

机载精确制导武器快速传递对准

曲法义¹, 魏纪林², 崔乃刚¹, 郝淑梅²

(1. 哈尔滨工业大学 航天学院, 150001 哈尔滨; 2. 北京自动化控制设备研究所, 100074 北京)

摘要: 针对“速度+姿态”匹配方案运算量大、鲁棒性差和“角速度+加速度”匹配方案存在的杆臂效应难以补偿的问题, 提出了“速度+姿态矩阵”快速传递对准匹配方案, 给出了对准模型. 仿真结果表明, 在载机做简单角机动的情况下该方案即可完成对准过程并取得较高精度, 为机载武器提供了一种具有实用价值的传递对准方案. 在机载主惯导和精确制导武器的子惯导系统都采用捷联惯导的大趋势下, 捷联系统特有的数学平台特点将促使“速度+姿态矩阵”匹配模式具有更为广阔的应用空间.

关键词: 机载武器; 精确制导; 传递对准; “速度+姿态矩阵”

中图分类号: TH133; TP183

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2014)01-0007-05

Research on rapid transfer alignment for airborne precision guided weapons

QU Fayi¹, WEI Jilin², CUI Naigang¹, HAO Shumei²

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

2. Beijing Automatic Control and Equipment Institute, 100074 Beijing, China)

Abstract: “Velocity-attitude matrix” matching method is proposed as a new approach to transfer alignment, in allusion to the disadvantages of “velocity-attitude” method which has a huge computation and low robustness, and “angular rate-acceleration” method which has a difficulty to compensate the lever-arm effect, and then an alignment model is deduced. Simulation results show that this method can complete a high precision alignment process and achieve a high precision, even if carrier aircraft do simple Angle maneuver. With the development tendency of SINS(strap-down inertial navigation system) as both master INS and slave INS, the characteristics of mathematics platform in SINS will make “velocity-attitude matrix” method used more and more widely.

Keywords: airborne weapons; precision guidance; transfer alignment; “velocity+attitude matrix”

机载精确制导武器指从载机上发射并可对敌方的地面设备、空中目标或海上舰船发动精确打击的武器, 包括各种空地导弹、空舰导弹、空空导弹以及精确制导炸弹等. 制导系统是这类武器的核心技术, 现有的制导方式分为惯性制导、红外制导以及雷达制导等, 其中惯性制导因其具有导航信息丰富, 数据更新率高、全自主等独特的优势而得到最为普遍的应用. 如 1982 年马岛海战时阿根廷空军使用“飞鱼”导弹一举击沉当时英国最先进的“谢菲尔德”号驱逐舰, 2011 年利比亚战

争^[1] 中北约凭借“风暴前兆”、JDAM^[2-3]、SCALP、“硫磺石”等精确制导武器仅用几天时间便彻底摧毁了利比亚的防空系统并取得制空权, 这些武器都无一例外地采用了惯性制导技术.

采用惯导的机基武器在发射之前需要利用机载主惯导对武器子惯导进行传递对准^[4-6]. 因为导弹一般悬挂在机翼下、机腹下或机腹内, 这样受机翼和飞机结构的挠曲变形、安装误差等因素的影响, 火控系统用主惯导(机载惯导系统)提供的初始信息对子惯导(弹载惯导系统)进行装订后, 子、主惯导之间的失准角可达 1°左右. 对于精确制导武器而言, 必须估计出该失准角并予以消除.

根据量测信息的不同可得传递对准的不同匹配方案, “速度+姿态”匹配^[7-11]是目前公认的理想匹配方案. 但“姿态”匹配时需要进行大量乘、

收稿日期: 2012-12-06.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11272101).

作者简介: 曲法义(1979—), 男, 博士研究生;

崔乃刚(1963—), 男, 教授, 博士生导师.

通信作者: 曲法义, qufy@hit.edu.cn.

除、开方计算,运算量较大,实际应用中可能会受限于导航计算机的运算能力,另外该方法的鲁棒性较差^[12-13],在需要快速传递对准时这种不足体现得尤为明显.为此,本文提出了“姿态矩阵”匹配,并将其与“速度”匹配联合应用构成“速度+姿态矩阵”匹配方案.该方案观测方程是线性的,计算量小,可实现快速对准.

1 传递对准模型的建立

本文的研究基于主、子惯导均为捷联式惯导系统.以载机的“右、前、上”作为机体坐标系,以“东、北、天”地理坐标系作为导航坐标系,记主惯导的导航系为 n 系,机体系为 b 系,子惯导的导航系为 n' 系,弹体系为 b' 系.

下面建立子惯导的状态误差模型和量测误差模型.

1.1 状态方程

由于主惯导的精度一般远高于子惯导的精度,因此 Kalman 滤波对子惯导具有较好的估计效果,但对主惯导的估计效果并不明显,因此为了降低滤波器的维数,本文不将主惯导的误差列入状态变量当中,而认为主惯导输出的导航信息是准确的.

综合考虑变量的可观测性及估计效果等因素,建立状态方程如下:

$$\dot{X}(t) = A(t)X(t) + G(t)W(t). \quad (1)$$

式中,状态变量为

$$X(t) = [\delta V_E \delta V_N \phi_E \phi_N \phi_U \delta_x \delta_y \delta_z \varepsilon_x \varepsilon_y \varepsilon_z \nabla_x \nabla_y \nabla_z]^T$$

系统噪声为

$$W(t) = [\omega_{gx} \omega_{gy} \omega_{gz} \omega_{ax} \omega_{ay} \omega_{az}]^T.$$

其中: δV_E 、 δV_N 分别为东向、北向速度误差; ϕ_E 、 ϕ_N 、 ϕ_U 为 n' 系相对 n 系的姿态失准角; δ_x 、 δ_y 、 δ_z 为安装误差角; ε_x 、 ε_y 、 ε_z 为陀螺仪漂移; ∇_x 、 ∇_y 、 ∇_z 为加速度的零偏; ω_{gx} 、 ω_{gy} 、 ω_{gz} 为陀螺仪白噪声; ω_{ax} 、 ω_{ay} 、 ω_{az} 为加速度计白噪声.

系统矩阵 A 和噪声矩阵 G 由下面的捷联惯导误差传播方程确定

$$\begin{cases} \delta \dot{V}^n = -\phi^n \times f^n + \delta V^n \times (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) + V^n \times \delta \omega_{en}^n + \nabla^n, \\ \dot{\phi}^n = -\omega_{in}^n \times \phi^n + \delta \omega_{in}^n - \varepsilon^n, \\ \dot{\delta} = 0, \\ \dot{\varepsilon} = \varepsilon_b + \varepsilon_r, \\ \dot{\varepsilon}_b = 0, \\ \dot{\varepsilon}_r = -1/\tau \varepsilon_r + w, \\ \dot{\nabla} = 0. \end{cases} \quad (2)$$

式中: $\phi^n = [\phi_E \phi_N \phi_U]^T$ 为 n' 系相对 n 系的姿态角,即数学平台失准角; $f^n = [f_E \ f_N \ f_U]^T$ 为比力在 n 系的投影; $\delta = [\delta_x \ \delta_y \ \delta_z]^T$; $\varepsilon = \varepsilon_b + \varepsilon_r$ 为陀螺仪漂移,其中 ε_b 为逐次启动漂移,为随机常数, ε_r 为零偏稳定性误差,用一阶马尔科夫模型描述;加速度计零偏 ∇ 视为随机常数.

1.2 量测方程

“速度+姿态矩阵”模式的量测方程有两组,一组为“速度”匹配量测方程,一组为“姿态矩阵”匹配量测方程.

1) 速度匹配量测方程. 将子惯导输出的速度 $V_{sins}(t)$ 与主惯导输出的速度 $V_{pins}(t)$ 相减,得到子惯导的速度误差.以速度误差为量测量,建立速度匹配的量测方程为

$$Z_V(t) = V_{sins}(t) - V_{pins}(t) = H_V(t)X(t) + V_V(t). \quad (3)$$

其中 $V_V(t)$ 为量测噪声,量测矩阵为

$$H_V(t) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0_{1 \times 12} \\ 0 & 1 & 0_{1 \times 12} \end{bmatrix}.$$

2) 姿态矩阵匹配量测方程. 由子、主惯导确定的姿态阵分别为 $C_b^{n'}$ 和 C_b^n ,这两个矩阵第 i 行第 j 列的元素分别记为 T_{ij}^s 和 T_{ij} , $i, j = 1, 2, 3$. 由

$$C_b^{n'} = C_n^{n'} C_b^n C_b^b = [I - (\phi \times)] C_b^n [I + (\delta \times)] = C_b^n - (\phi \times) C_b^n + C_b^n (\delta \times) - (\phi \times) C_b^n (\delta \times).$$

忽略二阶小量,可得

$$C_b^{n'} - C_b^n = -(\phi \times) C_b^n + C_b^n (\delta \times). \quad (4)$$

其中 $\phi \times$ 、 $\delta \times$ 分别为 $[\phi_E \ \phi_N \ \phi_U]^T$ 、 $[\delta_x \ \delta_y \ \delta_z]^T$ 对应的反对称阵.

将式(4)展开并将 C_b^n 、 $(\phi \times)$ 、 $(\delta \times)$ 的元素代入可得

$$\begin{bmatrix} \delta T_{11} \\ \delta T_{21} \\ \delta T_{31} \\ \delta T_{12} \\ \delta T_{22} \\ \delta T_{32} \\ \delta T_{13} \\ \delta T_{23} \\ \delta T_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -T_{31} & T_{21} & 0 & -T_{13} & T_{12} \\ T_{31} & 0 & -T_{11} & 0 & -T_{23} & T_{22} \\ -T_{21} & T_{11} & 0 & 0 & -T_{33} & T_{32} \\ 0 & -T_{32} & T_{22} & T_{13} & 0 & -T_{11} \\ -T_{32} & 0 & -T_{12} & T_{23} & 0 & T_{21} \\ -T_{22} & T_{12} & 0 & T_{33} & 0 & -T_{31} \\ 0 & -T_{33} & T_{23} & -T_{12} & -T_{11} & 0 \\ T_{33} & 0 & -T_{13} & -T_{22} & T_{21} & 0 \\ -T_{23} & T_{13} & 0 & -T_{32} & T_{31} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi_E \\ \phi_N \\ \phi_U \\ \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_z \end{bmatrix}. \quad (5)$$

如果将姿态矩阵中 9 个元素的误差全部作为量测量,则滤波时需要做九阶方阵的求逆运算,计算量较大,实际上使用其中 3 个即可.本文选用 δT_{31} 、 δT_{12} 、 δT_{23} 作为量测量,建立姿态矩阵量测方程如式(6)所示:

$$Z_T(t) = H_T(t)X(t) + V_T(t). \quad (6)$$

其中, $\mathbf{Z}_T(t) = [\delta T_{31} \delta T_{12} \delta T_{23}]^T$ 为量测量, $\mathbf{V}_T(t)$ 为量测噪声, 量测矩阵为

$$\mathbf{H}_T(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{1 \times 2} & -T_{21} & T_{11} & 0 & 0 & -T_{33} & T_{32} & \mathbf{0}_{1 \times 6} \\ \mathbf{0}_{1 \times 2} & 0 & -T_{32} & T_{22} & T_{13} & 0 & -T_{11} & \mathbf{0}_{1 \times 6} \\ \mathbf{0}_{1 \times 2} & T_{33} & 0 & -T_{13} & -T_{22} & T_{21} & 0 & \mathbf{0}_{1 \times 6} \end{bmatrix}.$$

噪声方差阵为

$$\mathbf{R}_T = \text{diag}\{\sigma_{T_{31}}^2, \sigma_{T_{12}}^2, \sigma_{T_{23}}^2\}. \quad (7)$$

令 θ 、 γ 、 ψ 量测噪声均取为 $50''$, 式(7)中有关参数如下:

$$\sigma_{T_{31}}^2 = (-\sin(\gamma + 50'')\cos(\theta + 50'') + \sin\gamma\cos\theta)^2, \quad (8)$$

$$\sigma_{T_{12}}^2 = (\sin(\psi + 50'')\cos(\theta + 50'') - \sin\psi\cos\theta)^2, \quad (9)$$

$$\sigma_{T_{23}}^2 = (-\sin(\gamma + 50'')\sin(\psi + 50'') - \cos(\gamma + 50'')\cos(\psi + 50'')\sin(\theta + 50'') + \sin\gamma\sin\psi + \cos\gamma\cos\psi\sin\theta)^2. \quad (10)$$

将“速度”匹配和“姿态矩阵”匹配结合起来, 根据分块矩阵运算规则, 由式(3)和式(6)可得

$$\begin{bmatrix} \mathbf{Z}_V(t) \\ \mathbf{Z}_T(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_V(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}_V(t) \\ \mathbf{H}_T(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}_T(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_V(t)\mathbf{X}(t) \\ \mathbf{H}_T(t)\mathbf{X}(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{V}_V(t) \\ \mathbf{V}_T(t) \end{bmatrix},$$

即

$$\begin{bmatrix} \mathbf{Z}_V(t) \\ \mathbf{Z}_T(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_V(t) \\ \mathbf{H}_T(t) \end{bmatrix} \mathbf{X}(t) + \begin{bmatrix} \mathbf{V}_V(t) \\ \mathbf{V}_T(t) \end{bmatrix}.$$

令

$$\mathbf{Z}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{Z}_V(t) \\ \mathbf{Z}_T(t) \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{H}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_V(t) \\ \mathbf{H}_T(t) \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{V}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{V}_V(t) \\ \mathbf{V}_T(t) \end{bmatrix},$$

则“速度+姿态矩阵”匹配的量测方程可以写成

$$\mathbf{Z}(t) = \mathbf{H}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}(t). \quad (11)$$

2 仿真验证及分析

2.1 仿真条件

传递对准的滤波效果受载机机动情况影响^[10, 13-15]. 在此, 综合考虑动基座传递对准的可观测性要求和载机的实际飞行性能, 采用如下飞行轨迹: 载机飞行轨迹包含3个飞行阶段, 即直线飞行段、倾斜转弯段和偏航姿态角摇摆段. 在1450 s之前, 载机做直线飞行; 1450 s~1500 s, 载机机体倾斜转弯, 产生侧向向心加速度, 横滚角均匀增加到25°又均匀减小到零; 1500 s~1820 s,

载机的偏航姿态角做左右摇摆, 以增强传递对准的可观测性, 给定姿态摇摆最大幅值 $A = 5^\circ$, 摇摆角速度 $\omega = 0.02 \text{ rad/s}$. 经过几种姿态机动组合, 完成传递对准.

仿真时, 状态变量初值取零, 东、北、天方向上失准角分别为 0.5° 、 0.5° 、 1° , 陀螺仪常值漂移 $0.05^\circ/\text{h}$, 白噪声 $0.01^\circ/\text{h}$, 加速度计常值偏置 $100 \mu\text{g}$, 白噪声 $20 \mu\text{g}$, 速度量测噪声为 0.1 m/s , 姿态矩阵量测噪声由式(11)~式(13)给出. 即

$$\mathbf{P}(0) = \text{diag}\{(1 \text{ m/s})^2, (1 \text{ m/s})^2, (0.5^\circ)^2, (0.5^\circ)^2, (1^\circ)^2, (0.5^\circ)^2, (0.5^\circ)^2, (0.5^\circ)^2, (0.05^\circ/\text{h})^2, (0.05^\circ/\text{h})^2, (0.05^\circ/\text{h})^2, (100 \mu\text{g})^2, (100 \mu\text{g})^2, (100 \mu\text{g})^2\},$$

$$\mathbf{Q} = \text{diag}\{(0.01^\circ/\text{h})^2, (0.01^\circ/\text{h})^2, (0.01^\circ/\text{h})^2, (20 \mu\text{g})^2, (20 \mu\text{g})^2, (20 \mu\text{g})^2\},$$

$$\mathbf{R} = \text{diag}\{(0.1 \text{ m/s})^2, (0.1 \text{ m/s})^2, (50'')^2, (50'')^2, (50'')^2\}.$$

2.2 仿真结果

图1为“速度+姿态矩阵”方案的姿态角曲线, 图2为“速度+姿态矩阵”方案的姿态失准角估计曲线, 图3、图4分别为“速度+姿态”方案和“角速度+加速度”方案的姿态失准角估计曲线.

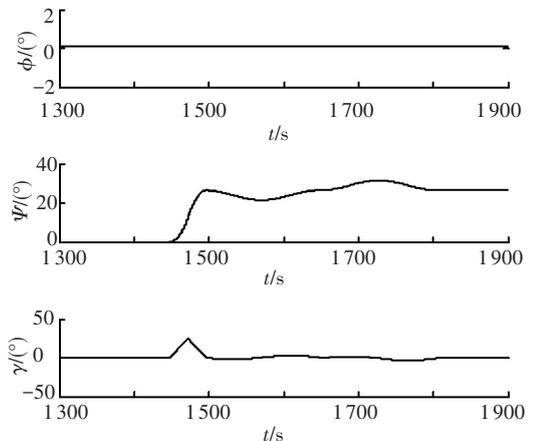


图1 “速度+姿态矩阵”方案的姿态角曲线

2.3 结果分析

从图2~4的仿真结果可以看出, 采用“速度+姿态矩阵”、“速度+姿态”、“角速度+加速度”这3种匹配方案时, 都存在载机角机动之前姿态失准角估计效果较差, 载机角机动之后姿态失准角估计加速收敛并且精度提高的现象, 但3种方案的具体情况又有不同, 3种方案的估计精度和收

敛速度也各不相同.

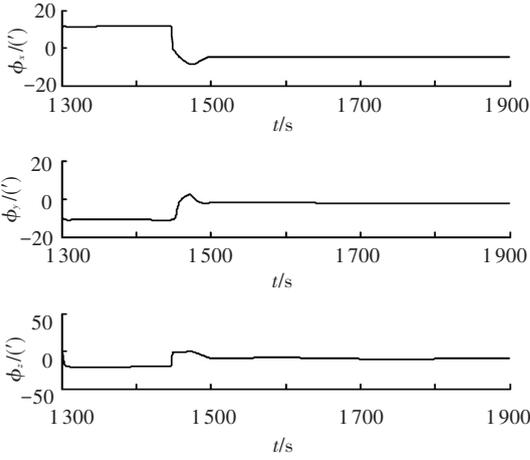


图 2 “速度+姿态矩阵”匹配方案的姿态失准角估计误差

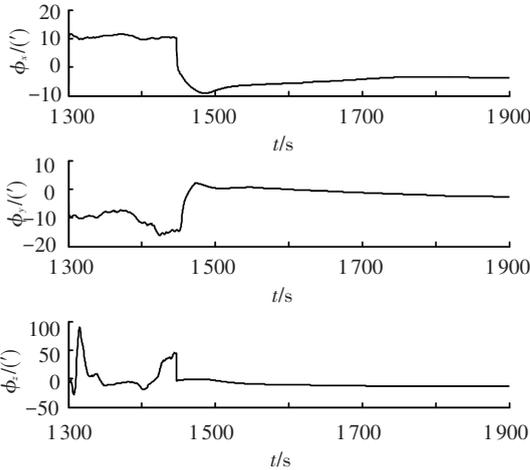


图 3 “速度+姿态”匹配方案的姿态失准角估计误差

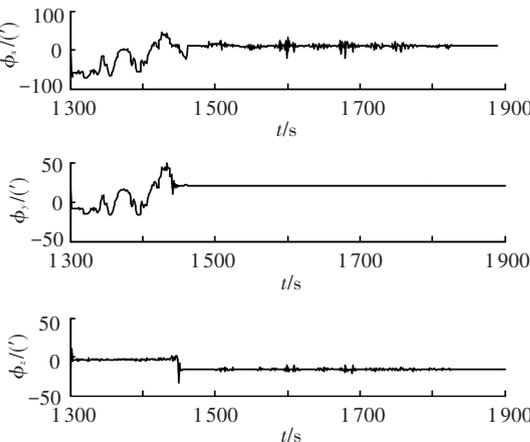


图 4 “角速度+加速度”匹配方案的姿态失准角估计误差

从图 2 可以看出,采用“速度+姿态矩阵”匹配方案时,在 1 450 s 之前,即载机仅有线运动的情况下天向失准角已经快速收敛,说明其估计效果并不依赖于载机角运动.最终载机三个方向的失准角估计误差分别为 2. 5'、3. 3'、12. 9'.

从图 3 可以看出,采用“速度+姿态”匹配方式,载机机动前,姿态失准角和安装角估计效果较

差,天向收敛速度较慢,载机机动后,姿态失准角和安装角估计精度明显提高,天向收敛速度加快,滤波估计在 1 600 s 之后趋于稳定,三方向姿态失准角估计误差为 3. 7'、3. 4'、14. 8'.采用“角速度+加速度”匹配方案时,收敛速度快,但传递对准前期和载机机动过程中,滤波估计效果较差且振荡剧烈,载机运动平稳后滤波估计趋于稳定, X、Y 轴失准角估计误差较大,Z 轴估计效果与“速度 + 姿态矩阵”方案相当,最终 3 个方向的失准角估计误差分别为 12. 5'、20. 3'、-16. 8'.

结合本文仿真结果和有关文献,得到以上 3 种传递对准匹配方案的综合指标对比如表 1 所示.

表 1 三种传递对准匹配方案的综合指标对比

匹配方案	姿态失准角估计精度/(')	姿态失准角收敛时间/s	对载机角运动依赖	其他
速度+姿态矩阵	2.5 3.3 12.9	32	方位轴依赖	计算量小,不存在杆臂效应
速度+姿态	3.7 3.4 14.8	49	依赖	计算量大,鲁棒性差 ^[11-12]
角速度+加速度	12.5 20.3 -16.8	22	依赖	测量噪声导致估计误差大,收敛过程易出现震荡;杆臂效应难补偿 ^[10]

以上分析说明,“速度+姿态矩阵”匹配方案能够快速有效地估计出“东、北、天”地理坐标系下的 SINS 子惯导平台失准角,并且在较短时间内可以达到较高的估计精度.

3 结 论

本文建立了机载精确制导武器在“东、北、天”地理坐标系下采用“速度+姿态矩阵”匹配模式的快速传递对准模型.仿真结果表明,在载机做简单角机动的情况下该方案即可完成较高精度的对准过程.在机载主惯导和精确制导武器的子惯导都将采用捷联惯导的大趋势下,捷联系统特有的数学平台特点将促使“速度+姿态矩阵”匹配模式具有更为广阔的应用空间.

参考文献

[1] 朱爱平, 蒋琪, 杨磊, 等. 从利比亚战争看精确制导武

- 器在不对称战争中的应用[J]. 飞航导弹, 2011(4): 1-5.
- [2] 辜益山, 李斌. 21 世纪美国空军机载精确制导武器发展态势[J]. 世界空军装备, 2004(1): 11-17.
- [3] 卞鸿巍. 联合直接攻击弹药 JDAM 传递对准技术分析[J]. 弹箭与制导学报, 2003, 23(4): 68-71.
- [4] ERNEST J O, THOMAS R P. In-flight alignment techniques for navy theater wide missiles [C]//AIAA. Reston, VA: AIAA, 2001, 4401-37212: 1-15.
- [5] ARASARATNAM I, HHHYKIN S, ELLIOTT R J. Discrete-time nonlinear filtering algorithms using Gauss-Hermite quadrature [J]. Proceedings of the IEEE, 2007, 95(5): 953-977.
- [6] KEVIN J S, WILLIAM R G. F-16 flight tests of a rapid transfer alignment procedure [C]//IEEE. Piscataway: IEEE, 1998: 379-386.
- [7] KIM K, PARK C G. Non-symmetric unscented transformation with application to in-flight alignment[J]. International Journal of Control, Automation and System, 2010, 8(4): 776-781.
- [8] GEBRE-EGZIABHER D, ELKAIM G H. MAV attitude determination by vector matching[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2008, 44(3): 1011-1028.
- [9] 林敏敏, 房建成, 高国江. 一种有效的空-空导弹捷联惯导系统快速精确传递对准方法[J]. 中国惯性技术学报, 2001, 9(3): 24-28.
- [10] 肖艳霞, 张洪钺. 考虑机翼弹性变形时的传递对准方法研究[J]. 航天控制, 2001, 19(2): 27-35.
- [11] 关劲, 李仔冰. 旋转式捷联惯导系统精对准方法[J]. 中国惯性技术学报, 2010, 18(4): 396-400.
- [12] 陈璞. 弹载捷联制导系统空中对准与标定技术[D]. 西安: 西北工业大学, 2003.
- [13] 秦永元. 卡尔曼滤波器与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1998.
- [14] 戴邵武, 马长里, 代海霞. 北斗双星/SINS 组合导航中的捷联惯导算法研究[J]. 计算机与数字工程, 2010, 38(2): 1-3.
- [15] 李玉峰, 李磊, 张宗麟. 自适应卡尔曼滤波应用于空-空导弹传递对准研究[J]. 弹箭与制导学报, 2003, 23(1): 128-130.

(编辑 张 宏)