



滑翔制导炮弹空中滚转角在线估计

王 飞^{1,2}, 程 炆^{2*}, 程 波^{1,2}, 杜韩东², 张康康²

(1.南京理工大学 机械工程学院, 江苏 南京 210094; 2.西南技术工程研究所, 重庆 400039)

摘要:滑翔制导炮弹在空中上电进行初始对准, 滚转角用于建立惯导基准和制导指令分解, 其对准精度对制导炮弹精确打击至关重要。为提高制导炮弹滚转角精度, 提出了一种滑翔段在线估计滚转角误差从而实时修正滚转角的方法。首先, 基于弹体姿态运动学和滚转稳定控制, 利用惯组陀螺信息进行滚转角对准。在此基础上, 建立了考虑滚转角误差的制导控制系统模型, 并基于瞬时平衡原理和制导炮弹飞行特性, 推导出准弹体下横向和法向过载与滚转角误差之间的数学关系, 从而实现在线修正滚转角。最后, 提出了利用微分跟踪器提取弹丸过载信息实现准弹体下横向和法向过载的估计。数值仿真结果表明: 在综合因素作用下滚转角的初始对准极差可达 15.5° , 在考虑各种偏差条件下, 本方法可将滚转角对准精度提升至 5° 以内, 验证了本方法的有效性和鲁棒性。同时, 基于飞行试验数据的结果也验证了本算法在线估计滚转角误差有效性, 具备工程化应用价值。

关键词:制导炮弹; 制导控制; 空中对准; 滚转角估计

中图分类号: TJ765.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1004-499X(2025)02-0076-07

Online Estimation of Roll Angle for Gliding-guided Projectiles

WANG Fei^{1,2}, CHENG Yang^{2*}, CHENG Bo^{1,2}, DU Handong², ZHANG Kangkang²

(1.School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2.Southwest Technology and Engineering Research Institute, Chongqing 400039, China)

Abstract: The gliding-guided projectile employs in-flight power-on for alignment. The roll angle is utilized to initialize the inertial navigation and resolve guidance command. Therefore, roll angle accuracy is vital for precisely striking of the guided projectile. In this paper, a new method was proposed to improve the roll angle accuracy of guided projectile by online estimate and real-time correction of roll angle errors during the glide phase. Firstly, based on the attitude kinematics and roll stabilization control, the roll alignment was achieved by gyroscope. Secondly, the guidance and control model incorporating roll alignment error was built. The mathematical relationship between roll alignment error and overload in quasi body frame was derived to modify the roll angle on basis of the instantaneous equilibrium principle and projectile trajectory feature. Finally, the overloads in quasi body frame can be estimated by extracting the satellite velocity signal using differential-tracker. Simulation results show that the roll angle alignment error can reach 15.5° due to various influencing factors. Considering all deviation conditions, the roll angle accuracy is improved to within 5° through the proposed method, demonstrating both effectiveness and strong robustness. Besides, the results based on the flight experiment also show the effectiveness of the proposed method, which can be applied in engineering implementation.

Key words: guided projectile; guidance and control; in-flight alignment; roll angle estimation

制导炮弹结合了常规弹药和导弹的优点,使身管火炮武器具备对点目标进行远程低成本精确打击能力^[1-3]。在俄乌战场中,典型的制导炮弹,如美国 M982“神剑”制导炮弹和俄罗斯的“红土地”制导炮弹,得到了广泛应用。制导炮弹通常采用微惯性/卫星复合制导方式,在发射时需要承受身管武器带来的高过载、高冲击、高转速等恶劣条件,一般采取发射后上电的工作方式,需发射后在空中完成初始对准^[4]。制导炮弹的速度和位置信息可快速通过卫星接收机获取,基于弹丸无控飞行零攻角特性,卫星接收机的速度信息可解算得到俯仰角和偏航角,但是伴随着弹体旋转,滚转角难以获得^[5]。然而滚转角需用于建立制导炮弹惯性导航基准和制导指令分解,因此高精度滚转角预测对于制导炮弹实现精确打击至关重要。

针对制导炮弹空中初始姿态获得问题,MEI等^[6]采用 Re-request 算法进行低精度微惯性/卫星组合制导的初始对准研究。牛春峰等^[7]和徐云等^[8]基于弹体运动学模型研究了弹箭滚转角空中对准算法。在此基础上,余浩平等^[9]采用最小二乘估计方法获得了滚转角的最优估计值。杨启帆等^[10]以重力引起的弹道弯曲角速度矢量作为基准,通过单矢量定姿实现滚转角对准。卢宝峰等^[11]提出了基于组合导航技术开展大失准角下的对准技术。陈凯等^[12-13]系统性地总结了制导炮弹空中对准进展,提出了“机动法”进行滚转角的对准,并在飞行试验中得到验证和应用。

目前,学者的研究重点均在初始对准阶级实现高精度的滚转角对准,但对滚转角的对准精度无法在线评估。为此,本文提出一种滑翔段在线估计滚转角误差从而实时修正滚转角的方法,通过建立考虑滚转角误差的制导控制系统模型,并基于瞬时平衡原理和制导炮弹飞行特性,推导准弹体下横向和法向过载与滚转角误差之间的数学关系,实现在线修正滚转角。最后,通过数学仿真和飞行试验数据验证本算法的有效性。

1 制导炮弹姿态初始对准原理

1.1 俯仰角和偏航角对准原理

滑翔制导炮弹飞行阶段主要包括无控段、对准段、滑翔段和导引段,如图1所示。无控段主要用于系统上电初始化,对准段主要完成初始对准,滑翔段主要以增程为主,导引段主要进行精确打击。

制导炮弹在无控飞行过程中,弹体具备强静稳

定性特点,飞行过程章动较小,可近视认为俯仰角 ϑ 与弹道倾角 θ 一致,偏航角 ψ 与弹道偏角 ψ_v 一致,即可用卫星接收机的速度信息解算俯仰角和偏航角。将卫星接收机输出的速度信息转换到发射坐标系下,可得俯仰角和偏航角为

$$\begin{cases} \vartheta \approx \theta = \tan^{-1} \left(\frac{V_y}{\sqrt{V_x^2 + V_z^2}} \right) \\ \psi \approx \psi_v = \tan^{-1} \left(\frac{-V_z}{V_x} \right) \end{cases} \quad (1)$$

式中: V_x 、 V_y 和 V_z 为发射系下的弹体速度分量。

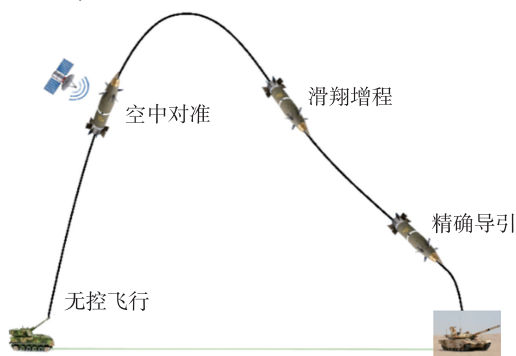


图1 制导炮弹飞行过程

Fig. 1 Flight stages of guided projectiles

1.2 基于滚转稳定的滚转角对准原理

制导炮弹在无控段低速滚转稳定后,弹体角速度通常在 $200(^{\circ})/s$ 以上,滚转角具备快速时变的特性。若在无控段进行滚转角对准,会导致滚转角对准精度较差。因此,为提高滚转角对准精度,控制系统可对滚转通道进行消旋处理,然后通过积分控制使滚转角保持稳定^[14]。

在滚转通道稳定的基础上,根据导弹飞行力学原理^[15],弹体绕质心转动的运动学方程为

$$\begin{cases} \dot{\vartheta} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma \\ \dot{\psi} = \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \end{cases} \quad (2)$$

式中: γ 为弹体滚转角, ω_y 和 ω_z 分别为弹体角速度相对地面发射坐标在弹体 y 轴和 z 轴投影,可由微惯性测量得到。

对式(2)进行简单推导,可求解滚转角,具体如下:

$$\begin{cases} \sin \gamma = \frac{\dot{\vartheta} \omega_y - \dot{\psi} \cos \vartheta \omega_z}{\omega_y^2 + \omega_z^2} \\ \cos \gamma = \frac{\dot{\psi} \cos \vartheta \omega_y + \dot{\vartheta} \omega_z}{\omega_y^2 + \omega_z^2} \\ \gamma = \text{atan2}(\sin \gamma, \cos \gamma) \end{cases} \quad (3)$$

制导炮弹通常采用炮目连线方向射击,侧偏较小,偏航角速率可近似为0。因此,式(3)中滚转角可进一步简化为

$$\gamma = \text{atan2}(\omega_y, \omega_z) \quad (4)$$

值得说明的是,该滚转角对准方案的姿态精度依赖于陀螺精度。目前制导炮弹多采用低成本中低精度 MEMS 陀螺,高过载冲击后陀螺漂移变化很大,会影响滚转角对准精度。在制导炮弹进入滑翔段后,由于滚转角对准误差的影响,偏航通道出现侧偏,式(4)成立的假设不再适用,故不能用该方案进行滚转角的估计和校正。

2 滑翔段滚转角在线估计方法

2.1 考虑滚转角误差的滑翔段制导控制系统模型

制导炮弹完成初始对准后进入滑翔段,滑翔段采用最大升阻比滑翔制导^[16]。在滑翔制导指令分解时,以对准滚转角为基准,将准弹体坐标系指令过载转换到弹体坐标系。考虑滚转角对准误差 $\Delta\gamma$,过载指令分解矩阵如下:

$$\begin{pmatrix} n_{yc}^1 \\ n_{zc}^1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\gamma + \Delta\gamma) & \sin(\gamma + \Delta\gamma) \\ -\sin(\gamma + \Delta\gamma) & \cos(\gamma + \Delta\gamma) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} n_{yc}^4 \\ n_{zc}^4 \end{pmatrix} \quad (5)$$

式中: n_{yc}^4 和 n_{zc}^4 为准弹体坐标系下的制导指令, n_{yc}^1 和 n_{zc}^1 为弹体坐标系下的制导指令。

式(5)表明不同滚转角对准误差会对制导炮弹的飞行弹道产生影响。在制导炮弹以炮目连线方向射击时,滚转角对准误差会通过滑翔过载指令分解对偏航通道产生侧偏。

滑翔段控制系统采用三通道稳定控制,俯仰通道和偏航通道采用过载控制,滚转通道采用滚转角控制,控制方程简化如下:

$$\begin{cases} \delta_{xc} = f_x(\Delta\tilde{\gamma}) \\ \delta_{yc} = f_y(\Delta\tilde{n}_y) \\ \delta_{zc} = f_z(\Delta\tilde{n}_z) \end{cases} \quad (6)$$

式中: $\Delta\tilde{\gamma}$ 为指令滚转角与导航解算滚转角偏差, $\Delta\tilde{n}_y$ 为俯仰通道过载偏差, $\Delta\tilde{n}_z$ 为偏航通道过载偏差。

2.2 滚转角在线估计方法

假设俯仰和偏航通道过载跟踪无静差、无延迟,即基于瞬时平衡原理,有:

$$\begin{pmatrix} n_y^1 \\ n_z^1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} n_{yc}^1 \\ n_{zc}^1 \end{pmatrix} \quad (7)$$

式中: n_y^1 和 n_z^1 为弹体坐标系下实际过载,可由惯组

加速度计测量得到。

将弹体系下的实际过载投影至准弹体系时,有:

$$\begin{pmatrix} n_y^4 \\ n_z^4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\gamma & -\sin\gamma \\ \sin\gamma & \cos\gamma \end{pmatrix} \begin{pmatrix} n_y^1 \\ n_z^1 \end{pmatrix} \quad (8)$$

则结合式(5)、式(7)和式(8),可建立考虑滚转角对准误差的准弹体下过载指令与过载响应的动力学模型,具体如下:

$$\begin{pmatrix} n_y^4 \\ n_z^4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\gamma & -\sin\gamma \\ \sin\gamma & \cos\gamma \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos(\gamma + \Delta\gamma) & \sin(\gamma + \Delta\gamma) \\ -\sin(\gamma + \Delta\gamma) & \cos(\gamma + \Delta\gamma) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} n_{yc}^4 \\ n_{zc}^4 \end{pmatrix} \quad (9)$$

在制导炮弹滑翔过程中,准弹体系横向过载 n_{zc}^4 远小于 n_{yc}^4 ,且接近0,可近似忽略。在此基础上,式(9)经过简单推导,有:

$$\begin{pmatrix} n_y^4 \\ n_z^4 \end{pmatrix} = n_{yc}^4 \begin{pmatrix} \cos\Delta\gamma \\ -\sin\Delta\gamma \end{pmatrix} \quad (10)$$

进一步可得

$$\Delta\gamma = \text{atan2}(-n_z^4, n_y^4) \quad (11)$$

结合弹丸目前滚转角 γ_m 和滚转角对准误差,即可得估计的实际滚转角 γ_e 为

$$\gamma_e = \gamma_m + \Delta\gamma \quad (12)$$

式(10)揭示了滚转角对准误差对弹体飞行的作用机理,即弹体在滑翔段的横偏由滑翔过载指令分量 $-n_{yc}^4 \sin\Delta\gamma$ 产生,同时 $n_{yc}^4 \cos\Delta\gamma$ 项表明滚转角对准误差会降低制导炮弹滑翔效率。式(11)表明,可以通过实际准弹体系过载 n_y^4 和 n_z^4 辨识滚转角对准误差,再结合式(12)则可进行滚转角在线估计。

2.3 准弹体系下实际横法向过载估计

本文利用卫星接收机的速度信息进行微分,并结合坐标转换可得到准弹体系下实际过载 n_y^4 和 n_z^4 ,从而辨识滚转角对准误差。

制导炮弹在发射坐标系下所受过载在各轴的分量为 $(n_x^0 \ n_y^0 \ n_z^0)^T$,忽略地球自转角速度的影响,将准弹体系下的过载 $(n_x^4 \ n_y^4 \ n_z^4)^T$ 投影到发射坐标系下,有:

$$\begin{pmatrix} n_x^4 \\ n_y^4 \\ n_z^4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\vartheta \cos\psi & \sin\vartheta & -\cos\vartheta \sin\psi \\ -\sin\vartheta \cos\psi & \cos\vartheta & \sin\vartheta \sin\psi \\ \sin\psi & 0 & \cos\psi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} n_x^4 \\ n_y^4 \\ n_z^4 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{pmatrix} \quad (13)$$

式中: $(g_x \ g_y \ g_z)^T$ 为在发射坐标系中的重力加速度矢量。

对式(13)进行简单推导,有准弹体下过载为

$$\begin{pmatrix} n_x^4 \\ n_y^4 \\ n_z^4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\vartheta\cos\psi & -\sin\vartheta\cos\psi & \sin\psi \\ \sin\vartheta & \cos\vartheta & 0 \\ -\cos\vartheta\sin\psi & \sin\vartheta\sin\psi & \cos\psi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} n_x^0 - g_x \\ n_y^0 - g_y \\ n_z^0 - g_z \end{pmatrix} \tag{14}$$

发射坐标系下过载 $(n_x^0 \ n_y^0 \ n_z^0)^T$ 可通过卫星接收机转换到发射坐标系下的速度 $(V_x \ V_y \ V_z)^T$ 差分而得。为减小卫星接收机噪声对差分结果的影响,采用微分跟踪器(tracking differentiator,TD)进行过载信息提取^[17]。

3 仿真与飞行试验数据验证

3.1 初始对准验证

以某型制导炮弹为研究对象进行初始对准算法

验证,炮口初速为 300 m/s,射角 59°,卫星接收机 5 s 完成定位,在 18 s 完成初始对准,在弹道顶点 23 s 处进行最大升阻比滑翔。卫星接收机和陀螺的测量误差项见表 1,同时考虑发射条件偏差、弹体结构参数和气动参数偏差和大气扰动等偏差项,开展 200 条蒙特卡洛弹道仿真进行初始对准算法验证。为方便进行对准精度评估,采用初始对准的姿态角与弹道姿态角的差值作为对准误差角。仿真结果见图 2,统计结果见表 2。

表 1 测量误差
Table 1 Measure error

卫星测速精度 /(m·s ⁻¹)	陀螺零偏 /(°)·s ⁻¹)	陀螺噪声 /(°)·s ⁻¹)	陀螺刻度因子 误差/ppm
0.9(3σ)	100(3σ)	100(3σ)	1 000(3σ)

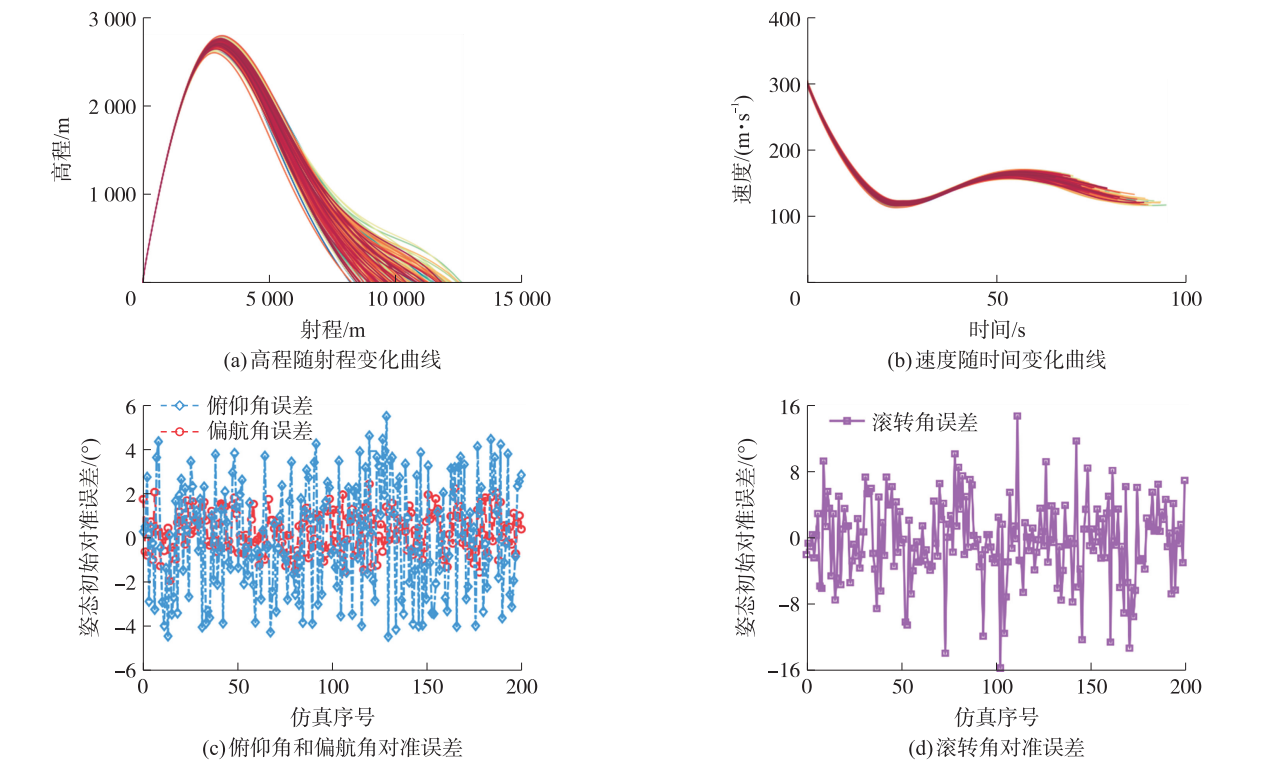


图 2 弹道仿真结果和初始对准姿态角误差

Fig. 2 Trajectory simulation results and attitude error of coarse alignment

表 2 初始对准误差统计结果

Table 2 Statistical results of attitude alignment

姿态角	误差均值/(°)	误差标准差/(°)	误差极值/(°)
俯仰角	0.29	0.92	2.43
偏航角	-0.02	2.59	5.48
滚转角	-0.33	4.89	-15.53

仿真结果表明:对准俯仰角、偏航角和滚转角的标准差分别为 0.92°、2.59°和 4.89°,对准俯仰角、偏航角和滚转角的极差分别为 2.43°、5.48°和 -15.53°。仿真结果验证了本文初始对准算法的可行性,但也表明滚转角对准精度相对于俯仰角和偏航角的波动较大。导致这种波动的原因是陀螺的测量精度,而非对准方法。

3.2 滚转角在线估计算法性能验证

采用 3.1 节中仿真条件,开展本文所提出的滚转角在线估计算法的有效性验证。在 3.1 节滚转角初始对准误差极值的基础上,假设滚转角初始对准误差为 20° 以加严考核。飞行弹道在 18 s 完成初始对准,在 23 s 滑翔飞行,在 40 s 开展一次滚转角在线估计。

在有效性验证中,暂不考虑卫星接收机的速度定位误差和其他偏差项,仿真结果如图 3 和图 4 所示。图 3 中辨识滚转角误差为在线估计算法估计出的滚转角误差,真实滚转角误差为弹体实际滚转角与弹体导航滚转角之间的差值。

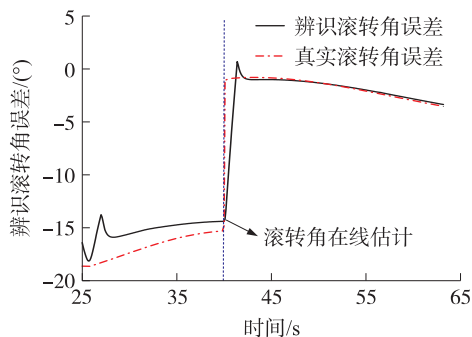


图 3 算法估计的滚转角误差

Fig. 3 Estimating roll error

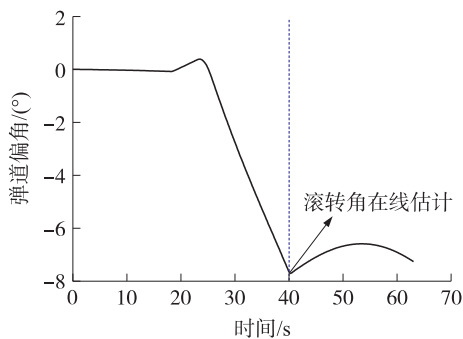


图 4 弹道偏角随时间变化曲线

Fig. 4 Trajectory deflection angle variation with time

图 3 表明在 40 s 进行滚转角在线估计并校正后,滚转角误差由初始对准导致的 20° 降低至 3° ,且辨识滚转角误差与真实滚转角误差趋于一致,验证了本算法的有效性。图 4 中滚转角在线校正后,弹道偏角出现明显变化,体现了滚转角改变后对弹丸偏航通道的影响。

考虑 3.1 节中的误差项和卫星定位测速精度,开展 200 条弹道仿真进行本算法的鲁棒性验证,仿真结果见图 5 和图 6。

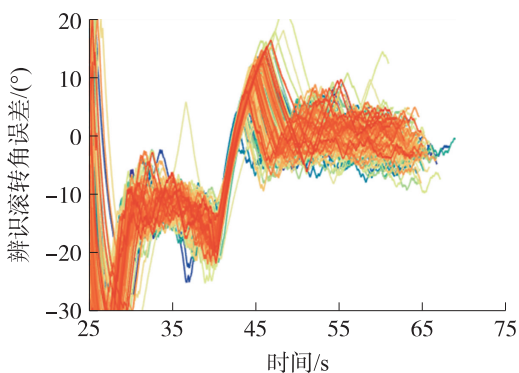


图 5 辨识滚转角误差

Fig. 5 Estimating roll errors under different conditions

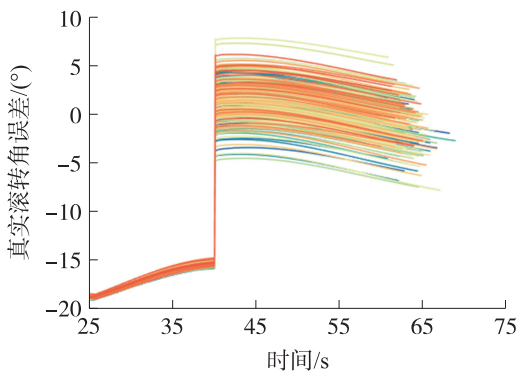


图 6 真实滚转角误差曲线

Fig. 6 True roll errors under different conditions

图 5 和图 6 表明,在考虑各种偏差条件下,采用本文所提算法进行滚转角再对准后,可将滚转预测角精度提升至 5° 以内,验证了本算法的鲁棒性。

3.3 飞行试验数据验证

采用某型滑翔制导炮弹的飞行试验弹载记录仪数据,开展本文所提滚转角在线估计算法验证。飞行弹道在 38 s 进入滑翔段,基于记录仪中卫星数据和制导控制相关数据,开展飞行中 40~100 s 时段的滚转角误差辨识。飞行实验数据如图 7 所示,其中弹载记录仪中俯仰角和偏航角见图 7(a),卫星接收机速度见图 7(b),将卫星速度转换到发射坐标系,并采用微分跟踪器求取发射坐标系过载的处理结果见图 7(c)~图 7(f)。采用本文算法辨识弹丸滑翔过程中的滚转角误差结果见图 8。

从图 8 可以看出,基于飞行试验数据的辨识滚转角误差在 1.5° 以内,表明该算法在实际外界干扰和卫星测量精度条件下,具备较好的滚转角误差在线辨识精度,进一步验证了本算法的有效性。

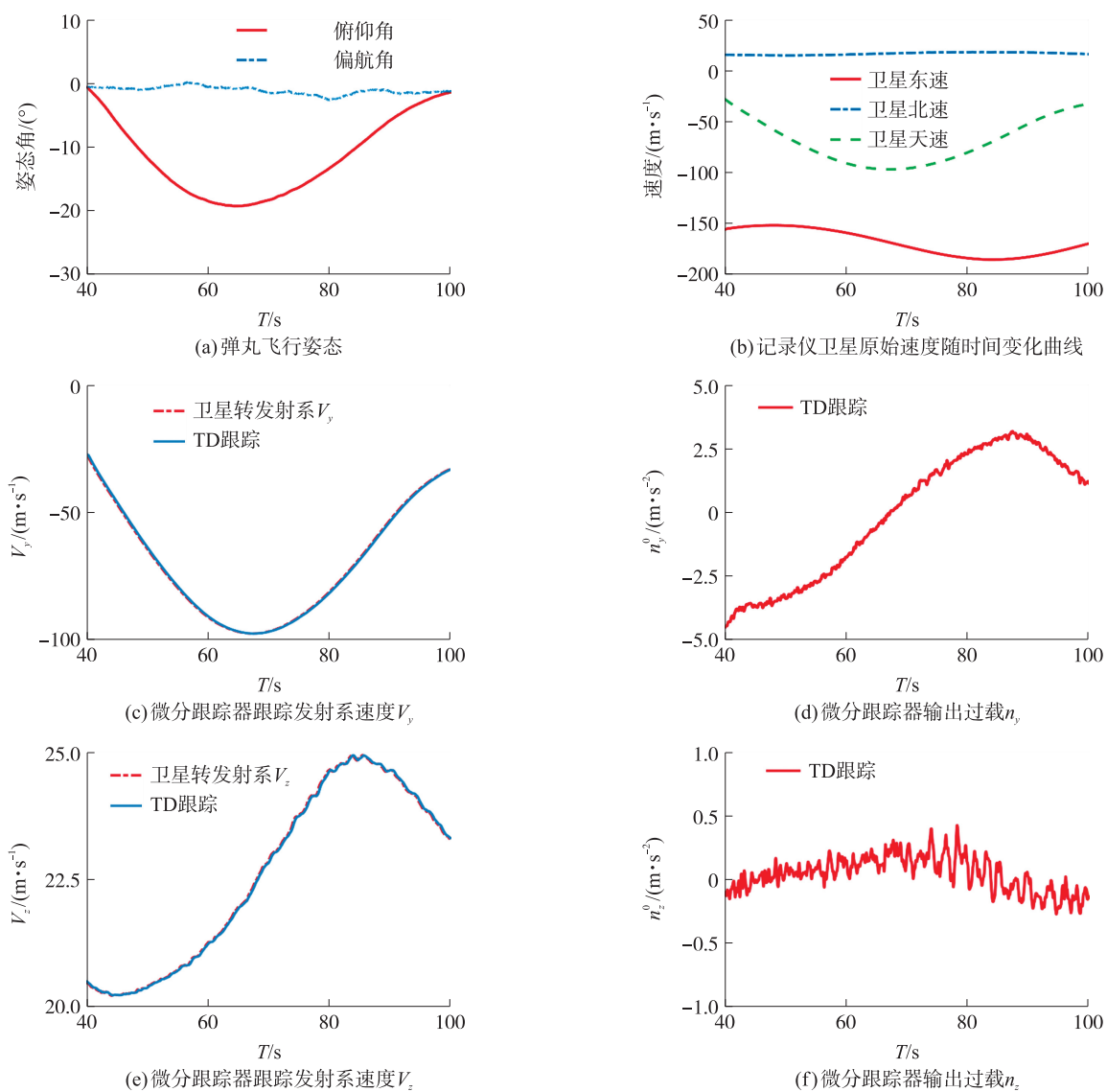


图 7 飞行试验数据及微分跟踪器跟踪曲线

Fig. 7 Curve of flight experiment data and TD tracking

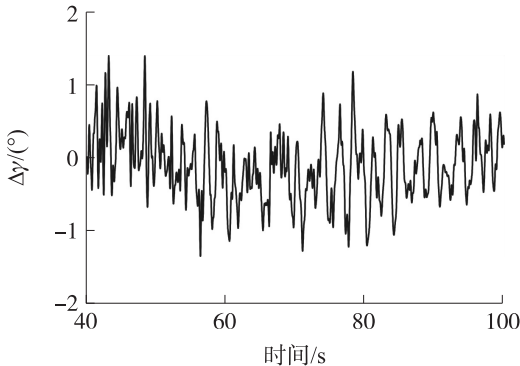


图 8 基于试验的辨识滚转角误差曲线

Fig. 8 Estimating roll angle error based on flight experiment data

4 结论

为提高制导炮弹滚转角精度和解决滚转角对准后无法修正的问题,根据瞬时平衡原理,结合制导炮弹飞行特性,提出了一种在线修正滚转角的方法,并通过数学仿真和飞行试验数据进行有效性验证,得到的主要结论如下:

①在考虑卫星接收机、陀螺的测量误差和外界各种偏差下,滚转角预测值的标准差和极差分别为 4.89° 和 15.5° 。

②对准滚转角误差越大,滑翔效率越低,飞行射程减小,同时横偏越大。

③通过滚转角在线修正,可有效修正弹丸飞行

姿态,改变弹丸飞行速度和轨迹。

参考文献

- [1] 樊晨霄,姚跃民,薛普,等. 小型低成本精确制导弹药技术现状及发展趋势[J]. 战术导弹技术,2020,(1):39-46.
FAN Chenxiao, YAO Yueming, XUE Pu, et al. Technics development situation of the low-cost precision guided ammunition[J]. Tactical Missile Technology, 2020, (1): 39 - 46. (in Chinese)
- [2] 赵保全,王绍慧,邹博安,等. 美国神剑制导炮弹发展分析[J]. 飞航导弹,2020,(8):91-96.
ZHAO Baoquan, WANG Shaohui, ZOU Boan. American excalibur guided projectile development analysis [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2020(8):91-96. (in Chinese)
- [3] 尹秋霖,陈琦,王中原,等. 一种基于轨迹预测的滑翔制导炮弹时间约束末制导律扩展方法[J]. 弹道学报,2024,36(2):21-28.
YIN Qiulin, CHEN Qi, WANG Zhongyuan, et al. An extended time-constrained terminal guidance law for gliding-guided projectiles based on trajectory prediction[J]. Journal of Ballistics, 2024,36(2):21-28. (in Chinese)
- [4] 赵保全,李真,李文武,等. 大口径舰炮制导弹药发展及关键技术分析[J]. 飞航导弹,2020(7):7-12.
ZHAO Baoquan, LI Zhen, LI Wenwu, et al. Research on development and key technology analysis of guided munitions in large-caliber naval gun [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2020(7):7-12. (in Chinese)
- [5] 陈胜政,杨波,宋宇航,等. 制导炮弹姿态测量技术综述[J]. 探测与控制学报,2021,43(4):9-13.
CHEN Shengzheng, YANG Bo, SONG Yuhang, et al. Overview on guided projectile attitude measurement technology[J]. Journal of Detection & Control, 2021,43(4):9-13. (in Chinese)
- [6] MEI Chunbo, QIN Yongyuan, YOU Jinchuan. SINS in-flight alignment algorithm based on GPS for guided artillery shell[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2014,22(1):51-57.
- [7] 牛春峰,刘世平,王中原. 基于陀螺/GPS 测量数据的制导炮弹滚转角空中定标原理[J]. 弹道学报,2011,23(3):34-36.
NIU Chunfeng, LIU Shiping, WANG Zhongyuan. Inflight alignment for roll angle of guided projectile based on gyro/GPS measurement data[J]. Journal of Ballistics, 2011,23(3):34-36. (in Chinese)
- [8] 徐云,王宇,朱欣华,等. 制导炮弹用 MINS/GPS 滚转角在线对准方法[J]. 探测与控制学报,2015,37(6):46-50.
XU Yun, WANG Yu, ZHU Xinhua, et al. Roll angle in flight alignment of MINS/GPS guided projectile[J]. Journal of Detection & Control, 2015,37(6):46-50. (in Chinese)
- [9] 余浩平,杨树兴,倪慧. GPS/INS 组合制导弹药空中对准的初始滚转角估计新算法[J]兵工学报,2011,32(10):1265-1270.
SHE Haoping, YANG Shuxing, NI Hui. New algorithms to estimate initial roll angle for in-flight alignment of GPS/INS guided munitions[J]. Acta Armamentarii, 2011, 32(10):1265-1270. (in Chinese)
- [10] 杨启帆,王江,范世鹏,等. 基于弹道弯曲角速度单矢量的制导炮弹滚转角空中粗对准方法[J]. 兵工学报,2022,44(2):417-427.
YANG Qifan, WANG Jiang, FAN Shipeng. In-flight alignment method of guided projectile roll angle based on trajectory bending angular velocity single vector [J]. Acta Armamentarii, 2022, 44(2):417-427. (in Chinese)
- [11] 卢宝峰,梅春波,杨鹏翔,等. 大失准角条件下制导炮弹组合导航方法研究[J]. 弹箭与制导学报,2024,44(5):115-120.
LU Baofeng, YANG Chunbo, YANG Pengxiang, et al. An integrated navigation method of the guided shell under large misalignment angle [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2024,44(5):115-120. (in Chinese)
- [12] 陈凯,宋金龙,樊朋飞. 制导炮弹空中对准和组合导航技术[M]. 北京:国防工业出版社,2024.
CHEN Kai, SONG Jinlong, FAN Pengfei. In-flight alignment and integrated navigation techniques for guided projectile [M]. Beijing:National Defense Industry Press, 2024. (in Chinese)
- [13] 陈凯,房琰,杨睿华,等. 制导炮弹空中对准算法综述[C]//中国惯性技术学会 2023 年科技工作者研讨会. 哈尔滨:中国惯性技术学会,2023.
CHEN Kai, FANG Yan, YANG Ruihuang, et al. Overview of in-flight alignment algorithm of guided projectile[C]//Proceeding of the 2023 Symposium for Science and Technology Workers of the China Inertial Technology Society. Harbin: China Inertial Technology Society, 2023. (in Chinese)
- [14] 孙友,路遥,赵耀,等. 一种过载控制辅助实现快速估算滚转角的方法[J]. 航天控制,2018,36(2):25-29.
SUN You, LU Yao, ZHAO Yao, et al. A method for estimating initial roll angle combined with overload control [J]. Aerospace Control, 2018,36(2):25-29. (in Chinese)
- [15] 钱杏芳,林瑞雄,赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京:北京理工大学出版社,2016.
QIAN Xingfang, LIN Ruixiong, ZHAO Yanan. Missile flight mechanics [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2016. (in Chinese)
- [16] 易文俊,王中原,李岩,等. 带鸭舵滑翔增程炮弹飞行弹道研究[J]. 弹箭与制导学报,2007,27(1):150-153.
YI Wenjun, WANG Zhongyuan, LI Yan, et al. Research on ballistic trajectory of glide extended-range projectile with canard configuration in flight[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2007,27(1):150-153. (in Chinese)
- [17] 王新华,刘金坤. 微分器设计与应用-信号滤波与求导[M]. 北京:电子工业出版社,2010.
WANG Xinhua, LIU Jinkun. Differentiator design and application-signal filtering and differentiation [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2010. (in Chinese)