

doi: 10.7690/bgzdh.2018.02.007

基准信息误差对传递对准的影响分析与补偿方法

陈维娜, 刘建业, 曾庆化, 王慧哲

(南京航空航天大学导航研究中心, 南京 210016)

摘要: 针对延时引起的量测信息错误等问题, 提出一种信息传递延时的估计与补偿方法。首先, 分析基准信息对传递对准的影响, 根据基准惯导时间延时的特点进行建模; 其次, 对包含时间延时条件下的传递对准观测方程进行推导, 最后进行仿真测试。仿真结果表明: 基准惯导延时时间能够被准确估计。该方法可以有效抑制由于主惯导信息测量延时而导致的滤波器发散现象, 提高了传递对准精度。

关键词: 传递对准; 基准惯导; 传输延时; 估计与补偿

中图分类号: TJ76 **文献标志码:** A

Influence Analysis and Compensation Method of Reference Information Error in Transfer Alignment

Chen Weina, Liu Jianye, Zeng Qinghua, Wang Huizhe

(Navigation Research Center, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Aiming at the measurement information error caused by time delay, put forward the estimation and compensation method for information transmission delay. At first, analyze the influence of reference information on transfer alignment, and establish model according to reference inertial navigation time delay. Then, derivate transfer alignment observation equation of time delay condition. At last, carry out simulation test. The results of the simulation show that the delay time can be accurately estimated. The method can effectively suppress the divergence of the filter caused by master inertial navigation information measurement time delay, and improve the accuracy of the transfer alignment.

Keywords: transfer alignment; reference inertial navigation; transmission delay; estimation and compensation

0 引言

捷联惯导系统主要用于机载武器、舰载武器和战术导弹等领域, 是实现快速反应能力和精确打击的关键。快速性和精确性是传递对准的 2 个重要指标^[1-2]。传递对准是利用基准信息进行惯导系统对准的过程, 实现传递对准的卡尔曼滤波算法一般在子惯导中进行^[3]。基准惯导系统需要向子惯导系统实时地传递相关信息, 因此, 传递的基准信息品质直接影响传递对准的精度^[4]。

由于数据处理和传输需要时间, 子惯导系统接收到基准惯导系统的数据会产生一定的延时^[5]。由于时间延迟的存在, 传递的量测信息中包含了时间延迟引起的错误信息分量。这部分误差将使滤波器产生有偏估计, 降低估计效果, 从而影响传递对准性能。尤其是当载体动态变化较快时, 基准惯导系统的数据延时将会引起较大的传递对准误差^[6]。

时间同步法主要分为硬件方法和软件方法。硬

件方法是通过专用的硬件电路保证数据的一致性, 如在组合导航系统中采用 GPS 接收机输出的 IPPS 脉冲, 结合 CPLD 产生的时序实现数据同步采集, 也可以采用特定的计数器/定时器实现数据同步。常用的软件同步方法包括外推法和存储移位法, 但这 2 种方法均需要已知延迟时间^[7]。文献[8]建立了捷联惯导仿真模型与飞行轨迹模拟器传递对准仿真环境, 采用数据外推法对随机时标差进行补偿。文献[9]提出一种利用基准惯导姿态矩阵预测来解决基准惯导数据时间延时的方法。这类方法的本质是基于短时间的预测数学模型; 因此, 预测精度依赖于数学模型的准确度。另一类延时补偿方法为状态扩展法, 该方法可以对延迟时间进行建模并进行在线估计, 在一定程度上增加滤波的计算量, 但不需要提供延时时间值。文献[10]将主惯导滞后时间建模为标准滞后时间和正态分布随机滞后时间, 分别进行处理和补偿。

收稿日期: 2017-11-24; 修回日期: 2017-12-04

基金项目: 南京航空航天大学博士学位论文创新与创优基金 (BCXJ13-05); 江苏省 2013 年度普通高校研究生科研创新计划项目 (CXZZ13_0156); 国家自然科学基金 (61374115, 61104188, 61533008); 中央高校基本科研业务费专项资金 (NS2015037)

作者简介: 陈维娜(1987—), 女, 江苏人, 博士, 从事惯性导航系统与信息融合算法研究。

笔者考虑到数据通信，将基准惯导时间延时建模为随机常值并扩充为状态变量。由于在“速度+姿态”匹配模式下，传递对准能够在较短的时间内达到较高的精度^[11]；因此，笔者对受延时影响的姿态量测和速度量测方程进行推导，基于卡尔曼滤波器进行估计和补偿。仿真结果表明：该算法能够准确地估计出基准惯导的延迟时间，提高了主惯导在有测量延时情况下的对准精度。

1 基准信息对传递对准的影响分析

基准惯导系统数据流向如图 1 所示。

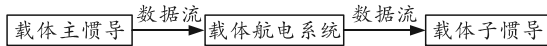


图 1 主惯导到子惯导的数据流传输

基准信息产生时间延时的原因很多，当信息从机载基准惯导形成原始数据并传输至需要对准的子惯导系统中，会存在信息传输延时，同时传感器的测量也需要一定的反应时间，从而导致测量信息的延时。这些原因都会造成子惯导接收到非当前时刻的基准惯导信息^[12]。如图 2 所示，假设当前时刻为 t_k ，基准惯导系统以 T 为周期向子惯导系统提供基准惯导的数据，由于数据处理和传输耗费一定的时间，子惯导系统接收到的对准数据会存在延时 τ 。在 $t_k + \tau$ 时间，子惯导收到了 t_k 时间的基准惯导数据，如果不加以处理直接用该数据进行对准，则会引起较大的对准误差。

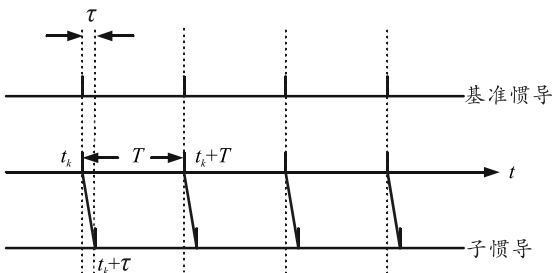
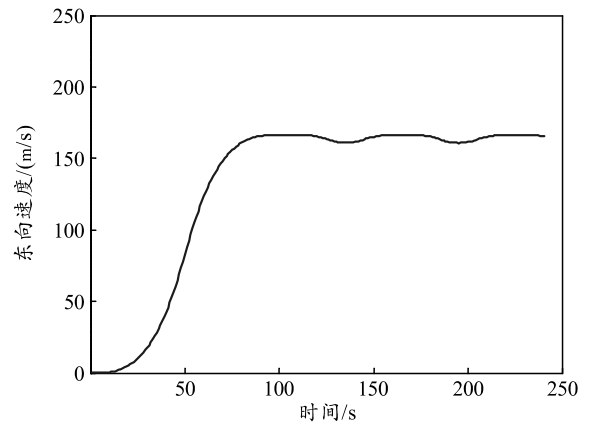


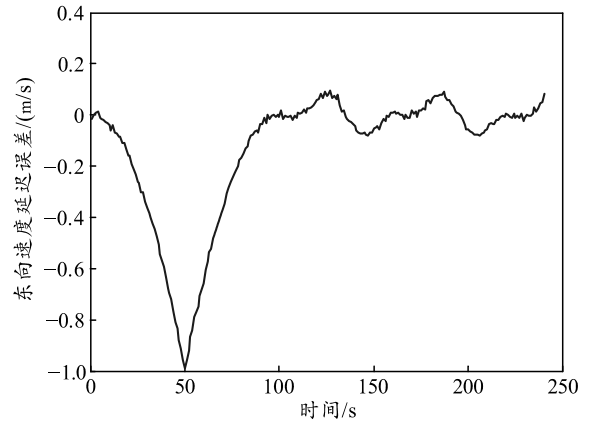
图 2 时间延迟对传递对准的影响分析

在载体静止和匀速运动情况下，基准速度、姿态信息保持不变，时间延迟对速度的影响基本可以忽略；在载体转弯、加速等机动情况下，导航信息是时变的，当机动较大时，由时间延迟引起的速度误差将不可忽略 τ 。采用速度匹配方式，对基准惯导引起的传递对准误差进行仿真验证。初始姿态误差为 0.2° 、 0.1° 、 0.1° ，总时间为 600 s，基准惯导传输有 100 ms 的延迟。陀螺漂移为 $0.1^\circ/\text{h}$ ，加速度偏置为 $1 \times 10^{-3}g$ 。图 3(a)给出了基准惯导系统东向速度，100 ms 的时间延迟引起的速度误差如图 3(b)。

由图 3 可以发现，在平稳运动阶段 (100~240 s)，时间延迟引起的速度误差相对较小；但在加速运动阶段 (0~100 s)，时间延迟引起的速度误差比较大，最大速度误差可达 0.99 m/s。由仿真结果可见：由时间延迟引起的速度误差将使系统状态估计的稳定性变差，精度降低；因此，传递对准过程中需要对传递信息的时间延迟进行估计和补偿。



(a) 主惯导东向速度输出



(b) 100 ms 时间延迟引起的误差

图 3 时间延迟引起的速度误差

2 基准信息延时的估计与补偿方法

2.1 传递对准模型建立

由于基准信息延时有对速度、姿态有较大的影响，因此选择速度/姿态匹配方式进行对准，同时对时间延迟进行估计补偿。传递对准的状态变量选取子惯导失准角 $\phi^n = [\phi_E \ \phi_N \ \phi_U]^T$ 、速度误差 $\delta v^n = [\delta v_E \ \delta v_N \ \delta v_U]^T$ ，加速度零偏 $\nabla^b = [\nabla_x^b \ \nabla_y^b \ \nabla_z^b]^T$ ，陀螺仪漂移 $\epsilon^b = [\epsilon_x^b \ \epsilon_y^b \ \epsilon_z^b]^T$ 、安装误差角 $\mu = [\mu_x \ \mu_y \ \mu_z]^T$ 以及基准惯导延时 Δt ，即

$$X(t) = [\phi^n \ \delta v^n \ \epsilon^b \ \nabla^b \ \mu \ \Delta t]^T \quad (1)$$

捷联惯导系统传递对准的状态误差方程为：

$$\left. \begin{aligned} \dot{\phi}^n &= -\omega_m^n \cdot \phi^n + \delta\omega_m^n + C_b^n \varepsilon^b \\ \delta\dot{v}^n &= f^n \cdot \phi^n - (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) \times v^n - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \delta v^n + C_b^n \nabla^b \\ \dot{\varepsilon}^b &= 0, \dot{\nabla}^b = 0 \\ \dot{\mu} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中： ω_m^n 是子惯导系统得到的导航系相对于惯性系的角速度， $\delta\omega_m^n$ 是角速度 ω_m^n 的误差； C_b^n 是子惯导系统载体系相对于导航系的姿态阵； f^n 是子惯导的比力在导航系的投影； ω_{ie}^n 是子惯导测得的地球自转角速率在导航系上的投影， $\delta\omega_{ie}^n$ 是角速度 ω_{ie}^n 的误差； ω_{en}^n 是子惯导导航系相对于地球坐标系的角速率在导航系中的投影， $\delta\omega_{en}^n$ 是角速度 ω_{en}^n 的误差。

传递对准中的时间延迟一般作为随机常值处理，即基准惯导系统时间延迟 Δt 的模型为

$$\Delta \dot{t} = 0 \quad (3)$$

对于速度/姿态匹配模式，对准滤波器中的观测值 $Z(t)$ 选择为主、子惯导间的速度差值和方向余弦矩阵相乘得到，即

$$\left. \begin{aligned} Z^{\text{velo}} &= v_s^n - v_m^n = \delta v^n \\ Z^{\text{atti}} &= \hat{C}_{bs}^n \hat{C}_{bm}^{bs} C_n^{bm} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

式中： C_n^{bm} 为基准惯导载体坐标系到导航坐标系的方向余弦矩阵； \hat{C}_{bm}^{bs} 为基准惯导载体坐标系到子惯导载体坐标系的方向余弦矩阵，含有计算误差； \hat{C}_{bs}^n 为子惯导载体坐标系到导航坐标系的方向余弦矩阵，也含有计算误差。且有：

$$\left. \begin{aligned} \hat{C}_n^{bs} &= [I - (\phi \times)] C_n^{bs} = C_n^{bs} - (\phi \times) C_n^{bs} \\ \hat{C}_{bm}^{bs} &= [I - (\mu \times)] C_{bm}^{bs} = C_{bm}^{bs} - (\mu \times) C_{bm}^{bs} \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

式中： ϕ 为子惯导计算导航坐标系与真实导航坐标系之间的姿态失准角； μ 为基准惯导坐标系到子惯

$$\left. \begin{aligned} Z^{\text{atti}} &= \hat{C}_{bs}^n \hat{C}_{bm}^{bs} C_n^{bm}(t - \Delta t) = \hat{C}_{bs}^n \hat{C}_{bm}^{bs} [C_n^{bm}(t) - \dot{C}_n^{bm}(t - \Delta t) \Delta t] = \hat{C}_{bs}^n \hat{C}_{bm}^{bs} C_n^{bm}(t) - \\ &\hat{C}_{bs}^n \hat{C}_{bm}^{bs} \dot{C}_n^{bm}(t - \Delta t) \Delta t = [I - (\phi \times) - (C_{bs}^n \mu \times)] - \hat{C}_{bs}^n \hat{C}_{bm}^{bs} C_n^{bm}(t - \Delta t) [\omega_{bmn}^n(t) \times] \Delta t \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

令 $Da(t)$ 为 $\hat{C}_{bs}^n \hat{C}_{bm}^{bs} C_n^{bm}(t - \Delta t) \cdot [\omega_{bmn}^n(t) \times]$ ，因此式(13)可以化为

$$Z^{\text{atti}} = [I - (\phi \times) - (C_{bs}^n \mu \times)] - Da(t) \Delta t \quad (14)$$

综上所述，式(8)和式(14)即为考虑传输延时的速度加姿态匹配观测方程。

3 基准信息时间延迟补偿方法仿真研究

对笔者提出的基准信息时间延迟方法进行仿真验证。设置系统仿真条件为：设计飞行器的初始经

导坐标系的安装误差角。两者均为小角度。

将式(5)代入到式(4)，得到

$$\begin{aligned} Z^{\text{atti}} &= \hat{C}_{bs}^n \hat{C}_{bm}^{bs} C_n^{bm} = \\ &[C_n^{bs} - (\phi \times) C_n^{bs}] [C_n^{bs} - (\mu \times) C_n^{bs}] = \\ &I - (\phi \times) - C_{bs}^n (\mu \times) C_n^{bs} + (\phi \times) C_{bs}^n (\mu \times) C_n^{bs} \end{aligned} \quad (6)$$

考虑到 ϕ 、 μ 均为小角度，因此式(6)可简化为

$$\begin{aligned} Z^{\text{atti}} &= I - (\phi \times) - C_{bs}^n (\mu \times) C_n^{bs} = \\ &I - (\phi \times) - [(C_{bs}^n \mu \times)] \end{aligned} \quad (7)$$

2.2 基准信息延时的估计与补偿

假设子惯导系统在 t 时间获得的基准惯导的姿态是基准惯导在 $t - \Delta t$ 时间的数据。延迟时间对速度、姿态都有较大影响，对速度匹配量测方程，则

$$Z^{\text{velo}} = \delta v^n + a(t) \Delta t \quad (8)$$

对于姿态矩阵 C_n^{bm} 也进行相应的更新：

$$C_n^{bm}(t) = C_n^{bm}(t - \Delta t) + \dot{C}_n^{bm}(t - \Delta t) \Delta t \quad (9)$$

则

$$C_n^{bm}(t - \Delta t) = C_n^{bm}(t) - \dot{C}_n^{bm}(t - \Delta t) \Delta t \quad (10)$$

根据姿态更新方程，微分方程可以得到：

$$\dot{C}_n^{bm}(t - \Delta t) = C_n^{bm}(t - \Delta t) [\omega_{bmn}^n(t - \Delta t) \times] \quad (11)$$

式中 $[\omega_{bmn}^n(t - \Delta t) \times]$ 为 IMU 测量角速度的反对称矩阵。

由于延迟时间相对较短，认为基准惯导相对于导航坐标系的转动角速度不变，即

$$\omega_{bmn}^n(t - \Delta t) = \omega_{bmn}^n(t) \quad (12)$$

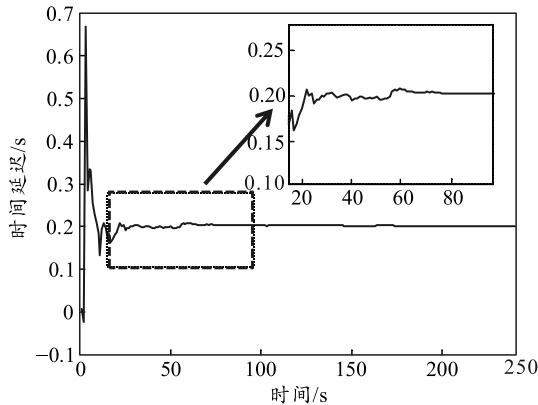
对于姿态匹配观测方程进行相应更新，即

度、纬度、高度分别为 118° 、 32° 、 $1\ 500\ \text{m}$ ，初始姿态误差为 0.2° 、 0.1° 、 0.1° ，总时间为 $600\ \text{s}$ ，基准惯导传输有 $200\ \text{ms}$ 的时间延迟。惯性传感器误差的设置如表 1 所示。

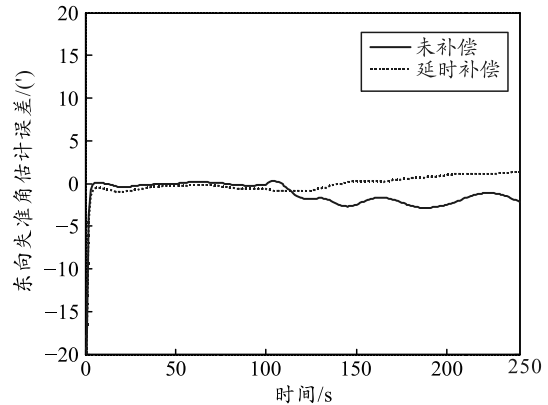
以速度+姿态匹配模式为例，分别用不考虑和考虑基准信息延时算法进行传递对准的仿真，仿真时间为 $600\ \text{s}$ 。航迹设置如下： $0 \sim 100\ \text{s}$ 时间段内进行加速运动， $100 \sim 600\ \text{s}$ 进行机动飞行。2 种算法的传递对准结果对比见图 4。

表 1 惯性传感器误差设置

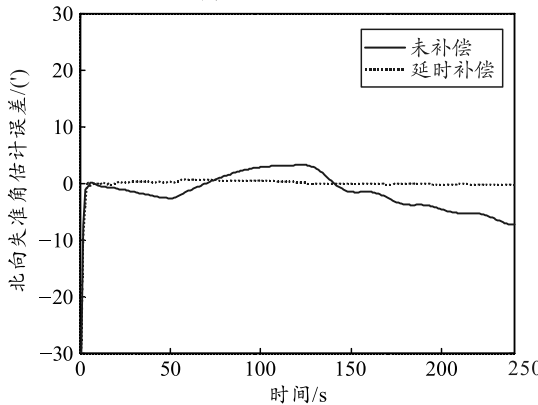
传感器	误差		相关时间/s
	误差源	误差值	
基准惯导	陀螺常值漂移/(°/h)	0.1	0
	陀螺一阶马尔科夫过程漂移/(°/h)	0.1	3 600
	陀螺测量白噪声/(°/h)	0.1	0
	加速度计随机一阶马尔科夫过程零偏/g	1×10^{-4}	1 800
子惯导	陀螺常值漂移/(°/h)	10	0
	陀螺一阶马尔科夫过程漂移/(°/h)	10	3 600
	陀螺测量白噪声/(°/h)	10	0
	加速度计随机一阶马尔科夫过程零偏/g	3×10^{-4}	1 800



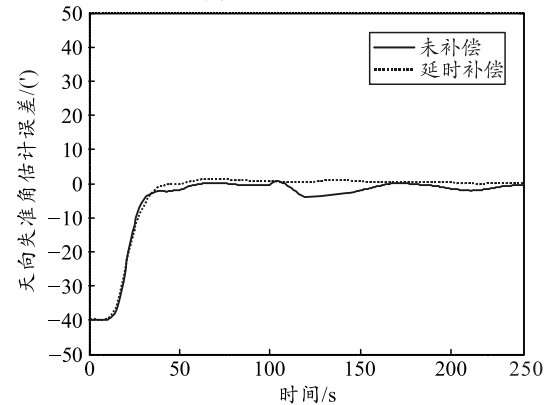
(a) 时间延迟的估计



(b) 东向失准角误差



(c) 北向失准角误差



(d) 天向失准角误差

图 4 时间延迟的估计以及 2 种传递对准算法失准角误差对比

表 2 补偿前后的失准角 RMSE 对比

(°)

算法	东向失准角误差	北向失准角误差	天向失准角误差	横滚角误差	俯仰角误差	航向角误差
未补偿延时误差	1.998	3.787	11.364	1.835	3.866	11.437
补偿延时误差	1.509	2.071	10.150	1.489	2.085	10.192

表 2 给出了补偿延时误差算法和未补偿延时误差算法应用于传递对准后子惯导的失准角以及姿态角的 RMSE 对比。从表中看出，3 个方向的失准角误差均得到了改善。三轴方向的失准角在引入延时误差补偿算法后，均有明显的作用。

子惯导的失准角雷达对比如图 5 所示。基于雷达图的评价方法可以利用 RMSE 参数协助确定失准角误差，物理意义明确且更为直观地对比了系统精度的优劣，大大提高了数据结果的可视性，解决了

数据冗长、复杂的问题。

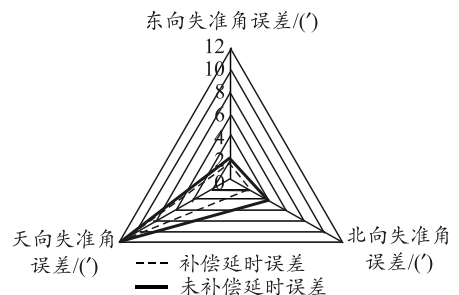


图 5 2 种算法得到的失准角误差对比柱状图

对比图 5 中粗实线和虚线部分围成的三角形可知, 第 1 组未补偿的试验结果(粗实线)的面积大于第 2 组进行延时补偿的试验结果(虚线)的面积。经过计算, 其数量关系为: 粗实线部分围成面积是虚线部分围成面积的 1.253 倍; 因此, 第 1 组试验的误差较大。从雷达图的对比中可以看出: 补偿延时后的对准算法可以获得更高的对准精度, 也跟之前的列表对比结果一致。

4 结论

笔者根据基准惯导信息对传递对准的影响进行分析, 将基准惯导的延时建模为随机常值并扩充为状态变量; 建立传递对准误差状态方程和量测方程, 同时对受基准信息延时影响的姿态量测和速度量测方程进行推导。经过滤波器估计与补偿后, 可以有效抑制由于主惯导信息测量延时而导致的滤波器发散现象, 提高了传递对准精度。该算法还能有效地估计出基准信息的延迟时间。

参考文献:

- [1] 刘为任, 宋高玲, 孙伟强, 等. 双主惯导对子惯导的高精度传递对准方法[J]. 中国惯性技术学报, 2016, 24(5): 561-564.
- [2] 白宏阳, 段江锋, 熊凯, 等. 空地制导武器传递对准及组合导航半实物实时仿真系统设计[J]. 中国惯性技术学报, 2015, 23(2): 224-231.
- [3] 宋嘉钰, 杨黎明, 李东杰. 惯性导航传递对准技术发展现状与趋势[J]. 兵器装备学报, 2016, 37(2): 139-143.
- [4] JOON L, YOU C L. Transfer alignment considering measurement time delay and ship body flexure[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2009, 23(1): 195-203.
- [5] 付昭旺, 于雷, 寇英信, 等. 导弹协同制导中末交接班目标截获概率研究. 弹道学报, 2012, 24(4): 31-36.
- [6] 程建华, 陈岱岱, 王冰玉, 等. 基于可观测度分析的传递对准精度评估方法[J]. 系统工程与电子技术, 2015, 37(4): 895-900.
- [7] 孙海文, 欧阳中辉, 王彦. 一种改进的 GPS 周跳探测与修复方法[J]. 兵工自动化, 2016, 35(1): 52-54.
- [8] 苏永清, 彭浩, 赵恒. 动基座传递对准信息延时的分析与仿真[J]. 机电一体化, 2012, 18(3): 43-47.
- [9] 黄国刚, 戴洪德, 陈明. 快速传递对准中时间延迟误差补偿方法[J]. 测控技术, 2009, 28(8): 55-57.
- [10] 陈雨, 赵剡, 李群生, 等. 快速传递对准中主惯导信息滞后补偿方法[J]. 中国惯性技术学报, 2013, 21(5): 576-580.
- [11] CHU H, SUN T, ZHANG B, et al. Rapid Transfer Alignment of MEMS SINS Based on Adaptive Incremental Kalman Filter[J]. Sensors, 2017, 17(1): 152.
- [12] JWO D J, SHIH J H, HSU C S, et al. Development of a strapdown inertial navigation system simulation platform[J]. Journal of Marine Science & Technology, 2014, 22(3): 381-391.