

车载远程制导弹传递对准方法研究

贺江涛, 刘宝宁, 蔺睿

(中国航天科技集团公司第四研究院 第四十一研究所, 西安 710025)

摘要: 针对陆基武器捷联惯导的快速精确初始对准问题, 对车载武器在俯仰机动下的传递对准方法进行了研究; 首先, 以发射车定位定向系统作为主惯导, 根据“速度+姿态”匹配传递对准原理, 建立了子惯导姿态误差方程和速度误差方程; 其次, 基于可观性矩阵奇异值分解的可观测度分析方法, 分析了仅有俯仰机动时各状态变量的可观性; 最后, 对所提出方法的对准精度进行了仿真计算, 其结果表明, 状态变量的估计效果与可观性分析一致, 对准误差在 10 s 内达到角分级。

关键词: 传递对准; 俯仰机动; 可观性; “速度+姿态”匹配

Research on Transfer Alignment for Vehicle-launched Long-Range Guidance Missile

He Jiangtao, Liu Baoning, Lin Rui

(The 41st Institute of the Fourth Institute of CASC, Xi'an 710025, China)

Abstract: To solve the problem of rapid initial alignment for vehicle-launched missile, a method of transfer alignment is studied in pitching maneuver. Firstly, according to the velocity plus attitude matrix matching principle, using Position and Azimuth Determining System (PADS) served as Master Inertial Navigation System, the mathematical model of transfer alignment is established. Secondly, the method of analyzing the degree of observability is introduced by means of singular value decomposition. Finally, the accuracy of proposed method is performed. Simulation results show that estimation performance is consistent with observable degree; the Kalman filter can accomplish the task to the accuracy of minute lever in about 10 s.

Keywords: transfer alignment; pitching maneuver; observability; velocity plus attitude matching

0 引言

高精度的初始对准是实现远程制导弹精确导航的必要条件, 其准确性直接关系到导弹导航系统的工作精度, 快速性直接关系到进入导航状态的准备时间。受气流、风浪、颠簸、路况等因素的影响, 飞机、舰船、发射车等易受随机干扰。为使弹载惯性导航系统能够在各种复杂的环境下完成初始对准, 就要求初始对准技术针对惯性器件误差、各种干扰运动等诸多影响对准精度和快速性的因素具有较强的适应性。按照安装惯性导航系统所在基座的运动状态来分, 初始对准可分为静基座对准和动基座对准。静基座对准方法简单, 但应用于陆基远程制导弹时, 弹载捷联惯性导航系统的方位角因陀螺精度的制约而难以自主确定; 采用外部直接装订法又无法对安装偏差引入的方位误差进行准确评估, 这对于超视距作战而言, 必然增加目标的搜索范围, 进而降低对目标的捕获概率。动基座的初始对准一般采用传递对准, 即使用主惯导系统的输出信息对子惯导系统进行运动参数匹配, 采用合适的滤波算法得到子惯导误差参数的估计值, 实现子惯导导航解算初值

的确定。

传递对准在机载和舰载武器领域的研究和应用一直受到重视, 主要关注点集中在匹配模式^[1-2]、杆臂误差计算^[2-4]、挠曲变形建模^[1-5]等方面, 文献 [4] 详细推导了挠曲变形角与杆臂长度之间的非线性关系, 并采用“速度+角速度”匹配, 给出了传递对准在飞机航测时的应用分析; 文献 [5] 建立了舰船变形模型, 对“比力积分”匹配模式下的传递对准精度进行了计算。

随着现代陆地战车快速作战和精确打击能力新需求的出现, 传递对准技术的应用也逐渐拓展至车载武器领域。秦永元等^[6-7]以常规火箭弹制导化改造为背景, 提出了“姿态匹配+俯仰、回转机动”、“速度姿态匹配+俯仰机动”两种传递对准方案, 为提高多管火箭发射精度提供了一种可行的思路, 但其未进行可观性分析, 即没有明晰状态量估计效果与机动方式之间的关联; 马志强等^[8]研究了陆基武器动基座传递对准问题, 分析了“速度匹配+速度机动”方案, 指出北向加速机动可显著提高方位失准角的可观测性, 但也从侧面说明, 陆地战车需要进行附加的加减速机动, 这无疑对该方法实际运用时的机动方式做出了限制。对于远程制导弹而言, 需要一种不用额外机动的初始对准方法。速度+姿态匹配传递对准, 相对于速度匹配, 由于引入姿态差作为观测量, 在提高姿态误差可观性的同时, 可以很大程度地缩短对准时间。基于此优点, 可采

收稿日期: 2020-06-10; 修回日期: 2020-07-17。

基金项目: 国家自然科学基金(61573366)。

作者简介: 贺江涛(1986-), 男, 陕西西安人, 硕士研究生, 高级工程师, 主要从事惯性导航方向的研究。

用“速度+姿态”匹配传递对准来解决远程制导弹的初始对准问题。

远程制导弹的系统组成如图 1 所示, 主要包括制导弹、发射装置、车载定位定向装置 (PADS, position and azimuth determining system)、陆地战车等。本文以车载定位定向系统作为主惯导, 综合考虑了子惯导安装误差、杆臂效应、陀螺常值漂移、加速度计零偏等, 建立了传递对准模型, 结合导弹发射时有限的俯仰机动, 分析了“速度+姿态”匹配模式下系统的可观测性, 并采用卡尔曼滤波对传递对准估计精度进行了仿真计算。

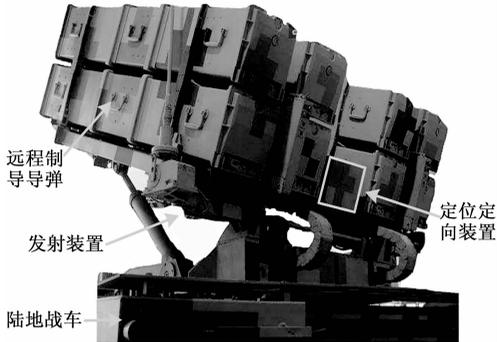


图 1 远程制导弹的系统组成

1 传递对准模型

陆地战车的车载定位定向系统为高精度捷联惯导系统, 可以输出近似无误差的姿态、速度信息, 弹载子惯导为低精度捷联惯导系统, 其计算的姿态、速度包含不能忽略的导航误差。传递对准的任务就是估计出主惯导、子惯导导航坐标系之间的失准角和安装误差角。传递对准分为粗对准和精对准两个阶段。粗对准是将主惯导的姿态、速度、位置信息直接传递给子惯导, 完成子惯导的初始参数装订, 建立其初始姿态矩阵; 精对准是建立传递对准模型, 利用卡尔曼滤波进行实时滤波, 估计出子惯导的失准角、安装误差角等, 进而做进一步修正, 实现子惯导精确初始参数的获取。传递对准模型包括状态方程和观测方程。

1.1 状态方程

捷联惯性导航系统的数学模型有姿态更新方程、速度方程等。几种常用的参考坐标系包括主惯导体坐标系 (m 系)、子惯导体坐标系 (s 系)、导航坐标系 (n 系)、子惯导数字平台坐标系 (n' 系)、主惯导数字平台坐标系 (m' 系), 具体定义见参考文献 [2]。

对于时间较短的传递对准过程, 陀螺和加速度计的漂移缓慢, 可以在传递对准中将陀螺和加速度计的零偏作为随机常量进行估计, 其余的随机误差简化为白噪声。捷联子惯导数学平台误差角的微分方程可表述为:

$$\dot{\varphi}^n = -(\omega_w^n + \omega_m^n) \times \varphi^n - C_m^n \varepsilon^s - C_s^n \eta_s^s \quad (1)$$

式中, φ^n 为 n' 系相对 n 系的误差角, ω_w^n 为地球自转角速度在导航系内的投影, ω_m^n 为导航系相对地球的角速度在导航系内的投影, ε^s 为子惯导陀螺零偏, η_s^s 为子惯导陀螺高斯白

噪声。

考虑加速度计零偏是比力测量的主要误差源, 在忽略二阶小量后, 子惯导速度误差的微分方程可表述为:

$$\delta \dot{V}_s^n = (C_s^n f^s) \times \varphi^n - (2\omega_w^n + \omega_m^n) \times \delta V_s^n + C_m^n \nabla^s + C_s^n \eta_s^s \quad (2)$$

式中, δV_s^n 为子惯导的速度误差, f^s 为子惯导加速度计测量的比力, ∇^s 为子惯导加速度计零偏, η_s^s 为子惯导加速度计高斯白噪声。

1.2 观测方程

速度+姿态匹配传递对准的观测量为主惯导、子惯导的速度之差和姿态之差。由于子惯导安装位置距离摇摆中心有一段杆臂长度, 因此子惯导加速度计和主惯导加速度计会敏感到不同的比力, 从而导致解算出不同的速度。为了提高对准精度, 必须采用一定的补偿方法对杆臂效应引起的误差进行补偿以消除其影响, 一种可行的做法是在设计滤波器时, 传递对准状态方程不考虑杆臂效应带来的影响, 而是在观测方程中, 对杆臂效应引起的速度误差进行计算补偿。

1.2.1 速度匹配

在车载捷联惯导传递对准过程中, 子惯导产生附加的杆臂速度补偿根据下式进行:

$$V_r^n = C_m^n (\omega_m^n \times r^m) \quad (3)$$

V_r^n 为杆臂速度, C_m^n 、 ω_m^n 分别为主惯导的姿态矩阵和陀螺测量值, r^m 为杆臂矢量, 通过精确测量获取, 是已知量。速度匹配量测选取子惯导输出速度 \hat{V}_s^n 与主惯导速度 \hat{V}_m^n 和杆臂速度 \hat{V}_r^n 之差, 于是有:

$$\begin{aligned} Z_V &= \hat{V}_s^n - (\hat{V}_m^n + \hat{V}_r^n) \\ &= \delta V_s^n - (\delta V_m^n + \delta V_r^n) \end{aligned} \quad (4)$$

δV_m^n 为主惯导速度测量误差, δV_r^n 为杆臂速度补偿误差, 因为均是小量, 可以以量测白噪声处理, 则速度匹配观测方程为:

$$Z_V = \delta V_s^n - \eta_v \quad (5)$$

1.2.2 姿态匹配

如图 1 所示, 主惯导安装在发射装置的回转中心, 子惯导安装在远程制导弹飞控舱内, 主惯导、子捷联惯导系统安装距离不超过 2 m, 主惯导、子惯导各自导航解算的导航坐标系差异极小, 两者选用同一导航坐标系。姿态观测量可通过主惯导、子惯导方向余弦阵相乘来得到, 构造如下姿态矩阵:

$$M = C_m^{m'} (C_s^{n'})^T \quad (6)$$

$C_m^{m'}$ 是主惯导体坐标系到主惯导数字平台坐标系的方向余弦矩阵, $C_s^{n'}$ 是子惯导体坐标系到子惯导数字平台坐标系的方向余弦矩阵。

设主惯导的数学平台误差角为 φ_m , 且因其是小量, 于是有:

$$C_m^{m'} \approx (I - \varphi_m \times) C_m^n \quad (7)$$

$$(C_s^{n'})^T = (C_n^s C_s^n)^T \approx C_n^m C_m^n (I + \varphi^n \times) \quad (8)$$

C_m 是主惯导、子惯导体坐标系之间方向余弦矩阵。主惯导、子惯导近似平行安装, 安装误差角为小角, 考虑到发射装置刚性强度大且机动角速度小, 安装误差角可用随机常值 μ 来描述^[6], 则:

$$C_m \approx I - \mu \times \quad (9)$$

将式 (7) ~ (9) 代入式 (6), 略去二阶小量, 经过整理可得:

$$M = I + [(\varphi^n - C_m^n \mu - \varphi_m) \times] \quad (10)$$

定义 $Z_{DCM} = [Z_x \ Z_y \ Z_z]^T$, 其中

$$Z_x = [M(3,2) - M(2,3)]/2 \quad (11)$$

$$Z_y = [M(1,3) - M(3,1)]/2 \quad (12)$$

$$Z_z = [M(2,1) - M(1,2)]/2 \quad (13)$$

姿态匹配量 Z_{DCM} 与误差量之间的关系式为:

$$Z_{DCM} = \varphi^n - C_m^n \mu - \eta_m \quad (14)$$

因为主惯导导航误差很小, 所以 φ_m 以量测噪声 η_m 处理。为了能够在传递对准滤波器中实现姿态测量, 只需要将安装误差角扩展到滤波器的状态变量中即可。

2 可观测性分析

系统的可观测性决定了状态估计的收敛速度和精度。基于可观测性矩阵奇异值分解的可观测度分析方法, 相比从误差协方差阵的特征向量和特征值分析可观测度, 不用进行卡尔曼滤波运算^[9], 就可以对发射装置静止和俯仰机动时的“速度+姿态”匹配传递对准性能进行预先分析, 是一种简单有效的可观测度确定方法。

设 Q 为系统的可观测性矩阵, 维数为 $m \times n$, 则存在正交矩阵 $U_{m \times m}$ 和 $V_{n \times n}$, 使得:

$$Q = USV^T \quad (15)$$

其中: $r = \text{rank}(Q)$, $S = \text{diag}(\Lambda, 0)$, $\Lambda = \text{diag}(\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_r)$ 。

动态系统的观测值为 Y , X_0 为初始状态, 正交矩阵 U 和 V 均以列向量表示为 $[u_1 \ u_2 \ \dots \ u_n]$ 、 $[v_1 \ v_2 \ \dots \ v_m]$, 有:

$$Y = QX_0 = \sum_{i=1}^r \sigma_i u_i v_i^T X_0 \quad (16)$$

$$X_0 = (USV^T)^{-1} Y = \sum_{i=1}^r \left(\frac{u_i^T Y v_i}{\sigma_i} \right) \quad (17)$$

当观测量具有常值范数时, 初始状态 X_0 形成一个椭球, 该椭球的体积由奇异值确定, 奇异值 σ_i 越大, 椭球体积越小, 对初始状态的估计也就越准确; 当 σ_r 为零时, 估计问题就变成了一个奇异问题, 估计是无界的, 即初始状态 X_0 不能由观测值 Y 确定出来。

对于速度误差来说, 因为它是外观测量, 可认为其可观测度为 1, 这恰好是所对应的奇异值。那么, 可将状态变量的可观测度定义为:

$$\xi_i = \sigma_i / \sigma_0 \quad (18)$$

式中, ξ_i 表示第 i 个状态变量的可观测度, σ_0 表示直接外观测量所对应的奇异值, σ_i 为第 i 个系统状态对应的奇异值。可

见, 某一状态变量的可观测度等于使该变量取得最大值时的奇异值与外观测量所对应的奇异值之比。

3 仿真计算

传递对准开始时, 主惯导将高精度的速度、姿态信息传递给子惯导, 滤波器的计算在子惯导中进行。车载远程制导导弹的发射依次经历静止准备、发射装置起竖、起竖到位后击发 3 个阶段, 传递对准仿真计算时, 与之对应的, 也分为 3 个阶段: 第 1 阶段 (0~3 s) 为静止准备段, 模拟主惯导自对准完成后发射装置起竖前的状态; 第 2 阶段 (3~9 s) 为俯仰机动段, 模拟发射装置的起竖操作; 第 3 阶段为击发后静止段 (9~60 s), 模拟发射装置起竖到位后的状态。结合导弹发射的不同阶段, 通过可观测性分析和传递对准仿真, 可以对车载远程制导导弹的初始对准精度进行验证。

3.1 “速度+姿态”匹配可观测性分析

主惯导、子惯导误差悬殊, 主惯导误差不列入状态, 归入量测误差中考虑^[10], 选取与子惯导有关的失准角 φ^n 、速度误差 δV_s^n 、安装误差角 μ 、陀螺零偏 ϵ^s 、加速度计零偏 ∇^s 为状态变量, 即 $X = [\varphi^n \ \delta V_s^n \ \mu \ \epsilon^s \ \nabla^s]^T$, 将状态方程 (1)、(2) 和观测方程 (5)、(14) 表示成状态空间形式:

$$\dot{X} = AX + \eta \quad (19)$$

$$Z = HX + V \quad (20)$$

$$\text{其中: } A = \begin{bmatrix} A_1 & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & -C_s^n & 0_{3 \times 3} \\ A_2 & A_3 & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & C_s^n \\ 0_{9 \times 3} & 0_{9 \times 3} & 0_{9 \times 3} & 0_{9 \times 3} & 0_{9 \times 3} \end{bmatrix},$$

$$\eta = \begin{bmatrix} -C_s^n \eta_\omega^s \\ C_s^n \eta_a^s \\ 0_{9 \times 3} \end{bmatrix}, \nu = \begin{bmatrix} -\eta_v \\ -\eta_m \end{bmatrix}, Z = \begin{bmatrix} Z_{DCM} \\ Z_v \end{bmatrix},$$

$$H = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & -C_m^n & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix},$$

则系统的提取可观测性矩阵:

$$Q = [H \ HA \ \dots \ HA^{13} \ HA^{14}]^T \quad (21)$$

远程精确制导导弹发射时, 发射装置在发射点从静止状态开始以 5°/s 的角速度进行俯仰机动, 调整仰角到 30° (见图 2), 这个过程中, 经计算可观测性矩阵的秩从 12 上升到 15, 可观测度结果如表 1 所示。

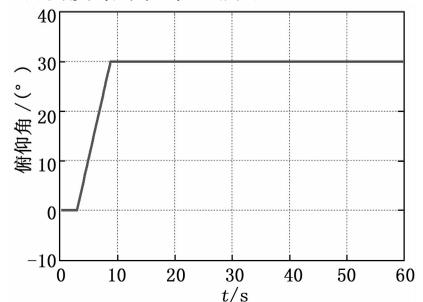


图 2 发射装置俯仰机动轨迹

表 1 可观测度计算

状态变量	可观测度	
	静止准备段	俯仰机动后
φ_n	9.92	22.84
φ_u	1.41	2.17
φ_e	9.92	22.91
δV_{nN}^n	1	1
δV_{nU}^n	1	1
δV_{nE}^n	1	1
μ_x	1	1
μ_y	$8.19e-17$	0.90
μ_z	1	1
ϵ_x^s	9.80	9.81
ϵ_y^s	1	1.57
ϵ_z^s	9.80	9.88
∇_x^s	$2.09e-17$	0.58
∇_y^s	1	1
∇_z^s	$5.13e-20$	0.03

从表 1 可观测度计算结果可以看出, 在静止准备段, 方位安装角 μ_y 、加计零偏 ∇_x^s 和 ∇_z^s 的可观测度不大于 10^{-16} , 工程上可将其视为零, 换言之, 这些状态量均不可观测; 水平失准角 φ_n 和 φ_e 、子惯导速度、安装误差角 μ_x 和 μ_z 、陀螺零偏、Y 向加速度计零偏 ∇_y^s 这些状态参数均可观测。由于方位失准角 φ_u 与天向安装误差角 μ_y 之间存在很强的关联性, 虽然选择 φ_u 可观, 但方位失准角的估计效果很差。在俯仰机动段, 原本不可观测的 μ_y 、 ∇_x^s 、 ∇_z^s 均变得可观测, 且这些观测性弱的状态变量随着时间段的增加, 其可观测度逐渐增大, 从极小值变化为 0.90、0.58、0.03。发射装置起竖到位后, ∇_y^s 的可观测度为 1, 大于 ∇_x^s 和 ∇_z^s ; μ_y 的可观测度 0.90 小于 μ_x 和 μ_z 。对于同一类的状态参数, 可观测度越大, 其误差的估计效果将越好。

3.2 传递对准仿真

仿真初始条件设置为: 射向角 0° , 子惯导陀螺零偏 $0.5^\circ/\text{h}$, 陀螺噪声 $0.01^\circ/\sqrt{h}$, 加速度计零偏 0.5 mg ; 主惯导陀螺零偏 $0.02^\circ/\text{h}$, 主惯导加速度计零偏 0.01 mg ; 杆臂长度为 1.5 m 、 0.5 m 、 1 m , 杆臂误差为 0.03 m 、 0.01 m 、 0.01 m , 安装误差角为 -0.5° 、 1° 、 0.5° ; 滤波计算周期 0.2 s , 仿真时长 60 s 。随机线性离散系统卡尔曼滤波方程见参考文献 [2]。

计算流程如下:

Step1: 参数初始化, 包括子惯导装订初值 (粗对准)、卡尔曼滤波状态变量初值和协方差阵初值等;

Step2: 根据公式 (1) 和 (2) 进行传递对准状态方程的建立与计算;

Step3: 根据公式 (3) 进行杆臂速度的计算, 将其计算结果作为速度补偿项;

Step4: 比较主惯导、子惯导的速度、姿态, 根据公式

(5) 和 (14) 进行传递对准观测方程的建立与计算, 并以 Step3 计算的杆臂速度修正公式 (5) 的速度观测量;

Step5: 采用离散系统卡尔曼滤波算法, 对传递对准的状态变量进行递推估计。

主要的状态参数估计结果如图 3~5 所示。

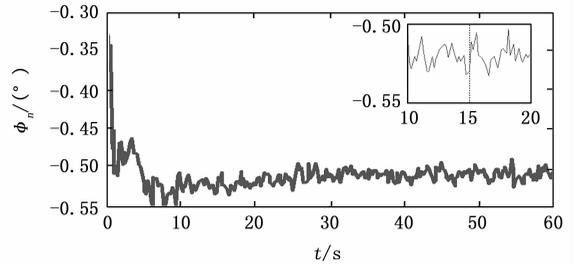
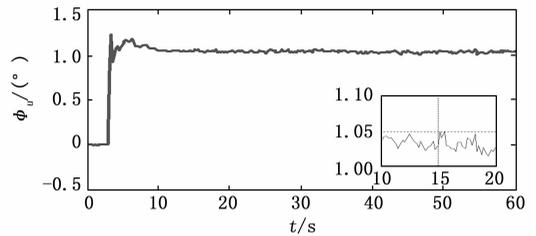
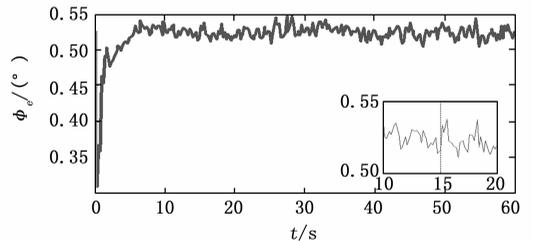
图 3 失准角 φ_n 图 4 失准角 φ_u 图 5 失准角 φ_e

图 3~5 为子惯导失准角的估计结果。在传递对准开始时的静止准备段, 水平失准角 φ_n 和 φ_e 快速收敛, 方位失准角 φ_u 几乎没有估计效果; 而经过俯仰机动段后, 水平失准角 φ_n 和 φ_e 的估计精度达到了 0.03° , 方位失准角 φ_u 也趋近于真值 1° , 误差小于 0.05° 。

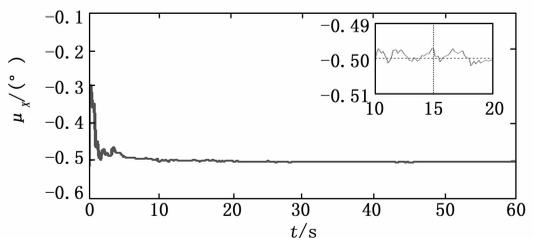
图 6 安装误差角 μ_x

图 6~8 为安装误差角的估计结果。在静止准备段, 水平安装误差角 μ_x 和 μ_z 估计效果明显, 天向安装误差角 μ_y 由

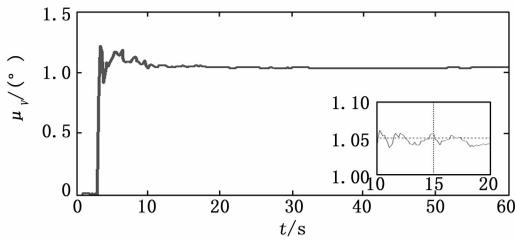


图 7 安装误差角 μ_y

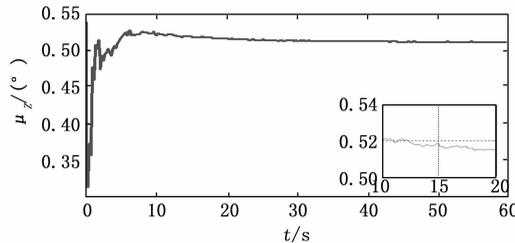


图 8 安装误差角 μ_z

于不可观测,无法进行有效估计;经过发射装置俯仰机动后,水平安装误差角 μ_x 和 μ_z 已经分别收敛到 -0.46° 、 0.52° ,天向安装角 μ_y 逐渐趋近于真值;在 10 s 时,天向安装误差角 μ_y 的估计精度达到了 0.06° 。

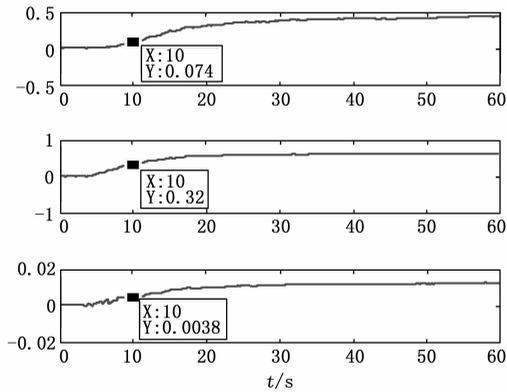


图 9 加速度计零偏估计值 ∇_y^s

图 9 表明,在对准过程中,子惯导加速度计 ∇_y^s 估计的精度和快速性大于 ∇_x^s 、 ∇_z^s , 10 s 时 ∇_y^s 、 ∇_x^s 、 ∇_z^s 估计值分别为 0.32 mg、0.074 mg、0.003 8 mg,这与前文计算的

∇_y^s 可观测度最大、 ∇_x^s 次之、 ∇_z^s 最小一致。

以上分析结果说明,该传递对准方法对水平失准角的估计效果最好,方位失准角必须通过俯仰机动的激励才能做出有效估计,对于惯性器件零偏的估计,其快速性明显低于速度误差和失准角。

4 结束语

本文研究了一种适用于车载捷联惯导精确传递对准的方法。仿真结果表明,借用发射装置的正常起竖,可显著提高方位失准角和天向安装误差角的可观测度;起竖到位后,姿态失准角的估计精度可达到 0.05° 。此传递对准方法契合了远程制导导弹的作战需求,具有较好的快速性和精确性,为弹载捷联惯导的初始化提供了一种有效的解决方法。

参考文献:

- [1] 韩英宏,陈万春. 新型快速传递方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38 (2): 149-152.
- [2] 付梦印,郑辛,等. 传递对准理论与应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2012.
- [3] 申亮亮,王新龙,陈涛. 舰载武器 SINS 速度+姿态匹配传递对准建模与仿真 [J]. 鱼雷技术, 2008, 16 (5): 22-26.
- [4] Cao Q, Zhong M Y, Guo J. Non-linear estimation of the flexural lever arm for transfer alignment of airborne distributed position and orientation system [J]. IET Radar, Sonar and Navigation, 2017, 11 (1): 41-51.
- [5] Chen W N, Zeng Q H. Research on shipborne transfer alignment under the influence of the uncertain disturbance based on the extended state observer [J]. Optik, 2017: 777-785.
- [6] 秦永元,刘洋,等. 精确制导火箭弹传递对准研究 [J]. 火力指挥与控制, 2012, 37 (2): 20-23, 28.
- [7] 秦永元,游金川,等. 传递对准在制导型多管火箭中的应用 [J]. 压电与声光, 2010, 32 (4): 565-567.
- [8] 马志强,林恒,等. 车载传递对准技术研究 [J]. 传感器与微系统, 2011, 30 (3): 54-56.
- [9] 吴俊伟,孙国伟,等. 基于 SVD 方法的 INS 传递对准的可观测性能分析 [J]. 中国惯性技术学报, 2005, 13 (6): 26-30.
- [10] 秦永元. 惯性导航 [M]. 北京: 科学出版社, 2014.

(上接第 98 页)

- [3] 付秀敏. 航天器自主控温系统设计 [D]. 西安: 西安电子科技大学, 2011.
- [4] 孙鹏,赵欣,刘伟,等. 一体化星敏传感器温度控制措施及试验验证 [J]. 航天器工程, 2018, 27 (2): 119-123.
- [5] 文超柱,郑京良. 飞行器防冰试验温度控制系统设计 [J]. 计算机测量与控制, 2009, 17 (9): 1762-1789.
- [6] 卫瑞,康冰,孙谦. 基于光学捷联惯组的精密温控系统设计 [J]. 导弹与航天运载技术, 2014, 5: 78-81.
- [7] 常霞,张鹏,李恺,等. 一种轻小型遥感相机高精度主

- 动热控设计 [J]. 计算机测量与控制, 2014, 22 (7): 2274-2276.
- [8] 张昕,覃波,付益,等. 航天高稳激光光源温控电路设计 [J]. 光通信技术, 2015, 6: 45-47.
- [9] 张鹏,常霞. 航天相机用基于 1553B 总线高精度温度控制系统 [J]. 计算机测量与控制, 2017, 25 (7): 115-119.
- [10] 李波,陈光华,徐行,等. 基于热敏电阻的多通道高精度温度测量系统 [J]. 仪表技术与传感器, 2008, 5: 87-88.