

一种基于实时再处理技术的 SINS 初始对准算法

邓继权¹, 马小艳¹, 张吉先¹, 薛凯²

(1. 北京自动化控制设备研究所, 北京 100074; 2. 北京空天技术研究所, 北京 100074)

摘要: 为了提高捷联惯导系统初始对准精度, 减少对准时间, 提出了一种优化的基于实时再处理技术的初始对准方法。在导航计算机存储容量足够大并且计算能力足够强的条件下, 通过两路独立的导航解算, 一路用作实时的对准导航, 另一路对存储的数据进行再次处理, 提高了采样数据的利用率。与传统对准方法相比较, 该方法可以在较短的时间内取得同等的精度, 或者在相同的对准时间内取得更高的对准精度。计算机仿真以及车载试验结果表明采用该初始对准方法可以有效地实现惯导系统短时间高精度初始对准。

关键词: 捷联惯性导航; 实时再处理; 逆向导航; 初始对准; 卡尔曼滤波

中图分类号: V44 **文献标志码:** A **文章编号:** 2095-8110(2015)04-0018-07

Improved Initial Alignment Algorithm of SINS Based on Real-time Reprocessing

DENG Ji-quan¹, MA Xiao-yan¹, ZHANG Ji-xian¹, XUE Kai²

(1. Beijing Institute of Automatic Control Equipment, Beijing 100074, China;

2. Beijing Aerospace Technology Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: In order to increase the initial alignment speed and reduce the alignment time of strapdown inertial navigation system, this paper proposed a optimized fast initial alignment method based on real-time reprocessing. On the assumption of navigation computer having large memory and powerful computing ability, two independent navigation softwares were used, one performs real-time processing and records the inertial data in a buffer to form buffered input data, and the other makes use of the input data once more, but at a higher speed. In contrast with the traditional method, the method allows the same accuracy to be achieved in less alignment time, or provides improved accuracy for the same alignment time. Simulation and vehicular test results indicate that this method can effectively improve the inertial alignment accuracy of strapdown inertial navigation system.

Key words: Strapdown inertial navigation system; Real-time reprocessing; Reverse navigation; Initial alignment; Kalman filter

0 引言

初始对准是惯导系统进入导航的前提, 也是惯导系统的关键技术之一。初始对准的两个重要指标是精确性和快速性, 但是在自对准中这两者之间往往是相互矛盾的^[1]。传统初始对准方法如

果要在其他条件不变的情况下提高对准精度, 只能通过延长初始对准时间来实现。而通常情况下, 惯导系统初始对准时间都有严格限制, 不可能无限延长, 因此, 如何在特定的初始对准时间下提高系统初始对准精度是个很大的难题。

可以将 SINS 中陀螺仪和加速度计的采样数据

收稿日期: 2014 - 09 - 04; 修订日期: 2015 - 05 - 04。

基金项目: 总装“十二五”预先研究课题(513090301)

作者简介: 邓继权(1988 -), 男, 助理工程师, 主要从事惯性导航和控制系统研究。

E-mail: djqfengying@163.com

当作一组时间序列看待,通常意义下的导航解算是对该序列按时间先后顺序进行实时处理,而不必进行数据存储,就能够获得实时导航结果。如果导航计算机存储容量足够大,能够把 IMU 以及外部参考信息采样数据存储下来,那么既然可以按时间顺序正向处理,很容易联想到,也可以对它作逆向分析和处理。对存储的数据作正向和逆向的反复分析,有可能提高精度,或者在某项任务中能够减小实际用于分析的数据长度,即缩短任务时间^[2-3]。文献[5]利用对准过程存储的数据进行多次 Kalman 滤波迭代计算以提高初始对准精度。本文提出一种优化的基于实时再处理技术的初始对准方法,在初始对准的不同阶段均利用相同的数据,进行多次正向、逆向处理,有利于实现惯导系统短时间高精度初始对准。

1 基于实时再处理技术的初始对准算法

1.1 初始对准算法分析

为了能够存储整个初始对准以及导航过程中的 IMU 数据并且实现实时再处理技术,整套惯导系统采用了两个独立的导航计算机以及大容量的存储器。其中导航计算机主板(CPU1)用于实时的正向导航解算,在预定的对准结束时刻立即转入实时导航。导航计算机副板(CPU2)实时存储对准以及导航过程中的 IMU 数据,并且在 CPU1 初始对准结束时刻利用其导航结果以及存储的数据进行双向导航、双向滤波实时再处理计算,由于计算机的运算速率远大于传感器的采样率,所以,经过一段时间延迟(T)之后,CPU2 计算得到的导航结果也就是实时导航的结果^[4-5]。其基本结构如图 1 所示,具体步骤如下:

1) 系统通电,CPU1 先进入粗对准阶段,粗对准结束后,进入 Kalman 滤波精对准阶段。CPU2 将整个对准时间内(设从 t_0 时刻开始到 t_e 时刻结束)的陀螺仪、加速度计以及外部参考信息的采样数据存储下来。

2) CPU1 卡尔曼滤波精对准结束后,对姿态角、陀螺漂移以及加速度计零偏等相关量进行修正。修正结束后,转入实时导航阶段。CPU2 继续实时存储陀螺仪、加速度计以及外部参考信息的采样数据,同时以 t_e 时刻 CPU1 的速度、位置、姿

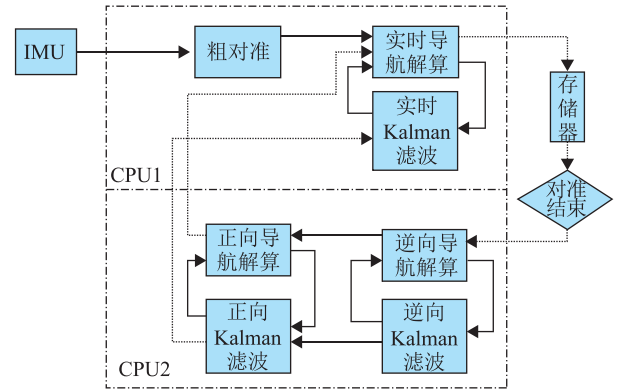


图 1 基于实时再处理技术的初始对准原理图

Fig. 1 The initial alignment algorithm based on realtime-reprocessing

态以及陀螺漂移、加速度计零偏等信息作为初值,进行基于逆向导航算法的逆向 Kalman 滤波估计,其中逆向陀螺漂移须将 CPU1 卡尔曼滤波精对准估计得到的值取反。

3) CPU2 逆向 Kalman 滤波至 t_0 时刻后,逆向 Kalman 滤波结束,继续以 t_0 时刻数据作为初始值进行正向 Kalman 滤波估计。逆向滤波估计结束后,并不进行任何修正,直接将逆向滤波结束时刻的状态估计值 $conv_x_k$ 以及估计均方误差阵 $conv_P_k$ 作为正向滤波估计的初始状态估计值和初始均方误差阵,状态估计值中速度以及陀螺漂移对应项同样取反。初始速度、位置、姿态信息取逆向估计结束时刻的值。

4) CPU2 正向滤波估计至 t_e 时刻后,CPU2 正向 Kalman 滤波精对准计算结束,对姿态角、陀螺漂移以及加速度计零偏等相关量进行修正,修正结束后转入导航阶段。CPU2 导航初始一段时间内所用的数据仍然是存储的数据,由于计算机运算速率远大于传感器的采样频率,经历一段时间延迟 T 之后,CPU2 导航运算所用的数据将是实时采样的数据。因此,CPU2 导航解算得到的结果也将是实时导航的结果,并且精度要高于 CPU1 导航解算得到的结果。用精度更高的 CPU2 导航结果对 CPU1 导航结果进行修正,提高了系统实时导航的定位精度。CPU2 实时再处理对准运算结束,CPU1 继续进行实时定位导航。

由上述分析可以看出,CPU2 的导航运算并没

有粗对准计算, CPU2 通过实时再处理技术对整个初始对准过程中的数据都进行了再次处理, 提高了数据的利用率。此外, CPU2 逆向 Kalman 滤波结束后并不做任何修正, 使得 CPU2 一次实时再处理 Kalman 滤波精对准计算的时间要长于 CPU1 初始对准时间, 可以有效提高 CPU2 实时再处理 Kalman 滤波估计的稳定性。其中, 延迟时间 T 主要取决于导航计算机副板 (CPU2) 的运算能力。

1.2 卡尔曼滤波模型的建立

1.2.1 正向 Kalman 滤波计算

文中选取“北-天-东”地理坐标系为导航坐标系 ($O_n X_n Y_n Z_n$), 原点与载体系原点重合, X_n 轴指北, Y_n 轴指天, Z_n 轴指东。 $X_n Y_n Z_n$ 构成右手坐标系。载体坐标系 ($O_b X_b Y_b Z_b$) 原点位于载体重心, X_b 轴沿载体纵轴向前, Y_b 轴垂直载体纵轴向上, Z_b 轴按右手坐标系。

(1) 状态方程

由于捷联惯性导航系统的初始对准时间较短, 因此陀螺漂移和加速度计零偏均可看成随机常数过程。另外, 由于捷联惯性导航系统的高度通道是不稳定的, 所以忽略垂直方向的速度以及高度, 最终选取系统的状态变量 $\mathbf{X}^F = [\delta V_N \ \delta V_E \ \varphi_N \ \varphi_U \ \varphi_E \ \delta\varphi \ \delta\lambda \ \varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z \ \nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z]^T$ (由于后文将涉及正向及逆向两个状态的滤波, 这里的上标 F 代表正向 Kalman 滤波, 以作区别。), δV_N 、 δV_E 分别为系统在导航坐标系下北向、东向速度误差; φ_N 、 φ_U 、 φ_E 分别为导航系统的北向、天向、东向失准角; $\delta\varphi$ 、 $\delta\lambda$ 分别为系统的纬度、经度误差; ε_x^b 、 ε_y^b 、 ε_z^b 和 ∇_x^b 、 ∇_y^b 、 ∇_z^b 分别为载体系各轴向的陀螺漂移和加速度计零偏。

根据 Kalman 滤波状态方程

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{w}(t) \quad (1)$$

离散化可得到

$$\mathbf{X}_k^F = \Phi_{k, k-1} \mathbf{X}_{k-1}^F + \Gamma_{k-1} \mathbf{W}_{k-1} \quad (2)$$

式中, $\Phi_{k, k-1} = \mathbf{I} + \mathbf{T}_n \sum_{i=0}^{N-1} \mathbf{F}_i$ 为 t_{k-1} 时刻到 t_k 时刻

的系统一步状态转移矩阵, 其中, $N = \frac{T}{T_n}$, T 为滤波周期, T_n 为离散周期, \mathbf{F}_i 是系统矩阵; $\Gamma_{k-1} = \mathbf{I}$ 为系统的噪声驱动矩阵; \mathbf{W}_k 为系统的激励噪声序列, 满足 $E[\mathbf{W}_k] = 0$, $\text{Cov}[\mathbf{W}_k, \mathbf{W}_j] = E[\mathbf{W}_k \mathbf{W}_j^T] =$

$\mathbf{Q}_k \delta_{k, j}$, 其中当 $k = j$ 时, $\delta_{k, j} = 1$, 否则为 0, \mathbf{Q}_k 是 \mathbf{W}_k 的方差阵, 假设非负定。根据捷联惯导系统的误差方程可得系统矩阵 \mathbf{F} 中的非零元素如下:

$$F_{12} = -2 \left(\omega_{ie} \sin\varphi + \frac{V_E \tan\varphi}{RN + H} \right),$$

$$F_{14} = -f_E, \quad F_{15} = f_U,$$

$$F_{16} = - \left(2V_E \omega_{ie} \cos\varphi + \frac{V_E^2 \sec^2\varphi}{RN + H} \right),$$

$$F_{1, 11} = C_{11}, \quad F_{1, 12} = C_{21}, \quad F_{1, 13} = C_{31},$$

$$F_{21} = 2\omega_{ie} \sin\varphi + \frac{V_E \tan\varphi}{RN + H},$$

$$F_{22} = \frac{V_N \tan\varphi}{RM + H}, \quad F_{23} = -f_U, \quad F_{24} = f_N,$$

$$F_{26} = 2V_N \omega_{ie} \cos\varphi + \frac{V_N \cdot V_E \sec^2\varphi}{RN + H},$$

$$F_{2, 11} = C_{13}, \quad F_{2, 12} = C_{23}, \quad F_{2, 13} = C_{33},$$

$$F_{32} = \frac{1}{RN + H}, \quad F_{34} = -\frac{V_N}{RM + H},$$

$$F_{35} = - \left(\omega_{ie} \sin\varphi + \frac{V_E \tan\varphi}{RN + H} \right),$$

$$F_{36} = -\omega_{ie} \sin\varphi, \quad F_{38} = -C_{11}, \quad F_{39} = -C_{21},$$

$$F_{3, 10} = -C_{31}, \quad F_{42} = \frac{\tan\varphi}{RN + H},$$

$$F_{43} = \frac{V_N}{RM + H}, \quad F_{45} = \omega_{ie} \cos\varphi + \frac{V_E}{RN + H},$$

$$F_{46} = \omega_{ie} \cos\varphi + \frac{V_E \sec^2\varphi}{RN + H},$$

$$F_{48} = -C_{12}, \quad F_{49} = -C_{22}, \quad F_{4, 10} = -C_{32},$$

$$F_{51} = -\frac{1}{RM + H}, \quad F_{53} = \omega_{ie} \sin\varphi + \frac{V_E \tan\varphi}{RN + H},$$

$$F_{54} = - \left(\omega_{ie} \cos\varphi + \frac{V_E}{RN + H} \right), \quad F_{58} = -C_{13},$$

$$F_{59} = -C_{23}, \quad F_{5, 10} = -C_{33}, \quad F_{61} = \frac{1}{RM + H},$$

$$F_{72} = \frac{\sec\varphi}{RN + H}, \quad F_{76} = \frac{V_E \tan\varphi \sec\varphi}{RN + H}.$$

式中, C_{ij} ($i = 1, 2, 3; j = 1, 2, 3$) 为姿态转换矩阵 \mathbf{C}_n^b 中相应的元素。

(2) 量测方程

惯导系统在 Kalman 滤波精对准过程中采用零速匹配方式, 设 t_k 时刻的量测值为 Z_k , 则量测方程可表示为式 (3)。

$$\mathbf{Z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k^F + \mathbf{V}_k \quad (3)$$

式中, $\mathbf{Z}_k = [\delta v_N \ \delta v_E]^T$; $\mathbf{H}_k = [\text{diag}(1 \ 1) \ \mathbf{0}_{2 \times 11}]$ 是系统的量测矩阵; \mathbf{V}_k 是系统量测噪声序列, 满足 $E[\mathbf{V}_k] = 0$, $\text{Cov}[\mathbf{V}_k, \mathbf{V}_j] = E[\mathbf{V}_k \mathbf{V}_j^T] = \mathbf{R}_k \delta_{k,j}$, $\mathbf{R}_k = \text{diag}(r_{v_N}^2 \ r_{v_E}^2)$ 是 \mathbf{V}_k 的方差阵, 假设为正定的。此处, 系统噪声和量测噪声是互不相关的零均值白噪声序列, 即 $\text{Cov}[\mathbf{W}_k, \mathbf{V}_j] = E[\mathbf{W}_k \mathbf{V}_j^T] = 0$ 。

(3) 滤波计算

Kalman 滤波是由 R. E. Kalman 于 1960 年首次提出。目前, Kalman 滤波理论作为一种最重要的最优估计理论被广泛应用于各种领域, 组合导航系统的设计是其成功应用中的一个最主要方面。文献[8]对 Kalman 滤波作了详细直观的推导, 这里直接给出离散型正向 Kalman 滤波的基本方程:

状态一步预测

$$\hat{\mathbf{X}}_{k, k-1}^F = \Phi_{k, k-1} \hat{\mathbf{X}}_{k-1}^F \quad (4)$$

一步预测均方误差阵

$$\mathbf{P}_{k, k-1}^F = \Phi_{k, k-1} \mathbf{P}_{k-1}^F \Phi_{k, k-1}^T + \Gamma_{k-1} \mathbf{Q}_{k-1} \Gamma_{k-1}^T \quad (5)$$

滤波增益阵

$$\mathbf{K}_k^F = \mathbf{P}_{k, k-1}^F \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k, k-1}^F \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1} \quad (6)$$

状态估计

$$\hat{\mathbf{X}}_k^F = \Phi_{k, k-1} \hat{\mathbf{X}}_{k-1}^F + \mathbf{K}_k^F (\mathbf{Z}_k - \mathbf{H}_k \Phi_{k, k-1} \hat{\mathbf{X}}_{k-1}^F) \quad (7)$$

估计均方误差阵

$$\mathbf{P}_k^F = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k^F \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k, k-1}^F (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k^F \mathbf{H}_k)^T + \mathbf{K}_k^F \mathbf{R}_k (\mathbf{K}_k^F)^T \quad (8)$$

在开始滤波之前需选择合适的状态初始值 \mathbf{X}_0^F (一般选择零向量作为状态初始值)、估计均方误差初始值 \mathbf{P}_0^F 以及系统噪声的初始方差阵 \mathbf{Q}_0 , 并根据实际系统和应用环境确定适当的量测噪声方差阵 \mathbf{R}_k 。参数设置完成之后, 即可按照上述滤波方程递推算系统的状态估计值。

1.2.2 逆向 Kalman 滤波计算

对正向捷联惯性导航算法稍作变化可以得到逆向捷联惯性导航算法^[6], 由分析可以得到, 只要将正向算法中的陀螺采样和地球自转角速率符号取反, 并将正向结束时刻的位置、速度以及姿态信息作为逆向导航算法的初始信息, 对采样数

据作逆向处理, 即可实现从终点至初始点的逆向导航解算。其中, 逆向初始时刻速度须将正向结束时刻的速度值取反。因此, 将正向卡尔曼滤波模型中的地球自转角速率和速度项取反即可得到逆向卡尔曼滤波模型。

记上标“B”表示逆向组合导航过程, 则逆向组合导航的系统状态方程为

$$\mathbf{X}_{k-1}^B = \Phi_{k-1, k}^B \mathbf{X}_k^B + \Gamma_{k-1}^B \mathbf{W}_k^B \quad (9)$$

量测方程为

$$\mathbf{Z}_{k-1}^B = \mathbf{H}_{k-1}^B \mathbf{X}_{k-1}^B + \mathbf{V}_{k-1}^B \quad (10)$$

参照正向 Kalman 滤波计算, 选择合适的反向状态初始值 \mathbf{X}_0^B 、反向估计均方误差初始值 \mathbf{P}_0^B 、系统噪声的初始方差阵 \mathbf{Q}_0 及测量噪声方差阵 \mathbf{R}_0 。直接可得逆向 Kalman 滤波计算过程如下:

状态一步预测

$$\hat{\mathbf{X}}_{k-1, k}^B = \Phi_{k-1, k}^B \hat{\mathbf{X}}_k^B \quad (11)$$

一步预测均方误差阵

$$\mathbf{P}_{k-1, k}^B = \Phi_{k-1, k}^B \mathbf{P}_k^B \Phi_{k-1, k}^{BT} + \Gamma_{k-1}^B \mathbf{Q}_k^B \Gamma_{k-1}^{BT} \quad (12)$$

滤波增益阵

$$\mathbf{K}_{k-1}^B = \mathbf{P}_{k-1, k}^B \mathbf{H}_{k-1}^{BT} (\mathbf{H}_{k-1}^B \mathbf{P}_{k-1, k}^B \mathbf{H}_{k-1}^{BT} + \mathbf{R}_{k-1}^B)^{-1} \quad (13)$$

状态估计

$$\hat{\mathbf{X}}_{k-1}^B = \Phi_{k-1, k}^B \hat{\mathbf{X}}_k^B + \mathbf{K}_{k-1}^B (\mathbf{Z}_{k-1}^B - \mathbf{H}_{k-1}^B \Phi_{k-1, k}^B \hat{\mathbf{X}}_k^B) \quad (14)$$

估计均方误差阵

$$\mathbf{P}_{k-1}^B = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_{k-1}^B \mathbf{H}_{k-1}^B) \mathbf{P}_{k-1, k}^B (\mathbf{I} - \mathbf{K}_{k-1}^B \mathbf{H}_{k-1}^B)^T + \mathbf{K}_{k-1}^B \mathbf{R}_{k-1}^B (\mathbf{K}_{k-1}^B)^T \quad (15)$$

2 数学仿真与分析

为了能够有效的将陀螺漂移以及加速度计零偏估计出来, 在仿真过程中, 采用双位置 Kalman 滤波精对准方法。为了验证该技术的可行性, 不妨假设导航计算机副板 (CPU2) 的运算能力无限大, 即延迟时间 T 等于零。具体仿真结果如图 2~图 4 所示。对于实际系统可根据需要进行多次正、逆向迭代计算, 迭代次数越多, 延迟时间 T 越长。

具体仿真条件设置如下:

1) 运载体初始纬度 $\varphi = 39.8^\circ$, 经度 $\lambda = 116.2^\circ$, 高度 $h = 80\text{m}$, 初始航向角 $\psi = -90^\circ$, 俯仰角 $\theta = 0^\circ$, 滚动角 $\gamma = 0^\circ$ 。

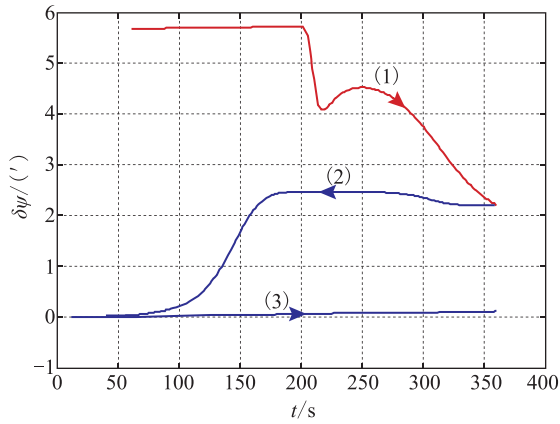


图 2 航向角误差
Fig. 2 Heading error

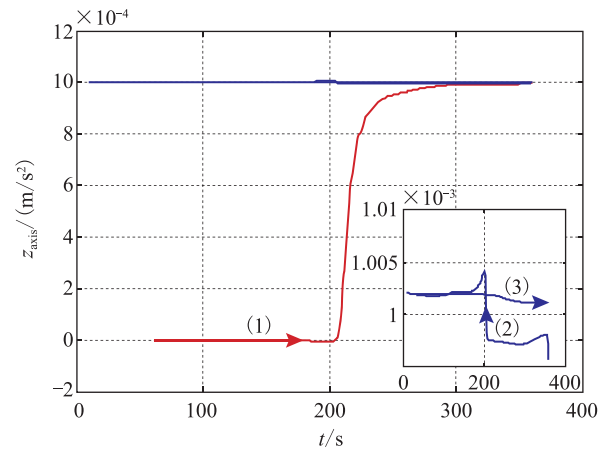
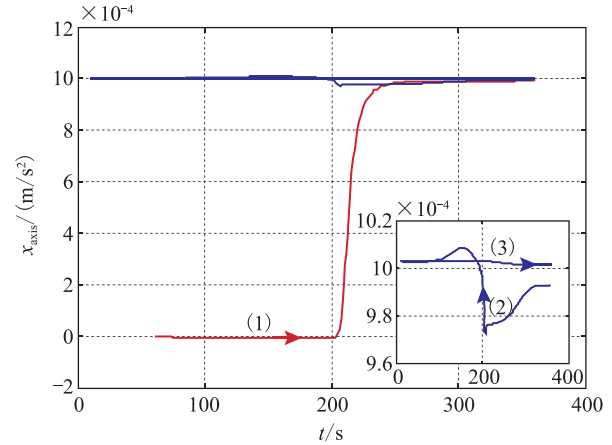


图 4 水平加速度计零位估计

Fig. 4 Kalman filter results of accelerator-bias

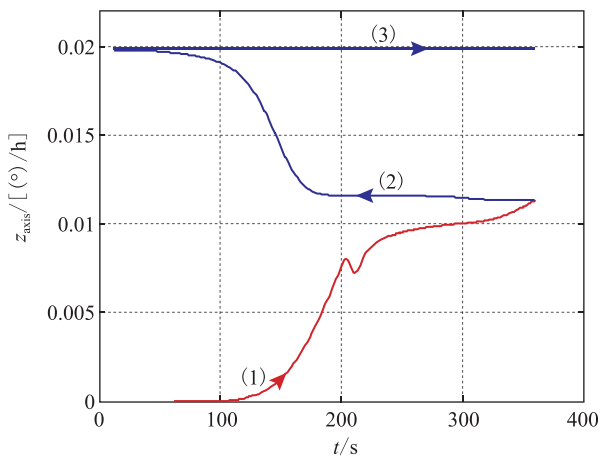
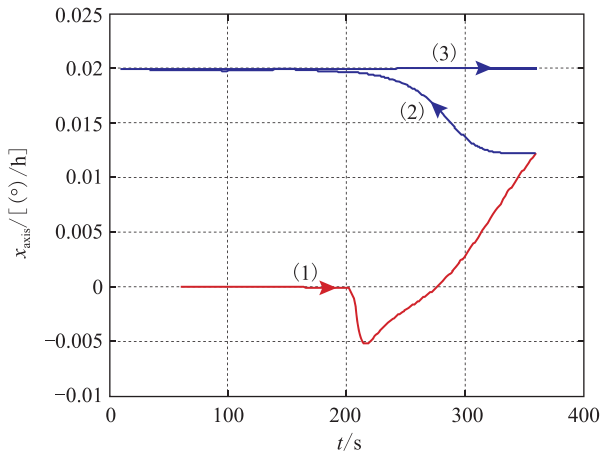


图 3 水平陀螺漂移估计

Fig. 3 Kalman filter results of gyro-drift

3) 设初始对准时间为 6min, 前 10s 为系统准备时间, 粗对准时间设为 50s, 精对准阶段采用双位置卡尔曼滤波精对准, 在 200s 时通过航向角转动 90°引入第二位置, 360s 时对准结束, 转位时间设为 10s。

在图 2~图 4 中, 曲线 (1) 表示 CPU1 正向 Kalman 滤波精对准估计结果, 相当于传统 Kalman 滤波对准方法。曲线 (2) 表示 CPU2 逆向 Kalman 滤波估计结果, 曲线 (3) 表示 CPU2 正向 Kalman 滤波估计结果。

为了更加直观地体现出 CPU2 实时再处理技术对系统初始对准精度的改善, 表 1 给出了 CPU1 对准结束时刻与 CPU2 实时再处理对准结束时刻的姿态角误差以及陀螺漂移、加速度计零位估计结果比较。

2) 设陀螺常值漂移为 0.02(°)/h, 加速度计常值零偏为 100μg。

表 1 CPU1 初始对准结果与 CPU2 实时再处理对准结果比较

Tab. 1 The comparison of CPU2 realtime-reprocessing result and CPU1 normal initial alignment result

	$\gamma/(')$	$\psi/(')$	$\theta/(')$	$\varepsilon_x/[(^{\circ})/h]$	$\varepsilon_z/[(^{\circ})/h]$	$\nabla_x/(m/s^2)$	$\nabla_z/(m/s^2)$
CPU1	0.01001	2.21027	0.00379	0.01219	0.01135	9.9292×10^{-4}	9.9563×10^{-4}
CPU2	3.42×10^{-4}	0.11119	-6.13×10^{-4}	0.02003	0.01992	1.0014×10^{-3}	1.0011×10^{-3}

从仿真结果可以看出，粗对准结束时刻，航向角误差约为 5.67'，经过 CPU1 Kalman 精对准滤波之后，航向角误差收敛到 2.21' 左右。而 CPU2 通过实时再处理技术使航向角误差收敛到 0.1' 左右，使航向角更加接近于真实值。从滚动角和俯仰角也可以得到类似的结论，但是由于 Kalman 滤波水平失准角收敛速度较快，CPU2 实时再处理后对滚动角和俯仰角精度的改善非常有限（0.01' 以内）。此外，由于 CPU1 Kalman 滤波时间较短，导致陀螺漂移、加速度计零位估计不够准确，而 CPU2 通过实时再处理技术在 CPU1 滤波的基础上，通过双向导航、双向滤波对陀螺漂移以及加速度计零位进行再次估计，提高了估计精度。

3 实验验证

为了进一步验证上述算法的有效性，应用此对准方法对该光纤陀螺惯导系统进行了车载实验验证。该惯导系统采用 6min 双位置初始对准，CPU2 进行三次逆向、正向滤波实时再处理计算。在车载试验中接入 GPS 信息作为惯导系统纯惯性导航的基准。为了直观地体现基于实时再处理技术初始对准算法的有效性，将试验采集到的数据用常规对准方法进行仿真，比较两种情况下系统纯惯性导航 1h 的定位误差。

从车载试验结果可以得到，采用基于实时再处理技术的初始对准方法后，系统纯惯性导航 1h 的最大定位误差由 3.93nmile 减少到 1.79nmile，有效地提高了系统纯惯性导航定位精度。车载试验结果进一步验证了文中提出的初始对准算法的有效性及其可行性。

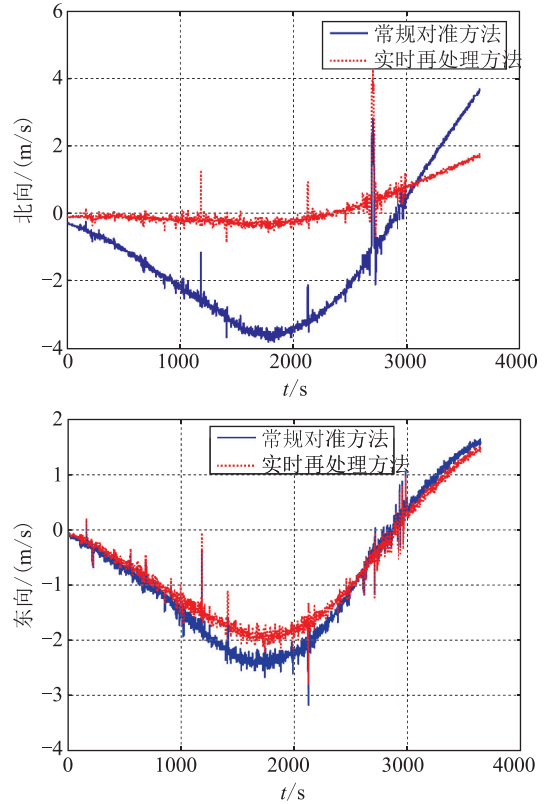


图 5 水平速度误差

Fig. 5 Velocity error

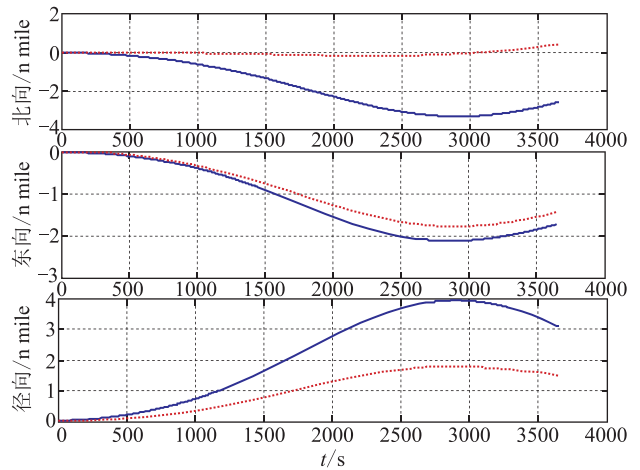


图 6 定位误差

Fig. 6 Position error

4 结论

本文提出了一种优化的基于实时再处理技术的捷联惯导系统初始对准方法,该方法基于双CPU捷联惯导系统,将双向导航、双向滤波相结合,实现了惯导系统的短时间高精度对准。与传统对准方法相比,该方法可以在较短的时间内取得同等的精度,或者在相同的对准时间内取得更高的对准精度。最后,通过车载试验进行了验证,具有一定的工程实用性。

参考文献

- [1] 万德钧, 房建成. 惯性导航初始对准[M]. 南京: 东南大学出版社, 1998.
- [2] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2006.
- [3] 严恭敏. 捷联惯导系统动基座初始对准及其他相关问题研究[D]. 西北工业大学博士后研究工作报告, 2008.
- [4] Zhang Chuanbin, Tian Weifeng, Jin Zhihua. A novel method improving the alignment accuracy of a strapdown inertial navigation system on a stationary base[J]. Measurement Science And Technology, 2004, 15: 756-769.
- [5] I Clay Thompson, Jr, Kenneth S Morgan. Rapid self-alignment of a strapdown inertial system through real-time reprocessing[P]. US, US7739045, 2006-5-31.
- [6] Kenneth S Morgan, I Clay Thompson, Jr. High speed gyrocompass alignment via multiple Kalman filter based hypothesis testing[P]. US, US7512493, 2006-5-31.
- [7] Goshen-Meskin D, Bar-Itzhack I Y. Observability analysis of piece-wise constant system-part I: Theory [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronics Systems, 1992, 28 (4): 1056-1067.
- [8] 付梦印, 邓志红, 闫莉萍. Kalman 滤波理论及其在导航系统中的应用(第二版)[M]. 北京: 科学出版社, 2010.
- [9] David H Titterton, John L Weston. Strapdown inertial navigation technology (2nd Edition) [M]. United Kingdom: The Institution of Electrical Engineers, 2004.
- [10] 秦永元, 张洪钺, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1998.