

基于 RTK 组合导航系统算法设计及实现

高 韵, 姚兴波, 杨少军

(陕西航天时代导航设备有限公司, 西安 710100)

摘要: 本文针对中高精度光纤惯导, 分析基于 RTK 组合导航系统算法设计方法, 并对系统俯仰角出现奇异点时给出解决措施。惯导系统和卫星导航系统之间具有很好的互补性, 通过最优估计卡尔曼滤波进行惯性/卫星组合导航, 可充分发挥两种系统的优势, 同时, 在 RTK 能够得到固定解的状态下进行组合定位精度在厘米级。仿真验证和实物验证验证, 该方法可行有效。

关键词: RTK; 组合导航

组合导航系统的发展随着卫星导航技术的广泛应用, 在军用和民用各方面产生了巨大影响。全球卫星导航系统 (Global Navigation Satellite System, GNSS) 虽然具有全天候、高精度的优点, 但其局限性也非常明显, 其主要缺点是卫星信号在有些地方受遮挡丢失信号而影响定位精度, 因此, 我们不应该完全依赖卫星导航系统用于导航和定位^[1]。

组合导航系统的设计一般都采用 Kalman 滤波器, Kalman 滤波器最早和最成功的使用实例辨识在导航领域^[2-3]。1960 年卡尔曼在美国国家航空航天局埃姆斯研究中心 (NASA Armes Research Center) 访问时, S.Schmidt 发现 Kalman 滤波方法对于解决阿波罗计划的轨道预测很有用, 后来阿波罗登月的导航系统便使用了 Kalman 滤波器, 通常认为 S.Achmidt 首次实现了 Kalman 滤波器。此外, 美国在航天飞机、潜艇和无人航空航天飞行器上均使用了 Kalman 滤波器^[4-5]。载波相位差分又称 RTK, 由于电子技术和成本的限制, 在近年才逐渐开始被使用, GNSS 可以通过 RTK 定位来提供厘米级别的高精度定位。RTK 能够实时输出高精度的定位信息, 相对 PPK 使用更加方便, 因此对于机载、车载、机器人等实时性要求高的系统有很大优势^[6]。

本文对基于 RTK 的光纤组合导航系统进行研究, 设计了一套基于 RTK 的中高精度组合导航系统, 通过分析和实验结果表明该组合导航系统能够提供厘米级高精度的位置, 具有较强的工程应用价值。

1 组合导航系统数学模型

1.1 坐标系定义

(1) 地理坐标系

地理坐标系原点位于载体质心, 其中一坐标轴沿当地地理垂线方向, 其余两轴在当地水平面内沿当地经线和纬线的切线方向, 三轴需满足右手定则。本文地理坐标系选取北-天-东方向, 即 X 轴指北向, Y 轴指沿当地垂线向上指天顶方向, Z 轴指东向。

(2) 载体坐标系

载体坐标系与载体固连, 原点位于载体质心。X 轴沿沿载体纵轴方向向前, Y 轴沿载体竖轴方向向上, Z 轴载体横轴方向向右, 构成“前上”坐标系。

(3) 导航坐标系

选取“北-天-东”地理坐标系为导航系, 按照一般旋转顺序为“213”, 即“航向-俯仰-横滚”, 会出现俯仰角在 90 度附近出现奇异点, 而在一些使用场合, 如火箭发射时, 载体会处于垂直状态, 俯仰角度旋转顺序“321”, 即进行了姿态阵转化的推导, 从欧拉角到姿态阵推理如下:

$$\begin{aligned}
C_n^b &= C_\gamma C_\varphi C_\theta \\
&= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c_\gamma & s_\gamma \\ 0 & -s_\gamma & c_\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c_\varphi & 0 & -s_\varphi \\ 0 & 1 & 0 \\ s_\varphi & 0 & c_\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c_\theta & s_\theta & 0 \\ -s_\theta & c_\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \\
&= \begin{bmatrix} c_\varphi c_\theta & c_\varphi s_\theta & -s_\varphi \\ -c_\gamma s_\theta + s_\gamma s_\varphi c_\theta & c_\gamma c_\theta + s_\gamma s_\varphi s_\theta & s_\gamma c_\varphi \\ s_\gamma s_\theta + c_\gamma s_\varphi c_\theta & -s_\gamma c_\theta + c_\gamma s_\varphi s_\theta & c_\gamma c_\varphi \end{bmatrix}
\end{aligned}$$

1.2 组合导航系统状态方程

根据惯性导航系统中主要的误差模型：速度误差模型、位置误差模型以及姿态误差模型，根据惯性导航误差方程，选择系统状态量为：

$$X = [\phi_N \quad \phi_U \quad \phi_E \quad \delta V_N \quad \delta V_U \quad \delta V_E \quad \delta L \quad \delta \lambda \quad \delta h \quad \varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z \quad \nabla_x \quad \nabla_y \quad \nabla_z]^T$$

其中， ϕ_E 、 ϕ_N 、 ϕ_U 为失准角， δV_N 、 δV_U 、 δV_E 为导航系下三个方向的速度误差， δL 、 $\delta \lambda$ 、 δh 为位置误差， ε_x 、 ε_y 、 ε_z 和 ∇_x 、 ∇_y 、 ∇_z 分别为载体系下三个方向的陀螺常值漂移和加速度计常值偏置。因此，系统状态方程可描述为：

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

状态转移阵 F 描述了状态量的变化，具体为

$$F = \begin{bmatrix} F_{N9 \times 9} & F_{S9 \times 6} \\ 0_{6 \times 9} & 0_{6 \times 6} \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned}
F_N(1,2) &= -\frac{V_N}{R_M + h} & F_N(1,3) &= -(\omega_{ie} \sin L + \frac{V_E}{R_N + h} \tan L) \\
F_N(1,6) &= \frac{1}{R_N + h} & F_N(1,7) &= -\omega_{ie} \sin L \\
F_N(1,9) &= -\frac{V_E}{(R_N + h)^2} & F_N(2,1) &= \frac{V_N}{R_M + h} \\
F_N(2,3) &= \omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_N + h} & F_N(2,6) &= \frac{\tan L}{R_N + h} \\
F_N(2,7) &= \omega_{ie} \cos L + \frac{V_E \sec^2 L}{R_N + h} & F_N(2,9) &= -\frac{V_E \tan L}{(R_N + h)^2} \\
F_N(3,1) &= \omega_{ie} \sin L + \frac{V_E \tan L}{R_N + h} & F_N(3,2) &= -(\omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_N + h}) \\
F_N(3,4) &= -\frac{1}{R_M + h} & F_N(3,9) &= \frac{V_N}{(R_M + h)^2}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
F_N(4,2) &= -f_E & F_N(4,3) &= f_U \\
F_N(4,4) &= -\frac{V_U}{R_M+h} & F_N(4,5) &= -\frac{V_N}{R_M+h} \\
F_N(4,6) &= -2(\omega_{ie} \sin L + \frac{V_E \tan L}{R_N+h}) & F_N(4,7) &= -(2V_E \omega_{ie} \cos L + \frac{V_E^2}{R_N+h} \sec^2 L) \\
F_N(4,9) &= \frac{V_N V_U}{(R_M+h)^2} + \frac{V_E^2 \tan L}{(R_N+h)^2} & F_N(5,1) &= f_E \\
\\
F_N(5,3) &= -f_N & F_N(5,4) &= \frac{2V_N}{R_M+h} \\
F_N(5,6) &= 2(\omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_N+h}) & F_N(5,7) &= -2V_E \omega_{ie} \sin L \\
F_N(5,9) &= -\frac{V_N^2}{(R_M+h)^2} - \frac{V_E^2}{(R_N+h)^2} & F_N(6,1) &= -f_U \\
F_N(6,2) &= f_N & F_N(6,6) &= \frac{V_N \tan L - V_U}{R_N+h} \\
F_N(6,4) &= 2\omega_{ie} \sin L + \frac{V_E \tan L}{R_N+h} & F_N(6,5) &= -(2\omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_N+h}) \\
F_N(6,7) &= 2\omega_{ie} (V_U \sin L + V_N \cos L) + \frac{V_E V_N}{R_N+h} \sec^2 L \\
F_N(6,9) &= \frac{V_E V_U - V_E V_N \tan L}{(R_N+h)^2} & F_N(7,4) &= \frac{1}{R_M+h} \\
F_N(7,9) &= -\frac{V_N}{(R_M+h)^2} & F_N(8,6) &= \frac{\sec L}{R_N+h} \\
F_N(8,7) &= \frac{\tan L \sec L V_E}{R_N+h} & F_N(8,9) &= -\frac{V_E \sec L}{(R_N+h)^2} & F_N(9,6) &= 1
\end{aligned}$$

$$F_S = \begin{bmatrix} -C_b^n & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & C_b^n \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}$$

1.3 组合导航系统量测方程

以位置、速度观测方程为:

$$Z(t) = \begin{bmatrix} V_{INS} - V_{GNSS} \\ P_{INS} - P_{GNSS} \end{bmatrix} = H(t)X(t) + V(t)$$

式中, $V_{INS} - V_{GNSS}$ 表示惯导系统和卫星系统的速度差; $P_{INS} - P_{GNSS}$ 表示惯导系统和卫星系统的位置差。

量测矩阵为:

$$H = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 6} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 6} \end{bmatrix}$$

2 组合导航算法设计

2.1 组合导航算法设计流程

组合导航算法流程如图 2 所示, 首先获取 IMU 数据, 即惯性器件的角速率和比力信息, 通过惯导解算更新惯导的姿态、速度和位置信息, 以惯导系统和 RTK 输出的位置、速度误差构成观测量, 利用线性卡尔曼滤波对状态量进行最优估计, 对惯性导航参数进行实时校正, 以达到组合导航信息融合的目的。流程图如图 1 所示。

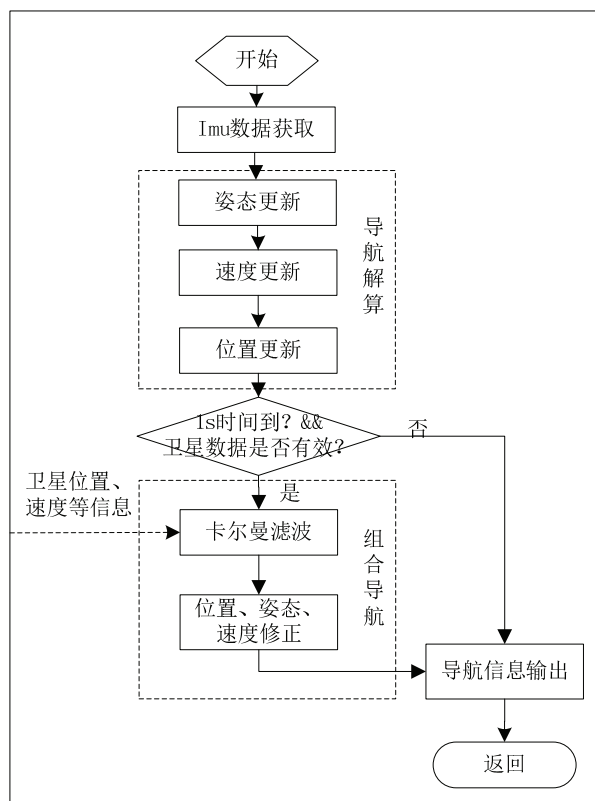


图1 组合导航算法设计流程

组合导航算法具体过程如下:

- (1) 获取 IMU 补偿后的角速率和角速度数据;
- (2) 进行导航解算, 更新惯导系统姿态、速度、位置;
- (3) 滤波时间到, 且当卫星数据有效, 通过卡尔曼滤波器将惯导与卫星导航系统的信息进行最优估计, 估计出惯导系统误差;
- (4) 对惯导系统的姿态、航向、速度及位置信息进行校正。

2.3 导航解算算法

纯惯性导航算法, 根据陀螺和加表输出的角速率和加速度, 根据导航解算算法, 进行姿态更新、速度更新、位置更新, 模块示意图如图 2 所示。

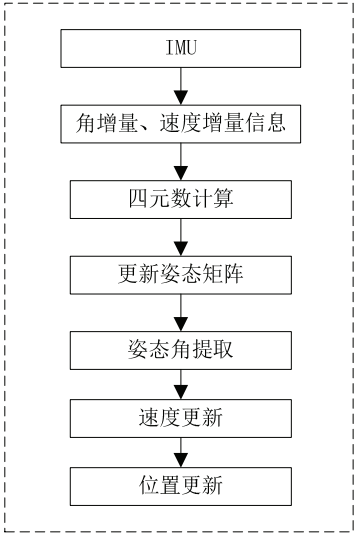


图2 导航解算模块示意图

2.4 卡尔曼滤波器设计

(1) 离散化处理

$\Phi_{k|k-1} = I + F * t_s$ (t_s 为组合滤波周期)

(2) 卡尔曼滤波最优估计

时间更新:

$$\begin{aligned}\hat{X}_{k|k-1} &= \Phi_{k|k-1} \hat{X}_{k-1} \\ P_{k|k-1} &= \Phi_{k|k-1} P_{k-1} \Phi_{k|k-1}^T + Q_{k-1}\end{aligned}$$

量测更新:

$$\begin{aligned}K_k &= P_{k|k-1} H_k^T (H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \\ \hat{X}_k &= \hat{X}_{k|k-1} + K_k (Z_k - H_k \hat{X}_{k|k-1}) \\ P_k &= (I - K_k H_k) P_{k|k-1}\end{aligned}$$

3 实验结果

3.1 仿真验证

(1) Psins 工具箱生成的动态 IMU 数据仿真情况

表1 添加器件噪声

名称	类型	参数值
陀螺	零位	$0.03^\circ / h$
	随机游走	$0.001^\circ / \sqrt{h}$
加速度计	零位	$100\mu g$
	随机游走	$5\mu g / \sqrt{Hz}$

利用Psins工具箱中轨迹发生器生成动态IMU数据，图6-图8分别是姿态角、姿态角误差、速度、速度误差和位置及误差等参数曲线仿真情况，具体详见图3-图6。

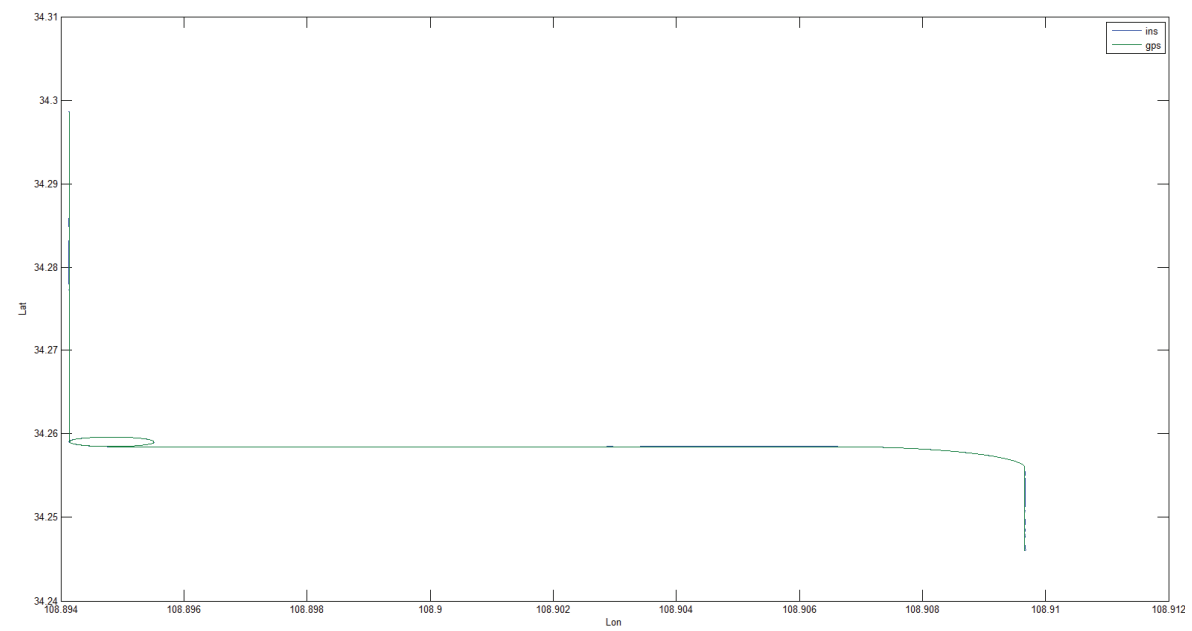


图3 轨迹图

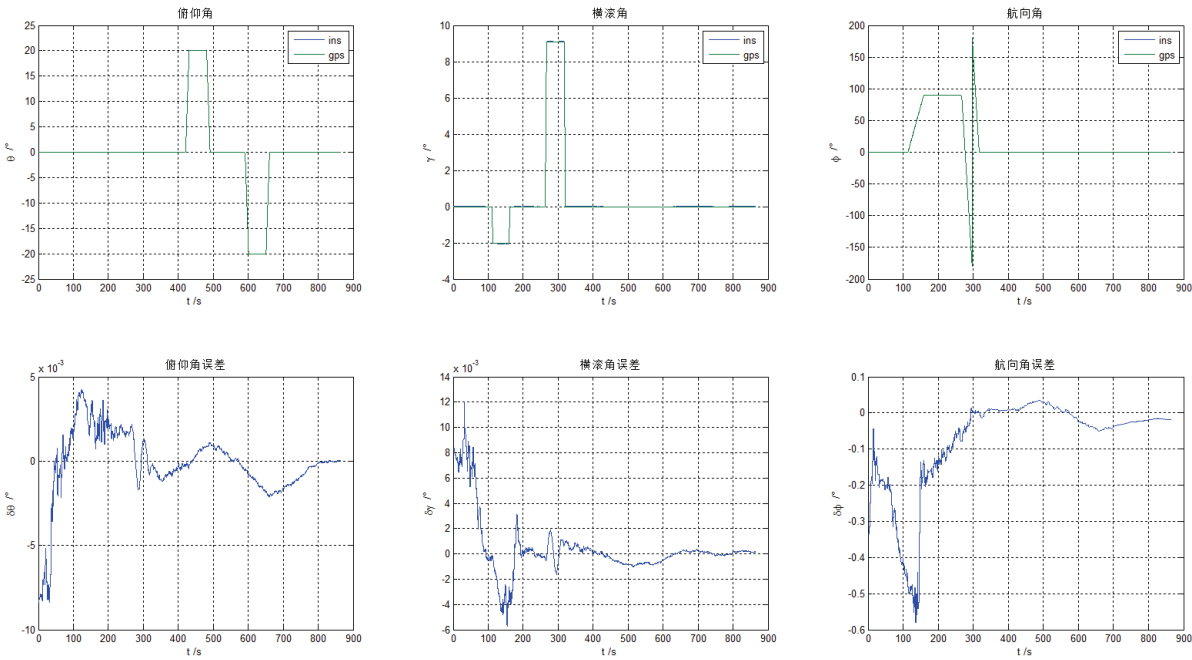


图4 姿态角仿真图

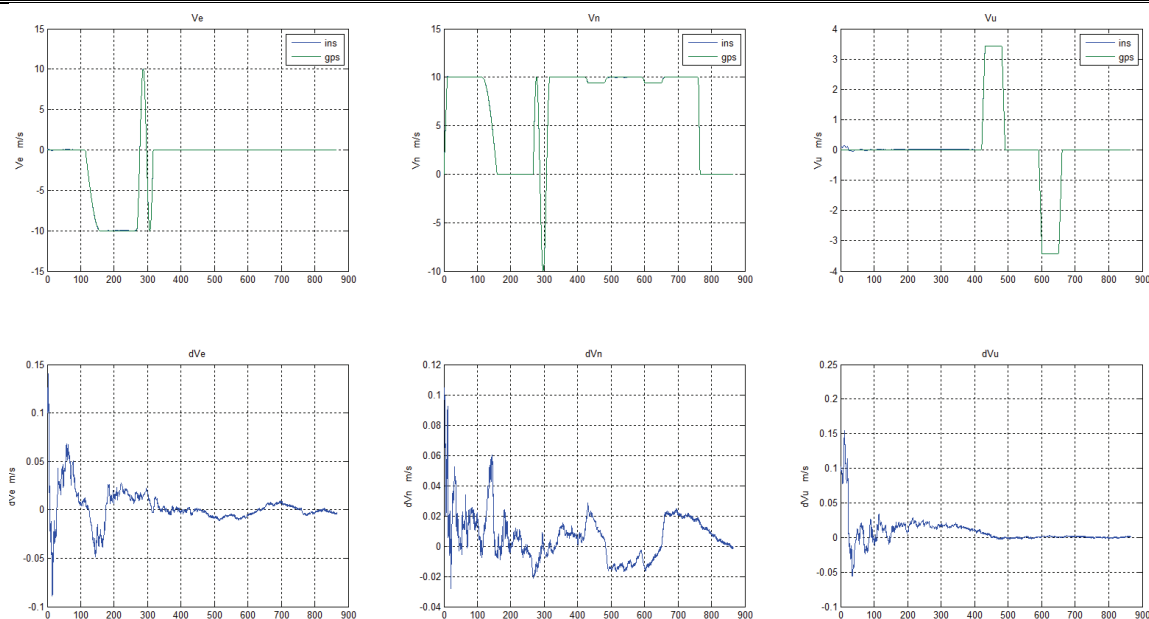


图5 速度仿真图

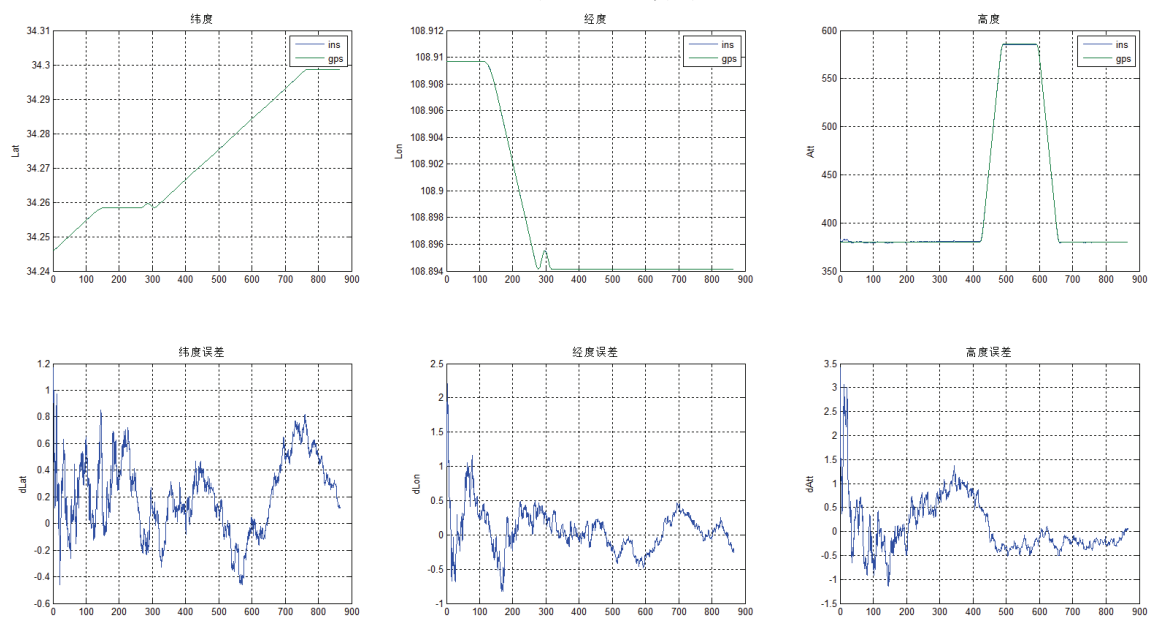


图6 位置仿真图

(2) 实验结果分析

从图 3 可以看出组合导航输出的轨迹和 GPS 的轨迹基本重合, 图 3 中可以看出姿态角误差值最大为 $0.7'$ 以内, 航向角误差均在 0.6 度以内, 图 6 可以看出水平速度误差最大值为 0.15m/s , 天向速度误差最大值为 0.2m/s , 从图 7 中可以看出, 纬度误差在 1m 以内, 经度误差在 2m 以内, 高度误差在 3m 以内, 因此, 上述仿真结果可验证该组合导航算法可行。

3.2 实物验证

(1) 实物验证情况

为了进一步验证该算法的适用性, 将算法应用在光纤组合导航产品中, 将产品装卡在工装内放置在平板上, 放置方向大致为天东北, 俯仰角和横滚角均在 90 度附近, 产品外接卫星天线, 天线与基站连接, 卫星信号为 RTK 差分信号, 产品上电后进行自对准, 对准结束后进入组合导航, 采集组合导航 20min 数据进行分析, RTK 组合导航参数曲线图形如图 7-图 9, RTK 导航误差统计结果如表 2 所示。

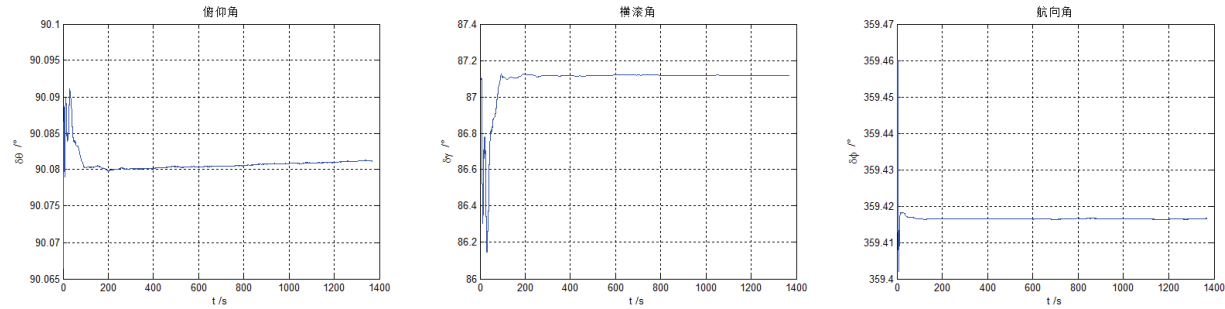


图7 RTK 组合导航结果 (姿态角)

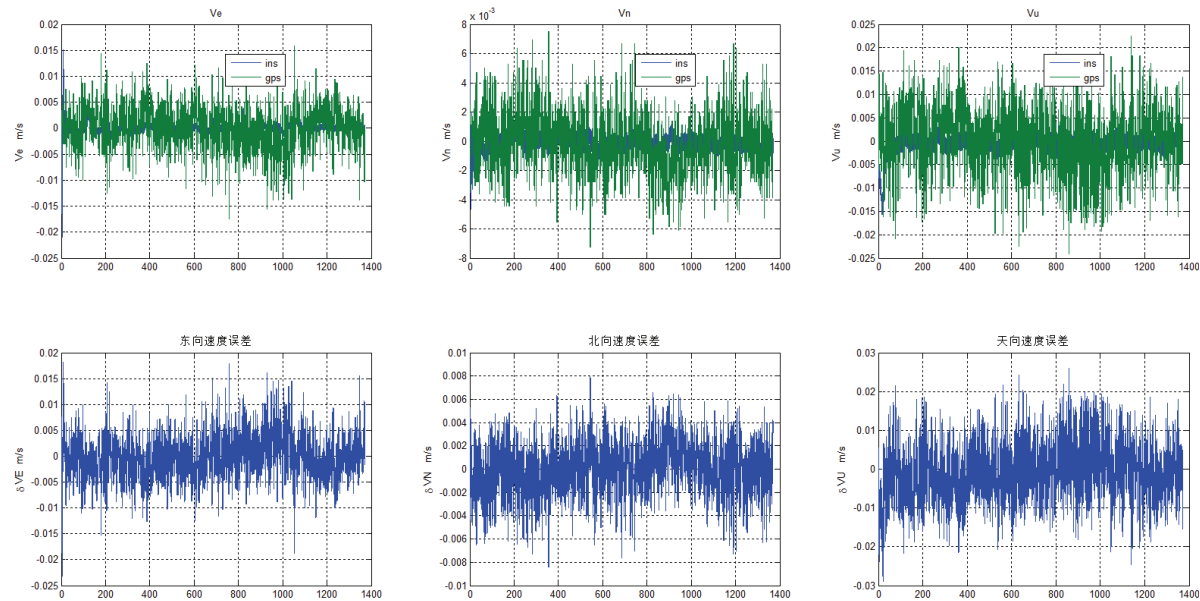


图8 RTK 组合导航结果 (速度)

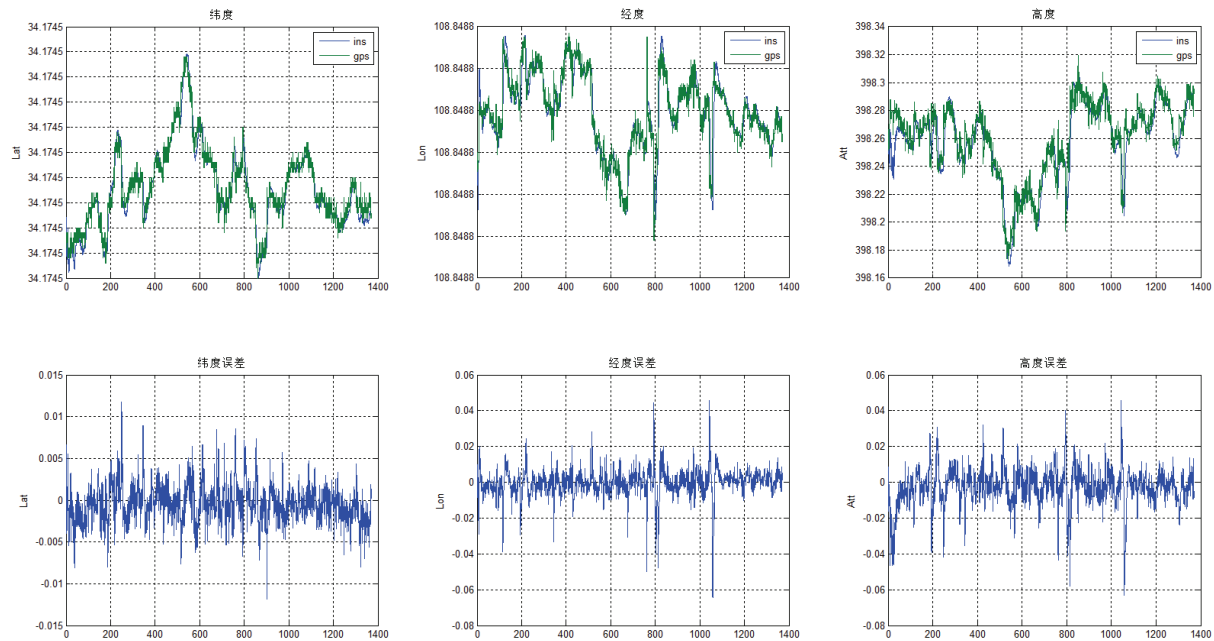


图9 RTK 组合导航结果 (位置)

(2) 实验结果分析

将 RTK 组合导航参数进行误差统计分析，通过表 2 可以看出，俯仰角和航向角误差约为 0.001° ，横滚角误差约为 0.1° ，因产品俯仰角约为 90° ，航向角已耦合到横滚角，速度误差在 0.01m/s 以内，位置误差在 1cm 以内。

表2 导航结果

参数	RMS 统计值	单位
俯仰角误差	0.0014	$^{\circ}$
横滚角误差	0.1100	$^{\circ}$
航向角误差	0.0014	$^{\circ}$
东向速度误差	0.0046	m/s
北向速度误差	0.0023	m/s
天向速度误差	0.0078	m/s
纬度误差	0.0024	m
经度误差	0.0077	m
高度误差	0.0108	m

4 结 论

本文对基于 RTK 的组合导航系统进行研究，对系统俯仰角出现奇异点时给出解决措施，并提出详细的组合导航设计算法，以系统误差方程为依据建立数学模型，通过最优估计卡尔曼滤波对导航误差参数估计，实时对导航参数进行修正。仿真和实物验证结果表明，该方法简单符合预期，性能良好，同时该方法可适用俯仰角超 90° 状态下的导航情况，具有较强的工程参考价值。

参考文献：

[1] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2006.

[2] 秦永元, 张洪钺, 汪叔华, 卡尔曼滤波与组合导航原理, 西安: 西北工业大学出版社, 1998.

[3] WANG W, YANG X L, CAI R L, et al. Robust and Precise Vehicle Localization based on Multi-sensor Fusion in Diverse City Scenes [C]//2018 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA) .Brisbane: IEEE, 2018.

[4] 薛连莉,戴敏,葛悦涛,陈少春.2018 年国外惯性技术发展回顾[J].飞航导弹,2019(04):16-21.

[5] 武晓燕. 基于光纤陀螺的捷联惯导与卫星组合导航算法研究[D].北京理工大学,2015.

[6] 朱晓涵.弹载捷联惯性/卫星组合导航技术研究[D].江苏:南京理工大学,2019.