

doi: 10.7690/bgzd.2019.03.009

机载灵巧弹药 MEMS 陀螺漂移的快速估计算法

米长伟¹, 毕建宏², 吴旭¹, 宋立平¹

(1. 兵器工业航空弹药研究院制导控制技术部, 哈尔滨 150036;

2. 哈尔滨十二中数学教研室, 哈尔滨 150056)

摘要: 针对 MEMS 陀螺误差大的问题, 提出了机载灵巧弹药 MEMS 陀螺漂移的快速估计算法。首先建立简化 MEMS 陀螺误差模型, 提出 HMM/RLS 算法的零时延随机漂移处理算法, 以解决 FIR、HMM/KF 等处理方法在滤波时延和效果上的矛盾。然后由弹载 MEMS 陀螺测量误差和安装角误差耦合得到参数区别, 由此推导出快速 MEMS 陀螺零偏快速两点估计算法。该算法能在 2.5 s 内完成对 MEMS 陀螺零偏的估计补偿, 其估计准确度达到 90% 以上。数学仿真和靶试数据处理的结果表明: HMM/RLS 可以达到随机漂移处理的零时延, 并兼顾了滤波时延和带宽。

关键词: 机载武器; 灵巧弹药; 传递对准; 随机漂移; 零偏

中图分类号: TP301.6 **文献标志码:** A

Rapid Estimation Method of MEMS Gyro Drift for Airborne Smart Bomb

Mi Changwei¹, Bi Jianhong², Wu Xu¹, Song Liping¹

(1. Department of Guidance & Control Technology, Aviation Ammunition Institute of China North Industries Group Corporation Limited, Harbin 150036, China;

2. Department of Mathematics, No. 12 High School, Harbin 150056, China)

Abstract: A bomb-borne MEMS gyro drift fast estimation algorithm of airborne smart bomb (SSB) for aircraft was presented to solve the large MEMS gyro error. Firstly, simplified MEMS gyro error model had been established, HMM/RLS no-delay pretreatment algorithm of gyro drift had been presented to solve the conflict about time delay and bandwidth of FIR or HMM/KF method. Then, the parameter difference due to MEMS measurement error and fix error angle of aircraft and bomb, which could be utilized to reckon the rapid 2 points estimation algorithm of MEMS drift. The MEMS drift could be estimated and compensated in 2.5 s based on the presented method, and the accuracy can be obtained up to 90 percent. The simulation and experiment result proved that HMM/RLS method was a non-delay drift processing method, which could make a balance between the time delay of filter and bandwidth of signal.

Keywords: airborne weapon; smart bomb; transfer alignment; random drift; zero drift

0 引言

近年来, 我国在航空领域取得了丰硕的成果, 为先进机载武器的快速发展提供了契机^[1]。机载灵巧弹药的 MEMS 捷联惯导系统的快速传递对准技术对载机的安全型和作战效能有至关重要的作用^[1]。

针对先进武器的快速传递对准算法, 国内外做了大量的研究工作, 并形成了一些优秀的产品。其中, Block25 F-16 战机中主惯导是霍尼韦尔的 H-423 RLG 捷联惯导(精度 0.8 n mil/h), 子惯导采用 HG-1700IMU(精度 1 (°)/hr, 即 60 n mil/hr)。其速度+姿态传递对准时间为 5 s, 精度小于 1 mrad, 对准过程采用了直线+横滚+直线的 wing-rock 机动^[2]。国内某高校提出结合 S 机动的速度+姿态传递对准算法, 把对准的时间降低到 200 s 以内^[3-5]。

在上述快速传递对准方法中, 均未涉及陀螺漂

移的快速补偿^[3,5], 这是由于陀螺漂移可观测性较差, 无法在短时间获得较理想的估计结果。文献[5]基于 Hermit 矩阵谱分解可观测度分析方法, 分析了速度+航向的传递对准可观测性, 指出陀螺漂移的可观测性比失准角低了一个数量级, 陀螺漂移估计时间约为 4 min。

针对 MEMS IMU 中陀螺的漂移误差较大的问题(国产 MEMS IMU 零偏可达 200 (°)/hr), 提出快速两点估计算法, 以填补传递对准算法中 MEMS 陀螺漂移快速估计算法的空白。

1 灵巧弹药 MEMS 惯导传递对准算法分析

1.1 传递对准算法

快速传递对准算法采用 Kain 和 Cloutie 提出的速度+姿态匹配的快速传递算法^[2], 针对机载灵巧弹

收稿日期: 2018-11-22; 修回日期: 2019-01-08

基金项目: 总装预研项目(41415040102); 总装预研项目(6141B010205)

作者简介: 米长伟(1975—), 男, 天津人, 博士, 研究员, 从事航空弹药导航制导与控制、半实物仿真技术研究。

药传递对准过程可以实现定高平飞，确定降维状态变量为 $[\delta V_E, \delta V_N, \phi_x, \phi_y, \phi_z, \varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z, \phi_{ax}, \phi_{ay}, \phi_{az}]^T$ 。

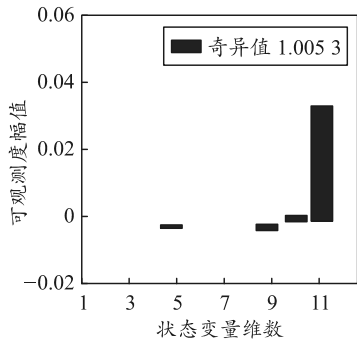
传递对准需对系统进行可观测性分析，以期判定系统中可估的状态变量以及可估状态变量的收敛速度，即状态变量的可观测性和可观测度。国内外学者围绕该问题作了大量研究工作^[3,5]。

1.2 快速传递对准可观测性分析

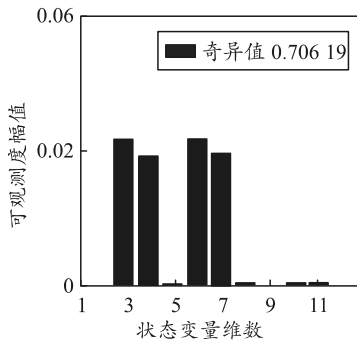
首先分析传递对准系统的可观测性度。可观测性分析方法通常可利用系统估计误差协方差中提取的特征值及特征向量、以及可观测性矩阵的奇异值等来描述系统的可观测度。

灵巧弹药挂飞传递对准过程中，保持定高平飞。可观测性仿真分析时，速度设为 200 m/s，经纬度为 (105.325°, 38.875°)，气压表高度为 7 400 m，主惯导 IMU 精度为 (0.01 (°)/hr, 0.001 mg)，子惯导 IMU 精度为 (100 (°)/hr, 0.1 mg)。经过计算 rank(H) 为 11，所有状态均可观测。对系统进行奇异值分解，得到 11 个奇异值以及计算各个奇异值对应的状态变量初值，并绘制奇异值直方图，如图 1 所示。

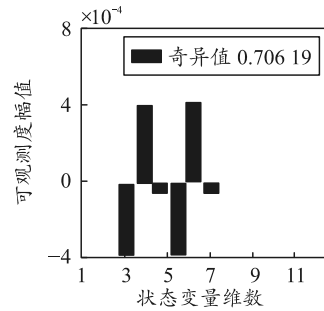
δV_E 、 δV_N 作为直接观测量，其对应的奇异值为 1，可将奇异值作为状态变量可观测度的分析依据。其中， ϕ_{ax} 、 ϕ_{ay} 的可观测度为 9.832 7 和 9.835 2。从图中可以直观地看出， ϕ_{az} 为 1.005 3，3 个安装误差的可观测程度较为理想。



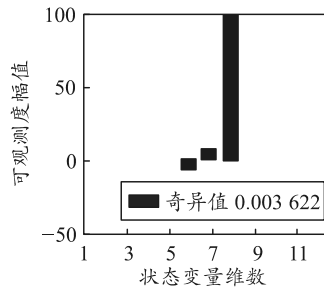
(a) ϕ_{az} 可观测度奇异值



(b) ε_x 可观测度奇异值



(c) ε_y 可观测度奇异值



(d) ε_z 可观测度奇异值

图 1 剔除加计零偏等误差后的降维系统的可观测性

从图中可以直观看出：IMU 陀螺零偏 ε_x 、 ε_y 的可观测度为 0.706 19， ε_z 的可观测度为 0.003 662。上述结论与挂飞实验结论一致，安装误差角可以得到快速估计，但是为了标校 MEMS 陀螺，需要进一步延长挂飞传递对准时间。

2 灵巧弹药 MEMS 陀螺漂移的估计算法

2.1 HMM/RLS 随机漂移处理算法

针对机载灵巧弹药，MEMS IMU 中陀螺仪零偏比较大，因此陀螺的误差模型^[6]可以表示为

$$\tilde{\omega} = \omega + \delta g_{DR} + \delta g_{DS} + \delta g_{RW} + \text{diag}(\delta g_{SFR})\omega \quad (1)$$

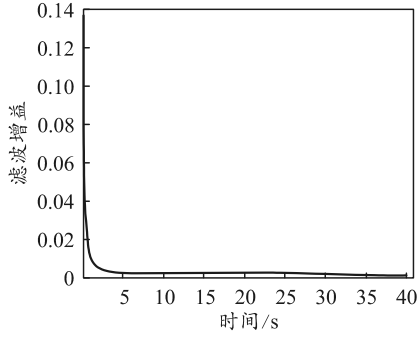
式中：零偏 $\delta g_{DR} = 0$ ；漂移 $\delta g_{DS} = -\delta g_{DS} / \tau + n_{DS}$ ；角度随机游走 $\delta g_{RW} = n_{RW}$ ；刻度因数误差 $\delta g_{SFR} = 0$ 。

在机载灵巧弹药挂飞对准阶段，MEMS IMU 已经完成上电稳定，因此可以建立简化的误差模型：

$$\tilde{\omega} = \omega + \varepsilon + \nu \quad (2)$$

式中随机漂移 ν 的处理方法为：FIR 低通滤波和 HMM/KF 算法。上述 2 种方法在工程应用中难以兼顾滤波延时、效果和算法复杂度，因此笔者提出 HMM-RLS 的零时延处理方法。

文献[7-8]对随机漂移采用 HMM/KF 算法，其核心为滤波增益 K 的迭代收敛(如图 2 所示)。从图中可以看出，滤波增益 K 快速收敛到稳态值。该值与等价低阶数字滤波器的截止频率，这也是 HMM/KF 算法相比于低通数字滤波器的优势所在。

图 2 HMM/KF 滤波增益 K 调整曲线

由于惯性器件随机误差的 HMM 模型为定常模型，引入遗忘因子 RLS 算法，迭代求解算法滤波增益 K 。选择 $\omega(n)$ 为状态向量，初值为零。 $k-1$ 时刻的陀螺输出为 $x(n)$ ，令 $y(n)$ 取常值 1， R_{yy} 初值取为 1。 λ_R 的取值与 Kalman 滤波增益值一一对应，建议取值 0.951 2。加速度计和陀螺仪共用一组参数。

HMM-RLS 方法过程如下：

1) 初始化滤波参数 $x(n)$ 、 $y(n)$ 、 R_{yy} 、 $\omega(n)$ 和 λ_R 的初值。

2) 迭代计算 Kalman 滤波增益，具体步骤如下：

$$\hat{d}(n) = \omega^T(n-1)y(n); \quad (3)$$

$$e(n) = x(n) - \hat{d}(n); \quad (4)$$

$$K(n) = R_{yy}^{-1}(n)y(n); \quad (5)$$

$$R_{yy}^{-1}(n+1) = \frac{1}{\lambda_R} \left[R_{yy}^{-1}(n) + \frac{K(n)K^T(n)}{\lambda_R + y^T(n)K(n)} \right]. \quad (6)$$

3) 利用卡尔曼滤波增益，计算 IMU 滤波输出：

$$\omega(n) = \omega(n-1) + k(n)e(n). \quad (7)$$

扩展 RLS 方法的目的是为获得 Kalman 滤波增益，通过式(5)，结合 R_{yy} 的初值和常值 $y(n)$ ，可以得到滤波增益 K 的初值为 1。根据数字递归滤波 $X_{k+1} = (1-K)X_k + K Z_{k+1}$ ，HMM/RLS 方法的第一个降噪输出为 $X_{k+1} = Z_{k+1}$ 。即 HMM/RLS 方法在滤波初始阶段，滤波增益 K 为 1，直接以观测值为滤波输出，保证了该方法具有更好随机信号跟踪能力。同时式(3)–(7)只涉及标量运算，相比于涉及矩阵运算 HMM/KF 算法，复杂度大大降低。

2.2 零偏快速两点估计算法

2.2.1 传统算法描述

传统算法基于的已知条件为：固定区间 N (时间段)，IMU 测量值，固定区间的姿态改变量。

结合 IMU 的实际安装关系，得陀螺零偏表达式：

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= \tilde{\omega}_x + \omega_x, \\ \varepsilon_y &= \tilde{\omega}_y + \omega_y, \\ \varepsilon_z &= \tilde{\omega}_z - \omega_z. \end{aligned} \quad (8)$$

对上式积分：

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= \sum \varepsilon_x / N = \sum \tilde{\omega}_x / N + \sum \omega_x / N, \\ \varepsilon_y &= \sum \varepsilon_y / N = \sum \tilde{\omega}_y / N + \sum \omega_y / N, \\ \varepsilon_z &= \sum \varepsilon_z / N = \sum \tilde{\omega}_z / N - \sum \omega_z / N. \end{aligned} \quad (9)$$

式中， $\sum \varepsilon_x$ 、 $\sum \varepsilon_y$ 、 $\sum \varepsilon_z$ 为 3 个姿态角在固定时间段 N 的改变量，这样处理起来能够适当抑制噪声带来的偶然性。

2.2.2 两点估计算法

两点估计算法基于的已知条件为： t_0 时刻载机位置数据 (L_0, λ_0) ，姿态数据(姿态矩阵 C_{n0}^{b0})； t_1 时刻载机位置数据 (L_1, λ_1) ，姿态数据(姿态矩阵 C_{n1}^{b1})。

同时，两点估计算法基于 2 个近似：

1) 忽略载机和弹质心间杆臂对位置数据的影响，近似载机位置数据为弹的位置数据，则有

$$C_{eP}^{b0} = C_{em}^{b0} \text{ 和 } C_{eP}^{b1} = C_{em}^{b1}.$$

2) 忽略载机和某一挂点灵巧弹药的安装误差角，则有 $C_{b0P}^{n0} = C_{b0m}^{n0}$ 。

具体算法描述：

$$C_e^{n1} = C_{b1}^{n1} C_e^{b1}; \quad (10)$$

$$C_e^{b1} = C_{b0}^{b1} C_e^{b0}; \quad (11)$$

$$C_e^{b0} = C_{n0}^{b0} C_e^{n0}. \quad (12)$$

由此可得

$$C_{b0}^{b1} = C_{n1}^{b1} C_e^{n1} (C_{n0}^{b0} C_e^{b0})^T. \quad (13)$$

代入已知条件可得：

$$C_{b0P}^{b1} = C_{n1P}^{b1} C_{eP}^{n1} (C_{n0}^{b0} C_e^{b0})_P^T; \quad (14)$$

$$C_{b0m}^{b1} = C_{n1m}^{b1} C_{eP}^{n1} (C_{n0}^{b0} C_e^{b0})_P^T. \quad (15)$$

C_{b0P}^{b1} 和 C_{b0m}^{b1} 的区别，是由陀螺测量误差和安装角误差耦合得到，由此可得误差角矩阵为

$$C_{b0m}^{b1} = T_{err} C_{b0P}^{b1}. \quad (16)$$

进而得

$$T_{err} = C_{b0m}^{b1} (C_{b0P}^{b1})^T. \quad (17)$$

对于小角误差角，其误差传递矩阵

$$T_{err} = \begin{bmatrix} 1 & \phi_{yaw} & -\phi_{roll} \\ -\phi_{yaw} & 1 & \phi_{pitch} \\ \phi_{roll} & -\phi_{pitch} & 1 \end{bmatrix}. \quad (18)$$

将式(14)、(15)代入式(17),并结合式(18)即可求得小误差角。

可忽略挂点处灵巧弹药的小角度安装的影响,上述误差角均由陀螺量测误差引起,此时结合的陀螺量测模型(8),对式(8)左侧常值零偏积分,得:

$$\int_{t_0}^{t_1} \varepsilon_x dt = \varepsilon_x (t_1 - t_0); \tag{19}$$

$$\int_{t_0}^{t_1} \varepsilon_y dt = \varepsilon_y (t_1 - t_0); \tag{20}$$

$$\int_{t_0}^{t_1} \varepsilon_z dt = \varepsilon_z (t_1 - t_0)。 \tag{21}$$

由此,结合 IMU 安装方式,得常值零偏估计值:

$$\varepsilon_x = -\phi_{roll} / (t_1 - t_0); \tag{22}$$

$$\varepsilon_y = -\phi_{yaw} / (t_1 - t_0); \tag{23}$$

$$\varepsilon_z = \phi_{pitch} / (t_1 - t_0)。 \tag{24}$$

3 MEMS IMU 零偏快速估计算法验证

3.1 数学仿真

为验证两点估计算法的有效性,首先进行了数学仿真。借鉴文献[9]建立惯性导航系统架构,具体条件如下:仿真时间为 2.5 s,仿真步长为 5 ms,初始姿态为 roll=0.5°、pitch=0.5°、yaw=-45°,初始姿态误差为 0.7°、0.8°、2°,初始位置经度为 125.86°,纬度为 45.94°,高度为 5 000 m。

载机 IMU 陀螺、加计零偏数值、灵巧弹药的 IMU 陀螺和加计零偏数据如下:

$$PG_Drift=[0.01 (^{\circ})/hr;0.01 (^{\circ})/hr;0.01 (^{\circ})/hr];$$

$$PA_Bias=[0.01 mg;0.01 mg ; 0.01 mg];$$

$$MG_Drift=[140 (^{\circ})/hr;150 (^{\circ})/hr;160 (^{\circ})/hr];$$

$$MA_Bias=[0.1 mg;0.1 mg;0.1 mg];$$

第 1 组,运动角速度为(0.001、0.001、0.001 rad/s),表 1 为处理结果;第 2 组,运动角速度为(0.025、0.026、0.027 rad/s),表 2 为处理结果。从处理结果可以直观地看出:两点估计法相比与传统算法,估计得更为准确;两点估计法的估计精度能够达到 94%以上。

表 1 数学仿真零偏估计对比 (°)/hr

轴	真值	传统方法	两点估计法
X	140	143.898 2	146.644 1(95.2)
Y	150	173.435 5	158.839 7(94.1)
Z	160	185.585 2	168.896 7(94.4)

表 2 数学仿真零偏估计对比 (°)/hr

轴	真值	传统方法	两点估计法
X	140	-62.293 4	145.688 3(95.9)
Y	150	387.251 4	158.179 1(94.5)
Z	160	387.017 5	167.640 0(95.2)

3.2 靶试数据处理

结合某型机载灵巧弹药靶试,进一步验证算法的有效性。靶试结果如图 3—5、表 3 所示。

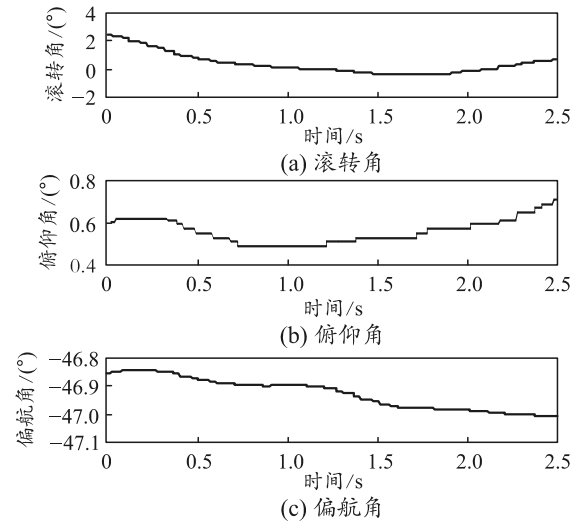


图 3 投弹过程的传递对准段的载机姿态

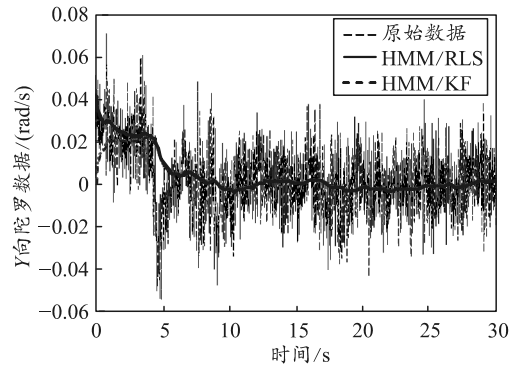


图 4 随机漂移处理算法的对比

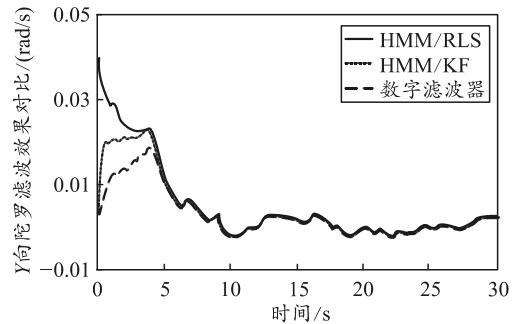


图 5 HMM/RLS 算法陀螺数据处理效果

图 3 为投弹过程传递对准过程段的载机姿态。图 4—5 为 HMM/RLS 算法对随机漂移处理结果与文献[8]中 HMM/KF 算法的对比,可以直观地看出文中的算法在滤波时延方面优势明显。表 3 所示的靶试处理结果表明:相比于传统算法,快速漂移处理算法精度提高近 20%,能够有效估计出 90%以上的零偏。

体模型的按需解析提供参考。

参考文献:

[1] 曹雷. 指挥信息系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012: 18-23.

[2] DEKKER A H. C⁴ISR architectures, social network analysis and the FINC methodology[J]. an experiment in military organisational structure, 2002, 12(4): 23-27.

[3] CARES J R. Distributed networked operations[M]. The Foundations of Network Centric Warfare: Alidate, 2005: 279-292.

[4] 谭跃进, 张小可, 杨克巍. 武器装备体系网络化描述与建模方法[J]. 系统管理学报, 2012, 21(6): 781-786.

[5] 马力, 张明智. 基于复杂网络的战争复杂体系建模研究进展[J]. 系统仿真学报, 2015, 27(2): 217-225.

[6] 程建博, 刘德生. 基于本体的指挥信息系统建模[J].

指挥控制与仿真, 2017, 39(6): 82-88.

[7] 赵会群, 张诗侃, 赵俊宝. 本体解析的应用研究[J]. 计算机时代, 2012, 20(7): 20-22.

[8] 刘珊. 基于本体的船舶火灾危险性评估系统的设计与实现[D]. 大连: 大连海事大学, 2011.

[9] 胡彦峰, 周勇, 李秉. 区域联合防空的系统动力学模型与模拟研究[J]. 火力与指挥控制, 2010, 35(9): 58-66.

[10] 汪小帆, 李翔, 陈关荣. 网络科学导论[M]. 北京: 高等教育出版社, 2012.

[11] 李际超, 吴俊, 谭跃进, 等. 基于有向自然连通度的作战网络抗毁性研究[J]. 复杂系统与复杂性科学, 2015, 12(4): 25-31.

[12] 吴俊, 谭谏怡, 谭跃进, 等. 基于自然连通度的复杂网络抗毁性分析[J]. 复杂系统与复杂性科学, 2014, 11(1): 77-86.

(上接第 38 页)

表 3 快速零偏估计方法的结果对比

项	轴向	估计值/(°/hr)	残差/(°/hr)	百分比/%
传统 算法	X	-178.777 0	1.257 2	99.3
	Y	202.795 8	129.413 5	76.3
	Z	-233.753 2	0.781 7	99.6
两点 估计法	X	-178.025 4	0.505 6	99.7
	Y	74.290 3	0.908 0	98.7
	Z	-234.782 5	0.247 6	99.9

4 结论

针对 MEMS 陀螺误差项, 笔者提出了完整的快速处理算法。其中, 两点估计法相比传统算法, 增加了对位置信息的利用, 充分利用了载机数据。数学仿真和靶试数据处理的结果表明: HMM/RLS 可以达到随机漂移处理的零时延, 兼顾了时延和带宽; 零偏两点估计法可以快速估计出 90% 以上的陀螺零偏。笔者提出的方法适用于机载灵巧弹药, 但是算法验证的实验样本数据有限, 有待其他机载武器进一步的工程验证。

参考文献:

[1] 李保平. 航空制导炸弹的发展技术途径及关键技术[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(3): 100-103.

[2] KAIN J E, CLOUTIER J R. Rapid transfer alignment for tactical weapon application[C]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 1989: 1290-1300.

[3] 戴洪德, 陈明, 周邵磊, 等. 一种新的快速传递对准方法及其可观测度分析[J]. 宇航学报, 2009, 30(4): 1449-1454.

[4] 周峰, 孟秀云. 机载武器捷联惯导系统传递对准仿真环境研究[J]. 弹箭与制导学报, 2009, 29(1): 35-38.

[5] 周本川, 程向红, 刘道静. 基于谱分解的 SINS 传递对准可观测度分析方法[J]. 中国惯性技术学报, 2010, 18(5): 518-522.

[6] YiGiTER YüKSEL. Design And Analysis of Transfer Alignment Algorithm [D]. Turkish: Middle East Thercial University, 2005.

[7] LYU S L, XIE L, CHEN J B. New techniques for initial alignment of strapdown inertial navigation system[J]. Journal of the franklin institute, 2009, 346(10): 1021-1037.

[8] 孙枫, 曹通. 基于 HMMKF 滤波的捷联惯组快速标定方法研究[J]. 控制与决策, 2012, 27(4): 567-570.

[9] 殷德全, 熊智, 施丽娟, 等. 发射系下 SINS/GPS 组合导航系统的算法研究[J]. 兵工自动化, 2017, 36(10): 6-10.