{bmatrix} \quad (18)$$

将式(18)代入式(17), 可得伪距率量测方程为

$$\mathbf{Z}_p(t) = \mathbf{H}_p(t) \mathbf{X}(t) + \mathbf{V}_p(t) \quad (19)$$

式中, 观测矩阵为

$$\mathbf{H}_p(t) = [\mathbf{0}_{N \times 3} \ \mathbf{H}_{\rho_1} \ \mathbf{0}_{N \times 9} \ \mathbf{H}_{\rho_2}] \quad (20)$$

$$\begin{cases} \mathbf{H}_{\rho_1} = [e_x^j \ e_y^j \ e_z^j]_{N \times 3} \mathbf{C}_{\text{ENU}}^{\text{ECEFF}} \\ \mathbf{H}_{\rho_2} = [0 \ -1]_{N \times 2} \end{cases} \quad (21)$$

2 改进 Kalman 滤波算法

SINS/DGPS 组合导航的状态方程和量测方程可等效为如下离散形式

$$\begin{cases} \mathbf{X}_k = \Phi_{k,k-1} \mathbf{X}_{k-1} + \mathbf{W}_{k-1} \\ \mathbf{Z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{V}_k \end{cases} \quad (22)$$

式中: $\Phi_{k,k-1}$ 表示等效离散方程的一步转移矩阵; \mathbf{W}_{k-1} 表示系统噪声矢量; \mathbf{H}_k 表示量测矩阵; \mathbf{V}_k 表示量测噪声矢量。

标准 Kalman 滤波算法包括两部分内容, 即时间更新和量测更新, 其中, 时间更新相当于纯惯性导航解算, 而量测更新等价于 SINS/DGPS 组合导航。当卫星信号可用时才进行组合过程, 一旦卫星信号不可用, 此时需要隔离机载接收机数据, 因此需要对传统 Kalman 滤波算法进行改进, 以下为改进 Kalman 滤波算法递推形式。

1) 时间更新:

$$\hat{\mathbf{X}}_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1} \hat{\mathbf{X}}_{k-1} \quad (23)$$

$$P_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + Q_{k-1} \quad (24)$$

2) 量测更新:

$$K_k = P_{k/k-1} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \quad (25)$$

$$\hat{X}_{m,k} = \hat{X}_{k/k-1} + K_k (Z_k - H_k \hat{X}_{k/k-1}) \quad (26)$$

$$P_{m,k} = P_{k/k-1} - K_k H_k P_{k/k-1} \quad (27)$$

3) 综合判断:

$$\hat{X}_k = \beta \cdot \hat{X}_{m,k} + (1-\beta) \cdot \hat{X}_{k/k-1} \quad (28)$$

$$P_k = \beta \cdot P_{m,k} + (1-\beta) \cdot P_{k/k-1} \quad (29)$$

式(23)~式(29)中: Z_k 为 k 时刻量测信息; R_k 为 k 时刻量测噪声协方差矩阵; Q_{k-1} 为 $k-1$ 时刻系统噪声协方差矩阵; H_k 为 k 时刻量测矩阵; \hat{X}_{k-1} , \hat{X}_k 分别为 $k-1$ 时刻和 k 时刻状态最优估计值; $\hat{X}_{k/k-1}$ 为 k 时刻状态一步预测值; P_k 为 k 时刻状态估计均方差; $P_{k/k-1}$ 为 k 时刻状态一步预测均方差; K_k 为 k 时刻滤波增益矩阵; β 为综合判断权重系数,当卫星信号有效时, β 取值为1,当卫星信号无效时, β 取值为0; $\hat{X}_{m,k}$, $P_{m,k}$ 为中间变量。

综上所述,本文提出的改进 Kalman 滤波算法流程如图2所示。

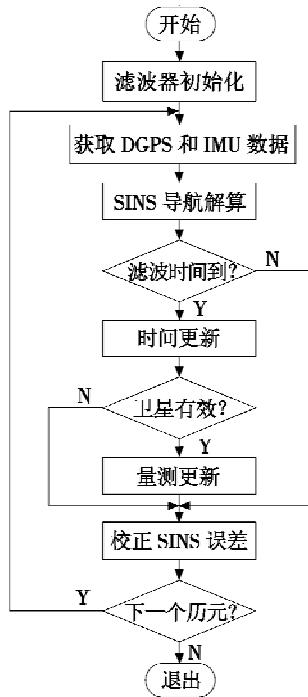


图2 改进 Kalman 滤波算法流程图

Fig.2 Flow chart of improved Kalman filtering algorithm

由图2可以看出,当检测到卫星信号无效时,Kalman 滤波器输出为一步预测值,此时无量测更新;而一旦卫星信号有效,滤波器恢复为标准 Kalman 滤波递推形式。

3 仿真实验与结果分析

为了验证本文提出的 SINS/DGPS 紧组合导航算法有效性,进行计算机仿真实验。假设陀螺常值漂移为 $0.1 (^{\circ})/h$,角度随机游走系数为 $0.05 (^{\circ})/\sqrt{h}$,标度因

数误差为 200 ppm;加速度计常值偏置为 $1 \times 10^{-3} g$,随机游走系数为 $500 \times 10^{-6} g \cdot \sqrt{s}$,标度因数误差为 200 ppm, SINS“数学平台”初始失准角分别为 $3', -3', 30'$ 。

三维飞行轨迹如图3所示,初始经度为 118.87° ,纬度为 32.02° ,下降段初始高度为 3000 m;设置飞机下滑角为 5° ,由初始点下降至高度 406 m 处拉平,并进行航向对准;然后以 3° 的下滑角进近着陆。下降着陆过程中速度设置为:在 8000 m 以下平飞时速度为 220 kn ($1 \text{ kn} = 1.852 \text{ km/h}$);高度下降拉平后的速度为 140 kn;着陆接地时的速度为 130 kn。

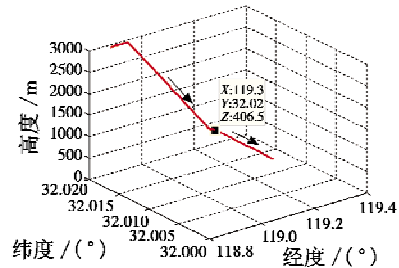
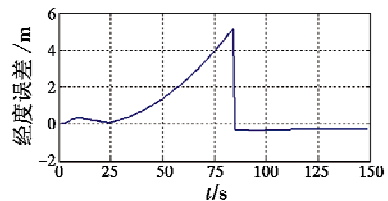


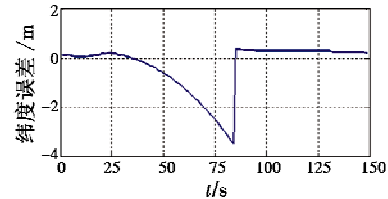
图3 飞行轨迹三维图

Fig.3 3D map of aircraft trajectory

为了验证 SINS/DGPS 组合导航系统在卫星信号不可用时的“滑行能力”,假设 25 s 时卫星信号不可用,持续 60 s 后恢复,图4为经度和纬度误差,图5为不同卫星信号中断持续时间下的位置误差对比曲线。



(a) 经度误差



(b) 纬度误差

图4 位置误差

Fig.4 Position error

由图4可以看出,当卫星信号不可用时,SINS 工作在纯惯性模式下,因此其位置误差随时间积累,但是在短时间内,SINS 误差积累速度较慢。由图5可以看出,对于中等精度 IMU,当卫星信号中断持续时间为 100 s 时,水平位置误差为 15.23 m,满足 ICAO 对民用航空进近的所需 CAT II/III 类导航性能要求(水平误差小于 17 m),因此,SINS/DGPS 组合导航系统提高了导航系统的连续性和可用性。

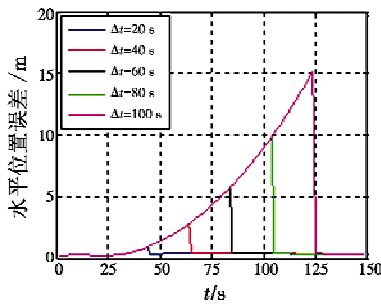


图5 不同卫星信号中断持续时间下的位置误差对比

Fig. 5 Position error comparison for different satellite signal outage durations

4 验证实验

实验室自主研发了GBAS原型样机,开发了GBAS地面站完好性监视与伪距差分处理软件。地面站包括4个基准站、数据处理中心、VDB电台以及天线。

机载端利用车载系统进行模拟,包括1台机载多模接收机、专用车载验证环境以及中等精度光纤SINS,其中,光纤陀螺常值漂移优于 $0.1(^{\circ})/h$,石英挠性加速度计常值偏置优于 $1 \times 10^{-3}g$ 。为了获取车辆行驶过程中真实位置,根据接收机保存的卫星星历与导航电文利用后处理的动态定位方法计算车辆位置信息并作为参考值。车载实验地点为某条道路,总实验时间为600s,图6为SINS/DGPS组合导航系统位置误差与机载DGPS单系统位置误差对比曲线,表1为两者位置误差对比统计。

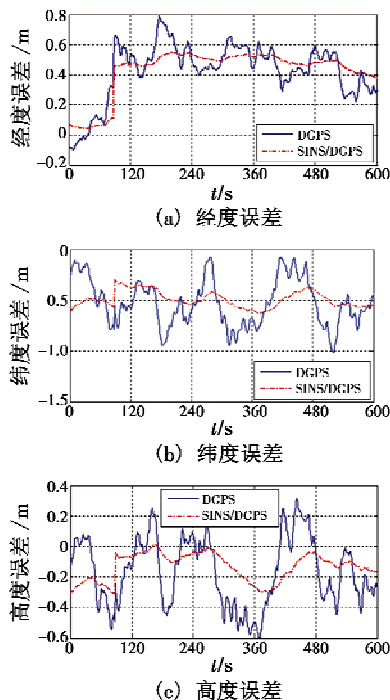


图6 位置误差对比

Fig. 6 Position error comparison

表1 位置误差对比统计

Table 1 Statistical comparison of position errors m

	DGPS	SINS/DGPS
经度误差范围	(-0.11, 0.79)	(-0.04, 0.55)
纬度误差范围	(-0.99, -0.07)	(-0.63, -0.29)
高度误差范围	(-0.59, 0.32)	(-0.31, 0.01)
经度误差标准差	0.18	0.09
纬度误差标准差	0.23	0.08
高度误差标准差	0.25	0.09

由图6以及表1可以看出,卫星信号伪距经过差分校正后,其相关性公共误差得以消除,因此定位精度得到明显提高,最大位置误差在1m以内,能够满足飞机CAT III类精密进近与着陆对系统导航精度的需求。同时,对比SINS/DGPS组合导航系统与机载DGPS单系统位置误差可以看出,组合后的系统定位精度更高,且结果更为平滑,系统在复杂环境下的鲁棒性更高,验证了本文所提方法的有效性。

5 结论

单频点GBAS受电离层延时、场地电磁干扰等影响,其复杂工作环境下的鲁棒性较差,影响飞机着陆安全。针对该问题,本文提出利用SINS的鲁棒性辅助机载DGPS进行导航与定位,并建立了SINS/DGPS紧组合滤波模型,给出了紧组合滤波状态方程和量测方程。同时,为了实现卫星有效时与卫星失效时Kalman滤波器的平稳切换,对标准Kalman滤波过程进行了改进。通过计算机仿真和车载系统验证了所提方法的有效性,SINS/DGPS组合模式下,导航系统的连续性和可用性得到提高,同时组合后的位置精度相比单系统得到提高,其高度误差标准差由0.25m减小为0.09m,有效提高了导航系统定位精度,后续需要进一步对SINS/DGPS组合导航系统完好性性能进行评估。

参考文献

- [1] 汪媛卿. 低空环境下民用航空器精密进近算法研究[D]. 上海:上海交通大学,2012.
- [2] LEE J, PULLEN S, DATTA-BARUA S, et al. Real-time ionospheric threat adaptation using a space weather prediction for GNSS-based aircraft landing systems[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2017, 18(7):1752-1761.
- [3] FELUX M, DAUTERMANN T, BECKER H. GBAS approach guidance performance—a comparison to ILS[C]// Proceedings of the International Technical Meeting of the Institute of Navigation, 2013:4-9.
- [4] ENGE P. Local area augmentation of GPS for the precision approach of aircraft[J]. Proceedings of the IEEE, 1999,

- 87(1):111-132.
- [5] DAUTERMANN T, FELUX M, GROSCH A. Approach service type D evaluation of the DLR GBAS testbed[J]. GPS Solutions, 2012, 16(3):375-387.
- [6] DAUTERMANN T, MAYER C, ANTREICH F, et al. Non-Gaussian error modeling for GBAS integrity assessment [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2012, 48(1):693-706.
- [7] CIRCIU M S, MEURER M, FELUX M, et al. Evaluation of GPS L5 and Galileo E1 and E5a performance for future multi-frequency and multi-constellation GBAS[J]. Journal of the Institute of Navigation, 2017, 64(1):149-163.
- [8] 李斌, 王晓旺, 胡耀坤. 地基增强系统(GBAS)飞行试验分析[J]. 现代导航, 2012, 3(1):6-9.
- [9] XING Z D, ZHAO J B, WANG Z H, et al. Analysis and improvement to ionosphere grads integrity monitoring algorithm in ground based augmentation system[C]//Proceedings of Chinese Satellite Navigation Conference(CSNC), 2015:237-247.
- [10] HU J, SUN Q W, SHI X Z. Differential positioning algorithm for GBAS based on extended Kalman filtering [C]//Proceedings of the 13th World Congress on Intelligent Control and Automation(WCICA), 2018:296-303.
- [11] WANG Z P, MACABIAU C, ZHANG J, et al. Prediction and analysis of GBAS integrity monitoring availability at LinZhi airport[J]. GPS Solutions, 2014, 18(1):27-40.
- [12] HUANG Z G, HUANG Z G, ZHU Y B. A new optimal Hatch filter to minimize the effects of ionosphere gradients for GBAS [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(6):526-532.
- [13] Federal Aviation Administration. Roadmap for performance-based navigation [Z]. Washington, DC.: Federal Aviation Administration, 2006.
- [14] CHAN F C. A state dynamics method for integrated GPS/INS navigation and its application to aircraft precision approach[D]. Chicago: Illinois Institute of Technology, 2008.
- [15] 胡杰, 石潇竹. 载波相位平滑伪距在 GPS/SINS 紧组合导航系统中的应用[J]. 导航定位与授时, 2018, 5(5):32-38.
- [16] 李晓东, 赵修斌, 庞春雷, 等. PBN 概念下的 GNSS/SINS 组合导航完好性算法[J]. 电光与控制, 2013, 20(1):44-48.
- [17] GROSCH A, BELABBAS B, MEURER M. Redundant inertial-aided GBAS for civil aviation[C]//Proceedings of the 5th ESA Workshop on Satellite Navigation Technologies and European Workshop on GNSS Signals and Signal Processing (NAVITEC), 2010:1-6.
- [18] 谢钢. GPS 原理与接收机设计[M]. 北京: 电子工业出版社, 2017.

下 期 要 目

基于 ADS-B IN 的通航飞机飞行态势监视终端系统研究
 基于模型参数辨识的机载传感器故障诊断
 雷达跟踪误差对指令制导系统制导精度的影响
 高超声速飞行器双幂次滑模反演控制
 机载光波导平视显示技术发展
 基于非局部自相似性的高光谱异常检测算法
 基于球带幕的多通道投影拼接融合技术研究
 基于离散小波变换和梯度锐化的遥感图像融合算法
 基于 IDA-PBC 的四旋翼飞行器轨迹跟踪控制
 一种基于数据驱动的无模型滑模预测控制

无人机三维编队保持滑模控制器设计
 IDE-ELM 在民机方向舵系统故障诊断中的应用
 欠驱动 USV 实时自主避障路径规划算法
 无人机红外侦察目标与可见光图像融合器设计
 基于多准则融合的雷达干扰源个体特征选择
 基于改进 CNN 的海军军事文本分类模型
 基于深度学习的目标检测综述
 基于一种通用相机模型的双目超大视场红外相机标定
 一种基于 SSR-TSEKF 的多雷达误差配准算法
 基于最小二乘迭代的多站交叉定位改进算法