

车载导弹光学辅助数学传递对准方法

梁浩¹, 王丹丹², 穆荣军¹, 崔乃刚¹

(1. 哈尔滨工业大学 航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001; 2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 从发射准备时间和对准精度等方面分析现代战争环境下车载导弹对初始对准的要求, 提出利用自准直仪进行光学辅助数学传递对准的方法。给出光学辅助数学传递对准系统搭建方案, 推导主、子惯导方位光学传递关系, 将光学准直得到的相对方位测量角引入到“角速度+加速度”匹配模式中构成新的量测方程, 对主、子惯导安装角进行滤波估计。在实验室条件下对方位光学传递算法的正确性和精度进行了验证, 并对光学辅助数学传递对准方法进行了数学仿真分析, 仿真结果表明, 该方法具有较快的对准速度和较高的对准精度, 能够满足现代车载导弹快速高精度初始对准的要求。

关键词: 控制科学与技术; 车载导弹; 光学辅助; 自准直仪; 传递对准; 相对方位测量

中图分类号: U666.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-1093(2015)03-0510-06

DOI: 10.3969/j.issn.1000-1093.2015.03.019

Optically-aided Transfer Alignment of Vehicle-launched Missile

LIANG Hao¹, WANG Dan-dan², MU Rong-jun¹, CUI Nai-gang¹

(1. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, Heilongjiang, China;

2. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: The requirements of vehicle-launched missile for the initial alignment in modern warfare are analyzed from the aspects of launch preparation time and alignment accuracy. A new alignment method combining optical collimation and transfer alignment is proposed. A system construction scheme is proposed, and an optical azimuth transitive relation between master inertial navigation system (MINS) and slave inertial navigation system (SINS) is derived. The relative azimuth obtained by optical collimation is introduced into the measurement equation of “angular rate plus acceleration matching” to estimate the installation angle between MINS and SINS by utilizing the Kalman filter. In the laboratory, the principle experiment is implemented to verify the optical azimuth transfer algorithm. The mathematical simulation for optically-aided transfer alignment is carried out. The simulation results show that the proposed method has fast convergence speed and high alignment accuracy to meet the demand of the initial alignment of modern vehicle-launched missiles.

Key words: control science and technology; vehicle-launched missile; optical aid; collimator; transfer alignment; relative azimuth measurement

收稿日期: 2014-02-12

基金项目: 国防基础科研项目(A0320132002)

作者简介: 梁浩(1987—),男,博士研究生。E-mail: lianghao_hit@163.com;

穆荣军(1969—),男,副教授,博士生导师。E-mail: murjun@163.com

0 引言

车载导弹发射前处于低速或静止状态,在现代快速响应战争环境下,发射车从占领发射阵地至导弹发射这段时间内是比较脆弱的,容易遭受打击,发射准备时间是评价现代车载导弹发射前生存能力的重要技术指标^[1]。

初始对准和弹车系统测试是车载导弹发射前需要完成的两项主要工作。随着电子技术的发展,弹车系统测试工作所需的时间越来越短,部分测试工作可以在行驶途中完成;而导弹瞄准工作需要在发射车停止后进行,并且需要占用较长的时间。如何缩短导弹初始对准时间,降低对准系统对发射场坪、环境条件的要求,是车载导弹快速发射技术需要解决的关键问题。

车载导弹初始对准方式主要有光学瞄准、自对准和传递对准等。光学瞄准精度高,但需要在发射阵地静态进行,配套设备要求高、占时长、自动化程度低^[2]。自对准依靠惯导自身的输出完成对准,不需要外界信息,但对准精度受惯性器件工艺制约和环境干扰影响,且方位角对准时间长,很难满足高精度快速初始对准的要求。传递对准^[3]需要配备高精度主惯导,并对载车机动形式有一定要求。

本文针对车载导弹快速高精度初始对准的需求,将光学瞄准和常规传递对准相结合,提出了利用自准直仪辅助数学传递对准的方法。推导了发射阵地主、子惯导方位传递关系,建立了传递对准数学模型,将光学准直得到的相对方位测量角引入到“角速度+加速度”匹配模式中构成新的量测方程,对主、子惯导安装角进行滤波估计,并通过仿真对比分析,验证了新方法的优越性。

1 快速发射传递对准方法分析

目前常用的数学传递对准匹配模式主要有计算参数匹配和测量参数匹配两种。计算参数匹配法(如“速度+姿态”匹配)鲁棒性好、抗噪声能力强,但对准速度较慢,且对发射车机动形式有一定要求,在实战中,发射车质量较大且受地形地貌的限制不能保证提供足够的姿态机动^[4-6];测量参数匹配法(如“角速度+加速度”匹配)实时性强,水平姿态角对准速度快、精度高,但抗干扰能力有限,方位失准角估计精度差,适用于发射车静止或运动状态平缓的情况^[7-8]。

本文提出的车载导弹光学辅助数学传递对准方

法利用自准直仪测量主、子惯导的相对方位关系,利用数学传递对准完成水平姿态角的快速估计,综合考虑对准时间、精度、载车机动等因素,应选择“角速度+加速度”匹配模式。

初始对准系统搭建如图1所示,主要包括车载高精度主惯导、自准直仪、弹上惯导、方位棱镜、车载计算机等。方位棱镜与子惯导(弹上惯导)固连安装,子惯导与主惯导体轴平行,自准直仪与主惯导固连安装。自准直仪的测量角度范围为 $\pm 2\ 000''$,在初始对准系统设备安装时,要检验工装精度,保证棱镜反射光线在自准直仪的俘获范围内。

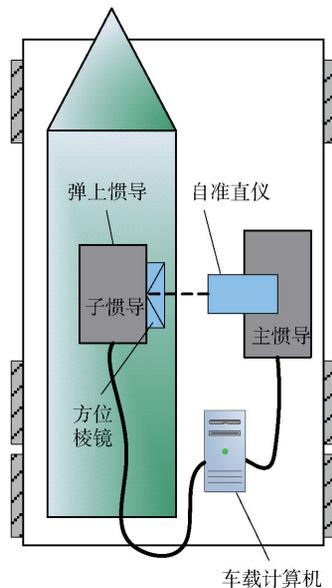


图1 车载导弹初始对准系统组成

Fig. 1 System composition for initial alignment of vehicle-launched missiles

车载导弹快速发射传递对准流程如下:在导弹库阵地,车载主惯导完成初始对准和标定;发射车开往发射阵地途中,主惯导持续工作,保持姿态基准;发射车到达发射阵地停稳并调平后,完成主、子惯导快速传递对准;导弹起竖导航,准备发射。

2 快速发射数学传递对准模型

2.1 惯导误差传播模型

车载导弹传递对准过程中,涉及到主、子两套惯性导航系统,其误差传播特性同单个惯导系统的误差传播特性有一定差异。在进行数学传递对准建模处理过程中,需要对惯导系统误差传播模型中的相关参量进行重新定义和处理,以区别于研究单个惯导时的情形。

主、子惯导均采用捷联式惯性导航系统,主惯导

的导航坐标系记为 n 系,子惯导的导航坐标系记为 n' 系;定义子惯导相对主惯导的安装角为 $\varphi_a = [\varphi_{ax} \ \varphi_{ay} \ \varphi_{az}]^T$;定义子惯导导航坐标系与主惯导导航坐标系对应坐标轴之间的误差角为姿态失准角,记为 $\varphi = [\varphi_x \ \varphi_y \ \varphi_z]^T$ 。则在地理坐标系内,子惯导相对主惯导的误差传播模型^[9]为

$$\dot{\varphi}^n = -\omega_{in}^n \times \varphi^n + \Delta\omega_{in}^n + C_b^n \Delta\omega_s, \quad (1)$$

$$\delta \dot{v}^n = (C_n^{n'} - I)f_m^n - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \delta v^n - \delta\omega_{en}^n \times v_s^{n'} + C_b^{n'} \Delta a_s, \quad (2)$$

$$\delta \dot{\lambda} = \frac{\delta v_x}{R_N + h} \sec L + \frac{v_{mx}}{R_N + h} \sec L \tan L \cdot \delta L, \quad (3)$$

$$\delta \dot{L} = \frac{\delta v_y}{R_m + h}, \quad (4)$$

式中: $\Delta\omega_s$ 为子惯导陀螺仪常值漂移; ω_{in}^n 为主惯导计算导航坐标系相对于惯性参考坐标系的旋转角速度矢量在其计算导航坐标系中的分量形式; $\Delta\omega_{in}^n$ 为对应误差量; f_m^n 为导航系内表示的主惯导的视加速度; ω_{en}^n 为导航系的位置角速度; $v_s^{n'}$ 为子惯导的速度; Δa_s 为子惯导的加速度计测量误差; R_M 、 R_N 为当地子午圈和卯酉圈半径; λ 、 L 、 h 分别为地理经度、纬度和高度。

2.2 数学传递对准状态方程

取状态向量为

$$X = [\varphi_x \ \varphi_y \ \varphi_z \ \delta v_x^n \ \delta v_y^n \ \delta L \ \delta \lambda \ \Delta\omega_x \ \Delta\omega_y \ \Delta\omega_z \ \Delta a_x \ \Delta a_y \ \Delta a_z \ \varphi_{ax} \ \varphi_{ay} \ \varphi_{az}]^T, \quad (5)$$

式中: φ_x 、 φ_y 、 φ_z 为姿态失准角; δv_x^n 、 δv_y^n 为主、子惯导东向及北向速度之差; δL 、 $\delta \lambda$ 为经度、纬度之差; $\Delta\omega_x$ 、 $\Delta\omega_y$ 、 $\Delta\omega_z$ 为子惯导陀螺常值漂移; Δa_x 、 Δa_y 、 Δa_z 为子惯导加速度计测量零偏; φ_{ax} 、 φ_{ay} 、 φ_{az} 为主、子惯导安装角。

系统的状态方程为

$$\dot{X} = AX + BW, \quad (6)$$

式中: A 为系统状态转移矩阵; B 为系统过程噪声驱动矩阵; W 为系统过程噪声向量。 A 、 B 中各量由(1)式~(4)式给出的惯导系统误差传播方程确定。

2.3 “角速度+加速度”观测方程

采用“角速度+加速度”匹配模式时,通过观测主、子惯导的角速度和加速度信息,对主、子惯导安装角进行估计。

记主惯导测得的角速度和比力分别为 ω_{bm} 和 f_{bm} ,子惯导测得的角速度和比力分别为 ω_{bs} 和 f_{bs} ,主、子惯导安装矩阵为 C_a^b 。主、子惯导数学传递对

准过程中,以主惯导为参考基准,因此,不考虑主惯导陀螺和加表的测量误差。

主、子惯导测量信息有如下关系:

$$\begin{cases} \omega_{bs} = C_a^b \omega_{bm} + \Delta\omega_s, \\ f_{bs} = C_a^b f_{bm} + \Delta a_s. \end{cases} \quad (7)$$

当安装角为小量时,有

$$C_a^b = \begin{bmatrix} 1 & \varphi_{az} & -\varphi_{ay} \\ -\varphi_{az} & 1 & \varphi_{ax} \\ \varphi_{ay} & -\varphi_{ax} & 1 \end{bmatrix} = I - [\varphi_a]^\times, \quad (8)$$

式中: $[\varphi_a]^\times$ 为 φ_a 构成的反对称矩阵; φ_{ax} 、 φ_{ay} 为水平方向安装角,可由数学传递对准得到; φ_{az} 为未知参数。

从而

$$\begin{cases} \omega_{bs} - \omega_{bm} = (C_a^b - I)\omega_{bm} + \Delta\omega_s = \\ \quad [\omega_{bm}]^\times \varphi_a + \Delta\omega_s, \\ f_{bs} - f_{bm} = (C_a^b - I)f_{bm} + \Delta a_s = \\ \quad [f_{bm}]^\times \varphi_a + \Delta a_s. \end{cases} \quad (9)$$

则系统的观测向量为

$$Z = \begin{bmatrix} \omega_{bsx} - \omega_{bmx} \\ \omega_{bsy} - \omega_{bmy} \\ \omega_{bsz} - \omega_{bmz} \\ f_{bsx} - f_{bmx} \\ f_{bsy} - f_{bmy} \\ f_{bsz} - f_{bmz} \end{bmatrix}, \quad (10)$$

观测方程为

$$Z = HX + V, \quad (11)$$

式中: H 为观测矩阵; V 为观测噪声。

3 惯导方位光学传递

如图 2 所示, $O_a X_a Y_a Z_a$ 、 $O_b X_b Y_b Z_b$ 分别为主、子惯导体坐标系, Y_a 指前, X_a 指右, Z_a 指上; $O_a X_s Y_s Z_s$ 为自准直仪坐标系, P 为方位棱镜棱脊的单位向量。

$O_a O_b$ 为瞄准仪对棱镜自准直时的光轴向量, $O_a O_b$ 与 P 垂直, A_p 、 θ_p 分别为自准直仪平盘角和竖盘角。

在车载导弹初始对准系统中,方位棱镜与子惯导固连安装,自准直仪与主惯导固连安装,以上设备安装完成后,需利用经纬仪、水平平台等设备,借助北向基准,采用常规标定方法对棱镜安装误差角 α 、 β 以及自准直仪与主惯导的安装矩阵 C_s^a 进行标定,本文不再详述。

设 $O_a O_b$ 的单位向量为 L ,则 L 在 S 坐标系下

表示为

$$L^S = [\cos \theta_p \sin A_p, \cos \theta_p \cos A_p, \sin \theta_p]^T. \quad (12)$$

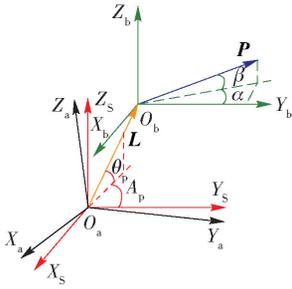


图2 光学方位传递坐标关系

Fig.2 Coordinate relation of optical azimuth transfer

则 L 在 a 系下表示为

$$L^a = C_a^S L^S. \quad (13)$$

由 α, β 得到棱脊单位向量在 b 系下的分量:

$$P^b = [\cos \beta \sin \alpha, \cos \beta \cos \alpha, \sin \beta]^T. \quad (14)$$

则在 a 系下 P 向量为

$$P^a = C_a^b P^b, \quad (15)$$

式中: C_a^b 包含 $\varphi_{ax}, \varphi_{ay}, \varphi_{az}$ 3 个安装角参数。

$O_a O_b$ 与 P 垂直, 可得

$$L^a P^a = 0. \quad (16)$$

由(8)式、(12)式~(16)式可解出 φ_{az} , 从而得到安装角 φ_a 和安装矩阵 C_a^b 。

4 光学辅助传递对准

根据(15)式可知, 在利用方位光学传递公式计算 φ_{az} 之前, 首先要知道水平方向安装角 φ_{ax} 和 φ_{ay} 的大小。“角速度+加速度”匹配模式传递对准对水平安装角估计精度高、收敛速度快, 因此可先通过“角速度+加速度”传递对准对 φ_{ax} 和 φ_{ay} 进行估计。

车载导弹光学辅助数学传递对准步骤如下: 首先采用“角速度+加速度”匹配模式传递对准滤波器对水平方向安装角 φ_{ax} 和 φ_{ay} 进行估计, 如(17)式中的 Z_1 所示, 等待滤波估计收敛后, 将 $\varphi_{ax}, \varphi_{ay}$ 和自准直仪的测量值带入方位光学传递公式计算主、子惯导相对方位角 φ_{az} , 最后将 φ_{az} 与“角速度+加速度”构成新的量测方程 Z_2 , 再次进行数学传递对准滤波估计, 以提高天向安装角估计的估计精度。

$$Z = \begin{cases} Z_1 = \begin{bmatrix} \omega_{bs} - \omega_{bm} \\ f_{bs} - f_{bm} \end{bmatrix}, & t \leq T_a; \\ Z_2 = \begin{bmatrix} \omega_{bs} - \omega_{bm} \\ f_{bs} - f_{bm} \\ \varphi_{az} \end{bmatrix}, & t > T_a. \end{cases} \quad (17)$$

式中: T_a 为预设数学传递对准收敛时间阈值。

在通过数学、光学传递得到子惯导相对于主惯导的安装角后, 可得到子惯导相对于导航坐标系的姿态矩阵, 即

$$C_n^b = C_a^b C_n^a, \quad (18)$$

式中: C_n^a 为主惯导姿态矩阵。

通过 C_n^b 进行姿态角提取, 可以得到子惯导相对导航坐标系的姿态信息, 从而实现对子惯导姿态角的修正。

5 实验验证与分析

5.1 方位光学传递实验验证

为了验证惯导方位光学传递算法, 于2014年3月在哈尔滨工业航天工程系导航与对准实验室进行了7次实验, 分别用2个标准六面体代替主、子惯导, 测量设备为经纬仪。方位光学传递算法根据标定得到的 $\alpha, \beta, C_s^a, \varphi_{ax}, \varphi_{ay}$ 以及自准直仪测量得到的 A_p, θ_p , 计算出 φ_{az} , 同时, 利用经纬仪和六面体对 φ_{az} 的值进行校准, 方位光学传递的计算结果与校准结果对比如表1所示。由表1可以看出, 7组实验中 φ_{az} 的计算结果和校准结果差值均在3"以内, 方位光学传递的计算精度较高(误差主要是由仪器设备误差以及环境干扰影响造成的), 验证了算法的正确性。

表1 方位光学传递实验结果

Tab.1 Experimental results of optical azimuth transfer

序号	计算 $\varphi_{az}/(")$	校准 $\varphi_{az}/(")$	误差 $\Delta\varphi_{az}/(")$
1	597.67	595.02	2.65
2	819.83	818.02	1.81
3	370.57	372.95	-2.38
4	388.09	386.80	1.29
5	940.31	942.82	-2.51
6	477.28	474.50	2.78
7	901.73	900.81	0.92

根据导弹快速发射传递对准流程, 在实际工作中, 发射车到达发射阵地, 车底盘伸出支腿并调平稳定后, 进行主、子惯导快速传递对准。因此, 实际工作中自准直仪方位光学传递的工作环境比较稳定, 仅车载设备的振动对光学测量角度的影响较小。

5.2 光学辅助传递对准数学仿真分析

5.2.1 仿真条件

1) 惯导参数设置: 车载主惯导陀螺常值漂移 $0.003^\circ/h(1\sigma)$, 加速度表零偏 $1 \times 10^{-5} g(1\sigma)$; 弹上

子惯导陀螺常值漂移 $0.01^\circ/h (1\sigma)$, 加速度表零偏 $1 \times 10^{-4} g (1\sigma)$; 主、子惯组数据更新周期为 $0.01 s$, 传递对准滤波周期为 $0.2 s$.

2) 光电设备参数设置: 自准直仪瞄准误差 $1''$, 棱镜 α, β 值标定误差 $5''$, 自准直仪、主惯导安装角标定误差 $5''$. 预设主、子惯导安装角为 $[15', -15', 10']$, 自准直仪与主惯导安装角为 $[15', 15', -10']$, α 为 $-5'$, β 为 $5'$.

5.2.2 数学传递对准结果

发射车行驶 2 h, 到达发射阵地停稳后, 在静止状态下进行数学传递对准, 仿真时间 $100 s$, 仿真结果如图 3、图 4 所示。

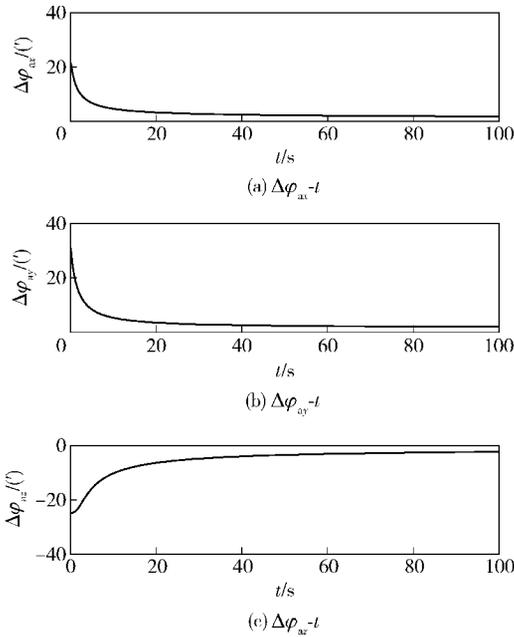


图 3 “速度 + 姿态”模式下安装角估计误差
Fig.3 Estimated errors of installation angles in “velocity plus attitude matching” mode

两种匹配模式下传递对准精度和滤波估计收敛时间对比如表 2 所示。

表 2 不同匹配模式仿真结果对比
Tab.2 Comparison of simulated results for different matching

匹配模式	收敛时间/s	$\Delta\varphi_a / (')$
速度 + 姿态	80	1.8, 2.0, 2.3
角速度 + 加速度	25	0.36, 0.33, 15.12

5.2.3 光学辅助传递对准仿真结果

根据(17)式, 在“角速度 + 加速度”传递对准收敛后 (25 s 以后), 进行光学辅助数学传递对准, 仿

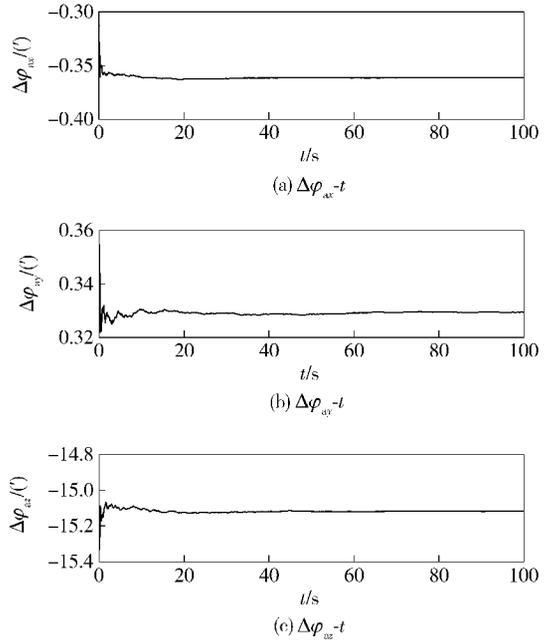


图 4 “角速度 + 加速度”模式下安装角估计误差
Fig.4 Estimated errors of installation angles under angular rate plus acceleration matching

真结果如图 5 所示。

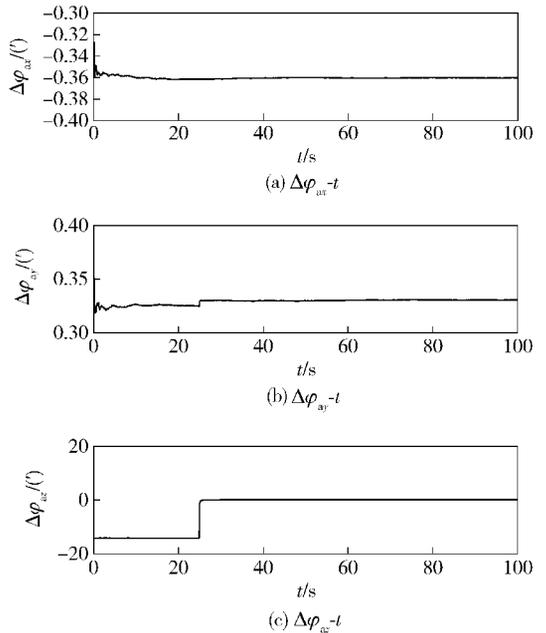


图 5 光学辅助传递对准安装角估计误差
Fig.5 Estimated errors of installation angles in optically-aided transfer alignment mode

光学方位辅助系统对主、子惯导天向安装角估计精度有较大提高, 估计误差由常规“角速度 + 加速度”匹配模式下的 $15.12'$ 减小到 $10''$, 对水平方向安装角影响较小。

5.2.4 结果分析

由仿真结果可以看出,在发射车静止状态下,由于没有姿态摇摆的激励,“速度+姿态”匹配模式收敛速度较慢,安装角估计精度不高;而“角速度+加速度”匹配模式收敛速度较快(25 s),水平方向安装角估计精度也较高(0.36'、0.33')。为了解决天向安装角的估计精度低问题,引入光学方位辅助系统后,天向安装角估计精度达到10",修正时间也较短。改进后的弹上惯导对准方法在对准时间(小于30 s)和对准精度(水平0.36'、0.33',天向10")两个方面均取得了较好的效果。

6 结论

经实验验证,本文提出的利用自准直仪和棱镜进行主、子惯导光学方位传递的方法精度较高,速度较快。将光学方位传递与“角速度+加速度”数学方法相结合进行主、子惯导传递对准,既保留了“角速度+加速度”匹配模式水平方向精度高、速度快的优点,又解决了传统方法中天向安装角估计精度差的问题,能够满足车载导弹快速高精度初始对准的要求。

参考文献 (References)

- [1] 王丹丹, 陈小军, 王丽华. 新对准技术应用展望[J]. 导弹与航天运载技术, 2009(3):22-23.
WANG Dan-dan, CHEN Xiao-jun, WANG Li-hua. Outlook of new alignment technology applications [J]. Missile and Space Vehicle, 2009(3):22-23. (in Chinese)
- [2] 周载学, 傅正焯, 胡宪文. 发射技术[M]. 北京:中国宇航出版社, 2009:90-120.
ZHOU Zai-xue, FU Zheng-xuan, HU Xian-wen. Launch technol-
- gy[M]. Beijing:China Astronautic Publishing House, 2009:90-120. (in Chinese)
- [3] Xu Qing-jiu, Dai Hong-de, Wu Xiao-nan, et al. Design of simulation system about transfer alignment of SINS for shipborne equipment[C]//2010 2nd International Conference on Information Science and Engineering. Hangzhou:IEEE, 2010:4506-4510.
- [4] 胡健, 马大为, 程向红, 等. 基于 Elman 网络的传递对准容错联合滤波器设计与仿真[J]. 兵工学报, 2010, 31(11):1502-1507.
HU Jian, MA Da-wei, CHENG Xiang-hong, et al. Transfer alignment using fault-tolerant federated STF based on Elman network [J]. Acta Armamentarii, 2010, 31(11):1502-1507. (in Chinese)
- [5] Sun Chang-yue, Deng Zheng-long. Transfer alignment of shipborne inertial-guided weapon systems[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2009, 20(2):348-353.
- [6] Wang Ya-feng, Sun Fu-chun, Zhang You-an, et al. Central difference particle filter applied to transfer alignment for SINS on missiles[J]. Aerospace and Electronic Systems, 2012, 48(1):375-387.
- [7] 王司, 邓正隆. 惯导系统动基座对准技术综述[J]. 中国惯性技术学报, 2003, 11(2):61-67.
WANG Si, DENG Zheng-long. Technique review of transfer alignment of inertial navigation system on moving base[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2003, 11(2):61-67. (in Chinese)
- [8] Shen Xiao-rong, Shi Yong-zhu. Angular rate matching method for shipboard transfer alignment based on H_∞ filter[C]//2011 6th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications. Beijing:IEEE, 2011:620-625.
- [9] 韩鹏鑫, 穆荣军, 崔乃刚. 两种坐标系下惯导传递对准效果比较[J]. 中国惯性技术学报, 2010, 18(3):272-278.
HAN Peng-xin, MU Rong-jun, CUI Nai-gang. Comparison between transfer alignments of inertial navigation system in two coordinates [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2010, 18(3):272-278. (in Chinese)