

基于姿态确定的初始对准算法研究

方 轩,高敬东,薛博阳

(海军工程大学 导航工程系,湖北 武汉 430033)

摘 要:由于受风浪等外部信息的干扰,传统粗对准法已很难达到理想的精度来保证精对准中对误差模型小角度条件的成立。基于姿态确定的惯性系初始对准方法在抑制外界干扰、对准的快速性等方面都具有较大优势。但该算法存在横滚角估计误差累积的问题,影响了最终的对准精度。因此,该文提出在求取初始时刻横滚角时,只利用短时间内的运动信息,从而可抑制横滚角估计误差的累积,最后通过仿真和车载实验验证了该方法的可行性。

关键词:误差模型;姿态确定;初始对准;抑制干扰;横滚角

中图分类号:TN06;U666.1 **文献标识码:**A

Study on the Initial Alignment Algorithm Based on the Attitude Determination

FANG Xuan, GAO Jingdong, XUE Boyang

(Dept. of Navigation, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China)

Abstract: Due to the disturbance caused by wind and wave, the traditional alignment methods are no longer applicable to the strapdown inertial navigation system. The newly-derived attitude determination based alignment (ADBA) has been widely approved as a promise alternative scheme due to its advantages in terms of alignment speed and disturbance robustness. However, the ADBA is virtually a coarse alignment method, which can not compensate the sensor errors. This drawback make the roll angle estimate by ADBA possess divergent error, which can much degrade the alignment performance of ADBA. In order to overcome this drawback, this paper proposes to align the roll angle using only very short outputs of inertial sensors while align the pitch and yaw angles using more data. The simulation and experimental studies were carried out to validate the proposed method.

Key words: error model; attitude determination; initial alignment; suppress disturbance; roll angle

0 引言

初始对准是捷联惯导系统在进入导航状态前必经的阶段,其快速性和精度直接影响捷联惯导系统的精度和遂行作战的机动能力^[1-2]。但在实际运用中,由于受到如风浪等外部信息的干扰,传统粗对准法已很难达到理想的精度来保证精对准中对误差模型小角度条件的成立^[3-4]。这一点对于捷联惯导系统而言尤为突出。针对上述情况,相关学者提出一种基于姿态确定的惯性系初始对准方法,其在抑制外界干扰、对准的快速性等方面都具有较大优势^[5-6]。姿态确定初始对准方法的核心在于求解初始时刻的常值姿态矩阵,该矩阵的求解依赖于惯性测量单元的输出^[7-8]。由于姿态确定初始对准过程中未考虑惯性器件误差的建模估计补偿,因此,常值

姿态矩阵的求解过程中会产生累积误差。在相关研究中发现,基于姿态确定的初始对准方法中,横滚角估计误差有随时间漂移的项,如果不对该误差进行补偿抑制,会导致最终对准结果的降阶^[9-10]。因此,本文提出在求取初始时刻横滚角时,只利用短时间内的运动信息,从而可抑制横滚角估计误差的累积漂移,避免横滚角发散趋势项造成的不利影响。

1 姿态确定初始对准基本原理

捷联惯导是一种航位推算方法,给定姿态、速度和位置初始值后,可根据相应的微分方程进行递推求解。为表述方便,将捷联惯导姿态、速度和位置微分方程重写为

$$\dot{C}_b^n = C_b^n \omega_{nb}^b \times \quad (1)$$

$$\dot{v}^n = C_b^n f^b - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times v^n + g^n \quad (2)$$

收稿日期:2015-12-01

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61304241,61374206)

作者简介:方轩(1986-),男,湖北武汉人,工程师,硕士生,主要从事惯性技术及应用方面的研究。E-mail:282612053@qq.com。通信作者:高敬东(1958-),吉林德惠人,教授,硕士生导师,主要从事惯性技术方面的教学与研究工作。E-mail:982835290@qq.com。

$$\dot{p} = R \cdot v^n \quad (3)$$

由于载体速度和位置信息可通过其他辅助设备(如GPS等)一步装订,通常意义下的初始对准是指姿态对准,因此此处重点关注姿态微分方程。通过姿态矩阵的链式相乘法可得

$$C_b^n(t) = C_{b(t)}^{n(t)} = C_{n(0)}^{n(t)} C_{b(0)}^{n(0)} C_{b(t)}^{b(0)} = C_{n(0)}^{n(t)} C_b^n(0) C_{b(t)}^{b(0)} \quad (4)$$

式中: $C_{b(t)}^{b(0)}$ 为载体坐标系在初始对准时间段内的姿态变化; $C_{n(t)}^{n(0)}$ 为导航坐标系在初始对准时间段内的姿态变化。可分别由如下姿态更新方程求解:

$$\dot{C}_{b(t)}^{b(0)} = C_{b(t)}^{b(0)} \omega_{bb}^b \times \quad (5)$$

$$\dot{C}_{n(t)}^{n(0)} = C_{n(t)}^{n(0)} \omega_{in}^n \times \quad (6)$$

式中: ω_{bb}^b 为载体姿态角速率,一般可由陀螺仪输出得到; ω_{in}^n 为导航系姿态变化角速度,包括地球自转和载体线运动两部分,一般可由GPS输出速度信息求解得到。同时,对于上述两个微分方程,其初始值分别为 $C_{b(0)}^{b(0)} = I_{3 \times 3}$ 、 $C_{n(0)}^{n(0)} = I_{3 \times 3}$,即明确已知。因此, $C_{b(t)}^{b(0)}$ 和 $C_{n(t)}^{n(0)}$ 都可根据相应的输入通过姿态更新解算得到。因此,通过式(4)分解后,初始对准的关键就转化为如何求解姿态矩阵 $C_b^n(0)$ 。由于 $b(0)$ 系和 $n(0)$ 系是惯性坐标系,故姿态矩阵 $C_b^n(0)$ 是一个常值矩阵,常值姿态求解的过程称为姿态确定,因此,本文采用的方法称为姿态确定初始对准法。姿态确定需一组不共线的观测矢量才能得到唯一解,下面我们就根据捷联惯导的速度微分方程即比力方程给出观测矢量构建方法。

2 观测矢量构建

将式(4)中姿态矩阵的分解形式代入速度微分方程可得

$$\dot{v}^n = C_{n(t)}^{n(0)} C_b^n(0) C_{b(t)}^{b(0)} f^b - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times v^n + g^n \quad (7)$$

式(7)两边分别乘以 $C_{n(t)}^{n(0)}$ 可得

$$C_{n(t)}^{n(0)} \dot{v}^n = C_b^n(0) C_{b(t)}^{b(0)} f^b - C_{n(t)}^{n(0)} (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times v^n + C_{n(t)}^{n(0)} g^n \quad (8)$$

式(8)通过简单变换为

$$C_b^n(0) C_{b(t)}^{b(0)} f^b = C_{n(t)}^{n(0)} [\dot{v}^n + (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times v^n - g^n] \quad (9)$$

式(9)的紧凑形式为

$$\beta_a = C_b^n(0) \alpha_a \quad (10)$$

其中

$$\alpha_a = C_{b(t)}^{b(0)} f^b \quad (11)$$

$$\beta_a = C_{n(t)}^{n(0)} [\dot{v}^n + (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times v^n - g^n] \quad (12)$$

由于此处是直接利用速度微分方程来构建观测矢量,因此称这种构建方法为微分方法。式(9)中, f^b 为载体比力信息,可由加速度计输出得到, v^n 可由GPS输出得到, ω_{en}^n 可由GPS输出的速度信息计算得到。因此,式(9)关键是如何确定 \dot{v}^n ,一般GPS接收机并不具备加速度测量的功能。这里可采用速度差分的形式获得加速度信息,即

$$\dot{v}^n(k) = \frac{v^n(k+1) - v^n(k-1)}{\Delta T} \quad (13)$$

式中 ΔT 为GPS输出采样间隔。差分法对输出信息中的噪声有放大作用,同时加速度计输出 f^b 也会含有较大的干扰噪声,因此,通过微分法构造的观测矢量含有较大误差,进而会影响姿态确定的精度。由于积分过程本质上相当于一个低通滤波器,对此,可采用积分法来抑制干扰噪声。

通过对式(8)两边分别进行积分可得

$$\int_0^t C_{n(t)}^{n(0)} \dot{v}^n dt = C_b^n(0) \int_0^t C_{b(t)}^{b(0)} f^b dt - \int_0^t C_{n(t)}^{n(0)} (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times v^n dt + \int_0^t C_{n(t)}^{n(0)} g^n dt \quad (14)$$

式(14)左边积分可分解为

$$\int_0^t C_{n(t)}^{n(0)} \dot{v}^n dt = C_{n(t)}^{n(0)} v^n \Big|_0^t - \int_0^t C_{n(t)}^{n(0)} \omega_{in}^n \times v^n dt = C_{n(t)}^{n(0)} v^n - v^n(0) - \int_0^t C_{n(t)}^{n(0)} \omega_{in}^n \times v^n dt \quad (15)$$

将式(14)写成紧凑形式为

$$C_b^n(0) \alpha_v = \beta_v \quad (16)$$

其中

$$\alpha_v = \int_0^t C_{b(t)}^{b(0)} f^b dt \quad (17)$$

$$\beta_v = C_{n(t)}^{n(0)} v^n - v^n(0) + \int_0^t C_{n(t)}^{n(0)} \omega_{ie}^n \times v^n dt - \int_0^t C_{n(t)}^{n(0)} g^n dt \quad (18)$$

定义 k 时刻的离散时间为 t_k ,则有 $t_k = k\Delta t$ 。假定对准当前时间 $t = M\Delta t$,则式(17)、(18)中各项的具体求解方法为

$$\alpha_v(t_M) = \int_0^t C_{b(t)}^{b(0)} f^b dt = \sum_{k=0}^{M-1} C_{b(t_k)}^{b(0)} \int_{t_k}^{t_{k+1}} C_{b(t)}^{b(t_k)} f^b dt \approx \sum_{k=0}^{M-1} C_{b(t_k)}^{b(0)} \int_{t_k}^{t_{k+1}} \left(I + \left(\int_{t_k}^{t_{k+1}} \omega_{bb}^b d\tau \right) \times \right) f^b dt \quad (19)$$

式(18)中 $\int_0^t C_{n(t)}^{n(0)} \omega_w^n \times v^n dt$ 为

$$\int_0^t C_{n(t)}^{n(0)} g^n dt = \sum_{k=0}^{M-1} \int_{t_k}^{t_{k+1}} C_{n(t)}^{n(0)} g^n dt = \sum_{k=0}^{M-1} C_{n(t_k)}^{n(0)} \int_{t_k}^{t_{k+1}} C_{n(t_k)}^{n(t_k)} g^n dt \quad (20)$$

式(20)可进一步展开,即

$$\int_0^t C_{n(t)}^{n(0)} g^n dt \approx \sum_{k=0}^{M-1} C_{n(t_k)}^{n(0)} \int_{t_k}^{t_{k+1}} (I + (t - t_k) \cdot \omega_m^n \times) g^n dt = \sum_{k=0}^{M-1} C_{n(t_k)}^{n(0)} \left(TI + \frac{T^2}{2} \omega_m^n \times \right) g^n \quad (21)$$

式(18)中 $C_{n(t)}^{n(0)} v^n - v^n(0)$ 积分可得

$$\int_0^t C_{n(t)}^{n(0)} \omega_w^n \times v^n dt = \sum_{k=0}^{M-1} C_{n(t_k)}^{n(0)} \int_{t_k}^{t_{k+1}} C_{n(t_k)}^{n(t_k)} \omega_w^n \times v^n dt \quad (22)$$

根据

$$v^n(t) = v^n(t_k) + \frac{t - t_k}{T} [v^n(t_{k+1}) - v^n(t_k)] \quad (23)$$

式(22)可进一步分解为

$$\begin{aligned} \int_0^t C_{n(t)}^{n(0)} \omega_w^n \times v^n dt &\approx \sum_{k=0}^{M-1} C_{n(t_k)}^{n(0)} \int_{t_k}^{t_{k+1}} (I + (t - t_k) \omega_m^n \times) \cdot \\ &\omega_w^n \times \left\{ v^n(t_k) + \frac{t - t_k}{T} [v^n(t_{k+1}) - v^n(t_k)] \right\} dt = \sum_{k=0}^{M-1} C_{n(t_k)}^{n(0)} \cdot \\ &\left[\left(\frac{T}{2} I + \frac{T^2}{6} \omega_m^n \times \right) \omega_w^n \times v^n(t_k) + \right. \\ &\left. \left(\frac{T}{2} I + \frac{T^2}{3} \omega_m^n \times \right) \omega_w^n \times v^n(t_{k+1}) \right] \end{aligned} \quad (24)$$

3 仿真分析及算法改进

为验证算法的有效性,首先进行静基座条件下的仿真实验。仿真实验中,设定3个初始姿态角都为0,因此对准的结果即可认为是对准误差。同时为演示惯性器件误差对准算法的影响,设置惯性器件常值误差分别为陀螺仪常值漂移 $\epsilon_g = [0.01; 0.01; 0.01] (^{\circ})/h$ 、加速度计零偏 $\epsilon_a = [50; 50; 50] \mu g$,随机误差分别设置为 $0.03 [(^{\circ})/\sqrt{Hz}]/h$ 和 $500 [\mu g/\sqrt{Hz}]/h$ 。为充分演示对准结果,我们采用 Monte Carlo 仿真法对准100次,3个姿态角的

对准结果分别如图1~3所示。由图可看出,基于姿态确定的初始对准法都能很好的完成初始对准,且对准精度较高。这里对准精度较高是从粗对准的角度出发,因为基于姿态确定的初始对准法并未对惯性器件误差进行建模估计,因此,其也被定位为一种粗对准法。100次的 Monte Carlo 仿真实验中,基于姿态确定的初始对准法未出现一次发散的情况,这说明基于姿态确定的初始对准法可重复性较好,特别适于实际应用,这主要是由于基于姿态确定的初始对准法是一种解析法,不像基于滤波的对准法需谨慎的设置初始参数。但从对准结果中可发现,基于姿态确定的初始对准法中横滚角估计误差中有随时间漂移的项,这是因为基于姿态确定的初始对准法未对惯性器件误差进行建模估计,导致惯性器件误差累积到对准结果中。由图还可看出,2个水平角在很短时间内可收敛到较高的精度。因此,可对基于姿态确定的初始对准法在实际应用中进行改进,即只取对准开始很短一段时间内的横滚角对准结果,而航向角和俯仰角继续使用对准结束时刻的值,这样可避免横滚角发散趋势项所造成的不利影响。

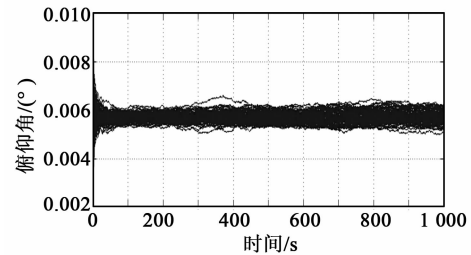


图1 俯仰角对准结果

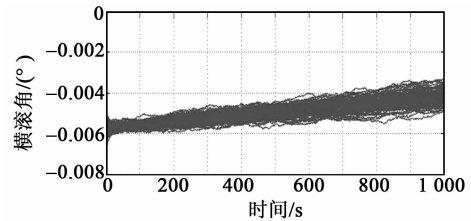


图2 横滚角对准结果

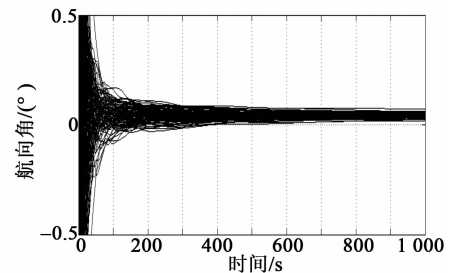


图3 航向角对准结果

4 车载动基座对准实验研究

为进一步验证基于姿态确定初始对准方法在动基座条件下的有效性,进行了相应的车载动基座对准实验。实验设备主要包括一套高精度激光捷联惯导系统及 GPS 天线。为获得初始对准的参考姿态基准,首先进行捷联惯导系统/GPS 组合导航,将组合后的姿态数据存储起来作为姿态基准,然后任意选取一段 100 s 的数据段进行相关对准算法的验证。

图 4~6 分别为两种方案的对准结果。由图可看出,提出的改进方案在横滚角和俯仰角估计精度方面都是优于传统方案的,从而证明了所提方案的有效性。

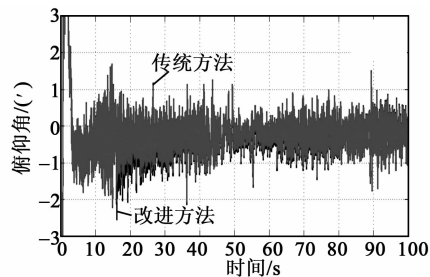


图 4 俯仰角估计误差

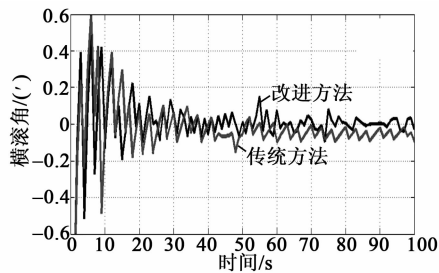


图 5 横滚角估计误差

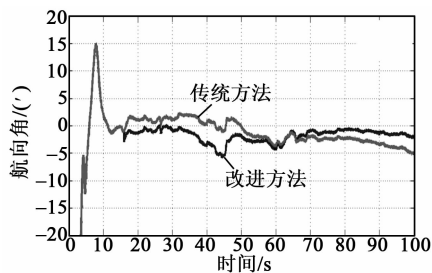


图 6 偏航角估计误差

5 结束语

在捷联惯导系统初始对准过程中,基于姿态确定的初始对准方法可有效抑制外界干扰,并在对准的快速性上有较大优势。但这个方法中横滚角估计误差中有随时间漂移的项,在实际应用中,如果只取对准开始很短一段时间内的横滚角对准结果,而航向角和俯仰角继续使用对准结束时刻的值,这样就

可避免横滚角发散趋势项所造成的不利影响。实验证明该方法是有效的。

参考文献:

- [1] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京:科学出版社,2006.
- [2] TITTERTON D, WESTON J. Strapdown inertial navigation technology[M]. London: The Institution of Electrical Engineers,2004.
- [3] 何昆鹏,王晓雪. 系统状态下捷联惯导自对准算法[J]. 压电与声光,2015,37(4):566-569.
HE Kunpeng, WANG Xiaoxue. Algorithm design of self-alignment in ship-based SINS[J]. Piezoelectrics & Acousto-optics,2015,37(4):566-569.
- [4] 王解,郭晓松,周召发,等. 基于四元数的 SINS 静基座大方位失准角误差建模[J]. 压电与声光,2014,36(5):805-809.
WANG Jie, GUO Xiaosong, ZHOU Zhaofa, et al. Establishment of errors model for SINS on a stationary base with large azimuth misalignment angle based on quaternion[J]. Piezoelectrics & Acousto-optics, 2014, 36(5):805-809.
- [5] 严恭敏,翁浚,白亮,等. 基于惯性参考系的动基座初始对准与定位导航[J]. 系统工程与电子技术,2011,33(3):618-621.
YAN Gongmin, WENG Jun, BAI Liang, et al. Initial improvement alignment and position determination base on inertial reference frame[J]. Systems Engineering and Electronics,2011,33(3):618-621.
- [6] WU M P, WU Y X, HU X P, et al. Optimization-based alignment for Inertial navigation systems: Theory and algorithm [J]. Aerospace Science and Technology, 2011,15(1):1-17.
- [7] WU Y X, ZHANG H L, WU M P, et al. Observability of SINS alignment: A global perspective [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2012,48(1):78-102.
- [8] SILSON P M G. Coarse alignment of a ship's strap-down inertial attitude reference system using velocity loci [J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement,2011,60(6):1930-1941.
- [9] KANG T Z, FANG J C, WANG W. Quaternion-optimization-based In-flight alignment approach for airborne POS [J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement,2012,61(11):1916-2923.
- [10] KANG T Z, FANG J C, WANG W. In-flight calibration approach based on quaternion optimization for POS used in airborne remote sensing [J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement,2013,62(11):2882-2889.