

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2010.04.026

初始对准误差对导弹自控终点误差影响分析

程明文, 刘勇志, 徐显强

(海军潜艇学院 学员 2 队, 山东 青岛 266071)

摘要: 潜射导弹初始对准误差会产生导弹自控终点误差, 通过理论分析, 建立了由初始对准误差对自控终点误差的影响模型, 并对该模型进行简化, 最后, 依据潜射反舰导弹初始对准结果进行了仿真计算, 结果表明, 该模型能避免烦琐的运动学建模和编程计算过程, 为在项目论证阶段不具备完备的总体数据的支持条件下, 进行初始对准精度指标分配提供理论依据。

关键词: 潜射导弹; 初始对准误差; 自控终点误差

中图分类号: O241.1; V448.23 **文献标识码:** A

Analysis for Calculating Influence of Initial Alignment Error on Auto-Control Termination Error of Sub-Launched Missile

CHENG Ming-wen, LIU Yong-zhi, XU Xian-qiang

(No. 2 Student Team, Navy Submarine Academy, Qingdao 266071, China)

Abstract: The initial alignment error would produce the auto-control termination of sub-launched missile. Based on the theoretical analysis, deduces a simplified algorithm to calculate the impact of the initial alignment errors on auto-control termination errors of sub-launched missile weapons. Finally, the numerical results calculated by the simulation with the initial alignment data of the sub-launched missile. The simulation results show that the model is simple, pellucid and wieldy, avoids fussy calculation and provides academic foundation of allotting the initial alignment error index without enough missile data support in the project verification phase.

Keywords: Sub-launched missile; Initial alignment error; Auto-control termination error

0 引言

潜射导弹武器惯导系统的初始对准是影响导弹命中精度和制导系统正常运行的重要因素, 导弹武器必须在初始对准好后才能进行发射, 随着现代战争的需要, 潜射导弹已逐渐发展成为现代战争中日益重要的打击力量, 要提高导弹的精确打击能力, 就必须提高惯性制导的工作精度, 而惯性制导的工作精度在很大程度上取决于其初始对准的精度^[1], 在实际应用中, 由于初始对准的误差, 潜射反舰导弹发射出水后, 惯导系统的测量值误差会一次次向下传播而不断积累, 最终影响导弹到达预定自控终点。初始对准误差越大, 导弹自控终点误差就会越大, 最终导致雷达偏离理论开机点, 捕捉预定目标的概率下降。故通过建立由潜射反舰导弹捷联惯导系统的初始对准误差对自控终点误差的影响模型, 并进行仿真分析。

1 误差模型

激光陀螺仪和石英挠性加速度计沿导弹三轴方向安装, 因为是固连在导弹上的, 所以测得的都是

导弹相对于惯性空间的物理量, 激光陀螺仪测量的是导弹相对于惯性空间转动速率或姿态变化在弹体坐标系中的投影; 加速度计测量的是导弹相对惯性空间的加速度在弹体坐标系中的投影, 即比力, 必须一并考虑导弹所处的引力场的有关信息后确定导弹相对于惯性空间的真加速度^[2-3]。最后, 利用陀螺仪测量的姿态信息, 将加速度计测量值分解到导航坐标系中, 分解后的加速度值经两次积分即可获得导弹的速度和位置, 图 1 给出了捷联惯导系统在导航坐标系中的计算框图。

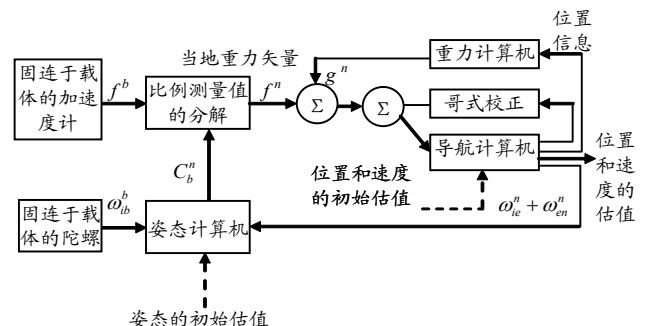


图 1 捷联惯导系统导航计算方框图

该捷联惯导系统导航方程为:

收稿日期: 2009-10-23; 修回日期: 2009-12-15

作者简介: 程明文 (1986-), 男, 江西人, 海军潜艇学院硕士研究生, 从事兵器发射理论与技术研究。

$$\dot{v}_N = f_N - 2\Omega v_E \sin L + (v_N v_D - v_E^2 \tan L)/(R_0 + h) \quad (1)$$

$$\dot{v}_E = f_E + 2\Omega(v_N \sin L + v_D \cos L) + v_E(v_D + v_N \tan L)/(R_0 + h) \quad (2)$$

$$\dot{v}_D = f_D - 2\Omega v_E \cos L - (v_N^2 + v_E^2)/(R_0 + h) + g \quad (3)$$

由该惯导系统解算的导弹姿态、速度和位置误差方程为:

$$\dot{\psi} \approx -\omega_{in}^n \times \psi + \delta\omega_{in}^n - C_b^n \delta\omega_{ib}^b \quad (4)$$

$$\delta\dot{v} = [f^n \times] \psi + C_b^n \delta f^b - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \delta v - (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) \times v \quad (5)$$

$$\delta\dot{p} = \delta v \quad (6)$$

式中: $\psi = [\delta\alpha \ \delta\beta \ \delta\gamma]^T$ 为初始对准误差角矢量, ω_{in}^n 为导航坐标系相对于惯性坐标系的角速度在导航坐标系中的投影, C_b^n 为弹体坐标系相对于导航坐标系的方向余弦矩阵, $\delta(\bullet)$ 为误差, f^n 加速度计测量值, ω_{ie}^n 为地球坐标系相对惯性坐标系的角速度在导航坐标系中的投影, ω_{en}^n 为导航坐标系相对地球坐标系的角速度在导航坐标系中的投影, $\delta v = [\delta v_N \ \delta v_E \ \delta v_D]^T$ 为速度误差矢量, $\delta p = [\delta x_N \ \delta x_E \ \delta x_D]^T$ 为位置误差矢量, \dot{v}_N 、 \dot{v}_E 、 \dot{v}_D 分别表示北向、东向、垂向的加速度; v_N 、 v_E 、 v_D 分别表示北向、东向、垂向的速度; Ω 为地球自转角速率; R_0 为地球半径; h 为导弹飞行过程中距地球表面的高度。

上式中, 假设地球是一个理想的球形, 地球重力场不随导航系统在地球上所处位置或它距地面高度变化而变化, 也没有因重力异常造成的当地重力矢量方向相对于当地垂线方向的角度偏差。

1.1 简化算法

由于某型反舰导弹捷联惯导系统的工作过程在几十分钟以内, 时间比较短, 其傅科振荡与 24 h 振荡的影响可忽略不计, 故可单独考虑惯导系统在北向和东向的传播, 也即单独考虑其纵向偏差和横向偏差^[4-5]。这样可以简化分析运算, 避免了求解的复杂性, 分析各方向的误差传播过程:

1) 横向位置偏差模型

对于在导弹巡航段工作的捷联惯性制导系统, 根据前面给出的误差方程, 横向位置偏差的误差动

态性能可以用下面一组耦合微分方程表示:

$$\begin{cases} \delta\dot{\beta} = (\Omega \cos L + \frac{v_E}{R_0})\delta\gamma - \frac{\delta v_N}{R_0} - \varepsilon_E \\ \delta\dot{\gamma} = -\varepsilon_D \\ \delta\dot{v}_N = g\delta\beta + \nabla_N \\ \delta\dot{x}_N = \delta v_N \end{cases} \quad (7)$$

式中, ε_N 、 ε_E 分别为作用在东向轴和垂直轴的陀螺仪漂移, ∇_N 代表作用在北向轴的加速度计零偏, 陀螺仪和加速度计的误差的动态特性可以用下列一组微分方程表示:

$$\dot{\varepsilon}_N = \dot{\varepsilon}_E = \dot{\nabla}_N = 0 \quad (8)$$

这几个方程可用矩阵形式表示为:

$$\delta\dot{x} = F\delta x \quad (9)$$

式中,

$$\delta x = [\delta\beta \ \delta\gamma \ \delta v_N \ \delta x_N \ \varepsilon_N \ \varepsilon_E \ \nabla_N]^T$$

$$F = \begin{pmatrix} 0 & \dot{\Lambda} \cos L & -\frac{1}{R_0} & 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ g & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}$$

在该矩阵中, $\dot{\Lambda} = \Omega + v_E/R_0 \cos L$, 采用北向位置误差 (横向位置偏差) 来代替纬度偏差。根据现代控制理论和拉普拉斯变换原理, 式 (6) 的解可以用状态转换矩阵 $\Phi(t) = e^{Ft}$ 表示为:

$$\delta x(t) = \Phi(t - t_0) \delta x(t_0) \quad (10)$$

式中: $\Phi(0) = I$, $x(t_0)$ 表示系统初始状态。

转换矩阵为:

$$\Phi(t) = L^{-1}(sI - F)^{-1} \quad (11)$$

式中: s 是拉普拉斯算子; L^{-1} 表示拉普拉斯反变换。

对式 (9) 运算变换得到状态转移矩阵为:

$$\Phi = (\Phi_1 \ \Phi_2)。$$

$$\Phi_1 = \begin{pmatrix} \cos \omega_s t & \dot{\Lambda} \cos L (\frac{\sin \omega_s t}{\omega_s}) & -\frac{\sin \omega_s t}{\omega_s R_0} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ g \frac{\sin \omega_s t}{\omega_s} & \dot{\Lambda} \cos L g (\frac{1 - \cos \omega_s t}{\omega_s^2}) & \cos \omega_s t & 0 \\ R_0(1 - \cos \omega_s t) & \dot{\Lambda} \cos L R_0 (t - \frac{\sin \omega_s t}{\omega_s}) & \frac{\sin \omega_s t}{\omega_s} & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}$$

$$\Phi_2 = \begin{pmatrix} -\frac{\sin \omega_s t}{\omega_s} & \dot{\Lambda} \cos L \left(\frac{1 - \cos \omega_s t}{\omega_s^2} \right) & -\left(\frac{1 - \cos \omega_s t}{g} \right) \\ 0 & -t & 0 \\ -g \left(\frac{1 - \cos \omega_s t}{\omega_s^2} \right) & -\dot{\Lambda} \cos LR_0 \left(t - \frac{\sin \omega_s t}{\omega_s} \right) & \frac{\sin \omega_s t}{\omega_s} \\ -R_0 \left(t - \frac{\sin \omega_s t}{\omega_s} \right) & -\dot{\Lambda} \cos LR_0 \left(\frac{t^2}{2} - \left(\frac{1 - \cos \omega_s t}{\omega_s^2} \right) \right) & \frac{1 - \cos \omega_s t}{\omega_s^2} \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

式中： $\omega_s = \sqrt{g/R_0}$ 是舒勒振荡频率，转换矩阵某一行的表达式得到初始对准误差项对横向位置偏差的动态影响，结论 1：

- (1) 初始横滚角误差对横向位置偏差无影响；
- (2) 初始俯仰角误差 ($\delta\beta_0$) 产生的横向位置偏差为： $\delta\beta_0 R_0 (1 - \cos \omega_s t)$ ；
- (3) 初始偏航角误差 ($\delta\gamma_0$) 产生的横向位置偏差为： $\delta\gamma_0 \dot{\Lambda} \cos LR_0 \left(t - \frac{\sin \omega_s t}{\omega_s} \right)$ 。

2) 纵向位置偏差模型

同理，可以得到描述纵向位置偏差的状态转移矩阵为： $\Phi' = (\Phi_3 \ \Phi_4)$ 。

$$\Phi_3 = \begin{pmatrix} \cos \omega_s t & \frac{v_N}{\sqrt{gR_0}} \sin \omega_s t & \frac{1}{\sqrt{gR_0}} \sin \omega_s t & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -g \frac{\sin \omega_s t}{\omega_s} & -v_N (1 - \cos \omega_s t) & \cos \omega_s t & 0 \\ -R_0 (1 - \cos \omega_s t) & \frac{-v_N}{\omega_s} (\omega_s t - \sin \omega_s t) & \frac{\sin \omega_s t}{\omega_s} & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}$$

$$\Phi_4 = \begin{pmatrix} -\frac{\sin \omega_s t}{\omega_s} & \frac{-v_N}{g} (1 - \cos \omega_s t) & \frac{1 - \cos \omega_s t}{g} \\ 0 & -t & 0 \\ R_0 (1 - \cos \omega_s t) & \frac{v_N}{\omega_s} (\omega_s t - \sin \omega_s t) & \frac{\sin \omega_s t}{\omega_s} \\ \frac{R_0}{\omega_s} (\omega_s t - \sin \omega_s t) & v_N \left(\frac{t^2}{2} - \left(\frac{1 - \cos \omega_s t}{\omega_s^2} \right) \right) & \frac{R_0 (1 - \cos \omega_s t)}{g} \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

式中： $\omega_s = \sqrt{g/R_0}$ 是舒勒振荡频率，转换矩阵某一行的表达式可以得出初始对准误差对纵向位置偏差的动态影响，结论 2：

- (1) 初始横滚角误差 ($\delta\alpha_0$) 产生的纵向位置偏差为： $-\delta\alpha_0 R_0 (1 - \cos \omega_s t)$
- (2) 初始俯仰角误差 ($\delta\beta_0$) 对纵向位置偏差无影响；
- (3) 初始偏航角误差 ($\delta\gamma_0$) 产生的纵向位置偏差为： $\delta\gamma_0 \frac{-v_N}{\omega_s} (\omega_s t - \sin \omega_s t)$ 。

1.2 初始对准误差对自控终点误差影响的分析^[6-8]

如果导弹飞行时间比较短，结论 1 和 2 可依下式进行化简：

$$\begin{cases} \sin x = x - \frac{1}{3!} x^3 + \frac{1}{5!} x^5 + \dots \\ \cos x = 1 - \frac{1}{2!} x^2 + \frac{1}{4!} x^4 + \dots \end{cases} \quad (12)$$

长时间导航和短时间导航引起的自控终点散布误差的横向和纵向位置误差如表 1。

表 1 中短时间导航的位置误差

误差源	位置误差			
	横向位置误差		纵向位置误差	
	中时间导航	短时间导航	中时间导航	短时间导航
初始姿态误差 ($\delta\alpha_0$)	0	0	$-\delta\alpha_0 R_0 (1 - \cos \omega_s t)$	$-\delta\alpha_0 g \frac{t^2}{2}$
初始姿态误差 ($\delta\beta_0$)	$\delta\beta_0 R_0 (1 - \cos \omega_s t)$	$\delta\beta_0 g \frac{t^2}{2}$	0	0
初始姿态误差 ($\delta\gamma_0$)	$\delta\gamma_0 \dot{\Lambda} \cos LR_0 \left(t - \frac{\sin \omega_s t}{\omega_s} \right)$	$\delta\gamma_0 \dot{\Lambda} \cos Lg \frac{t^3}{6}$	$\delta\gamma_0 \frac{-v_N}{\omega_s} (\omega_s t - \sin \omega_s t)$	$-\frac{\delta\gamma_0 v_N t^3}{6\omega_s^2}$

注： $\dot{\Lambda} = \Omega + v_E / (R_0 \cos L)$ ， $\omega_s = \sqrt{g/R_0}$ ， v_E 、 v_N 为东向、北向速度。

2 仿真实例

某型反舰导弹初始对准误差为：初始横滚角误差 ($\delta\alpha_0$) 为 -0.2 mrad ；初始俯仰角误差 ($\delta\beta_0$) 为 0.5 mrad ；初始偏航角误差 ($\delta\gamma_0$) 为 7 mrad 。

为简便运算，选取如下导弹飞行弹道图，如图 2。

其中，潜艇发射方位角为 30° ，导弹自控飞行距离为 100 km ，巡航段飞行速度为 0.65 Ma 。依据表 1 的误差模型，可以计算出图 2 的导弹自控终点散布误差，如表 2。

(下转第 94 页)

根据人机界面软件设计流程编写的应用程序已经在特种缝纫机高速电子套结机的界面设计中得到应用。并可根据用户的要求实时增添功能，很好地实现了人机互动。

参考文献:

[1] 支强. 基于WinCE5.0的高速工业绣花机花样信息处理及人机交互的研究与应用[D]. 无锡: 江南大学控制理论与控制工程专业, 2008: 1-11.

[2] 侯俊杰. 深入浅出MFC(第2版)[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2007: 14-37.

[3] 陆林. 基于ARM9的大型触摸屏控制器的研究与开发[D]. 无锡: 江南大学控制理论与控制工程专业, 2008: 4-8.

[4] 呼健. 人机界面设计与评估技术的研究和应用[D]. 济南: 山东大学软件工程专业, 2005: 3-24.

[5] Microsoft. Embedded Visual C++ Version 4.0 Help [Z]. 2004.

(上接第 84 页)

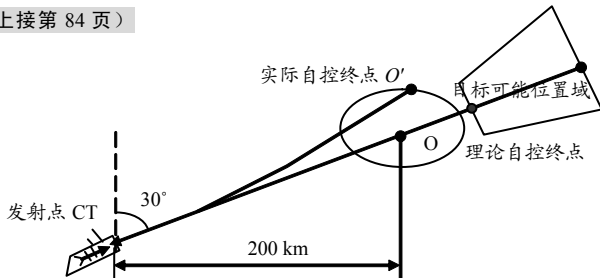


图 2 某型潜射反舰导弹飞行航路图

表 2 某型潜射反舰导弹自控终点散布误差分析

误差源	位置误差	
	横向位置误差 ΔZ (m)	纵向位置误差 ΔX (m)
初始姿态误差 ($\delta\alpha_0$)	0	195.1
初始姿态误差 ($\delta\beta_0$)	487.7	0
初始姿态误差 ($\delta\gamma_0$)	84.7	-18.0
各方向位置误差	572.4	177.1
和平方根位置误差	599.2	

另外，依据某型潜射反舰导弹的自控终点散布的极限误差公式，可以计算出其极限误差为： $\Delta X = \Delta Z = \pm 2 324.4 \text{ m}$ ，初始对准误差所引起的自控终点散布误差明显小于极限误差。

3 结论

仿真结果表明，该模型简便清晰，易于使用，方便计算，为项目论证阶段初始对准精度指标的分配提供了一定的借鉴作用。

参考文献:

[1] 张炎华, 程加斌. 鲁棒滤波及舰载武器捷联系统初始对准研究[J]. 上海交通大学学报, 31(4): 65-67.

[2] 吴俊伟, 曾启明, 聂莉娟. 惯性导航系统的误差估计[J]. 中国惯性技术学报, 2002, 10(6): 1-5.

[3] 袁信, 俞济祥, 陈哲. 导航系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 1992.

[4] 樊荣. 捷联惯导系统初始对准方法研究及其仿真[D]. 南京: 南京理工大学, 2006.

[5] Titterton D H, Weston J L. Strapdown inertial navigation technology[M]. London: Peter Peregrinus Ltd, 1997.

[6] 赵建军, 王光辉. 潜射反舰导弹自控终点误差散布及其改进[J]. 火力与指挥控制, 2003, 28(5): 12-13.

[7] 胡海, 熊峰. 潜射反舰导弹对远距离大散布目标的搜索方式[J]. 战术导弹技术, 2005(4): 12-15.

[8] 刘毅, 刘志俭, 吕新广. 初始对准误差对惯性制导误差影响的简化算法[J]. 航天控制, 2006, 24(2): 30-33.

(上接第 91 页)

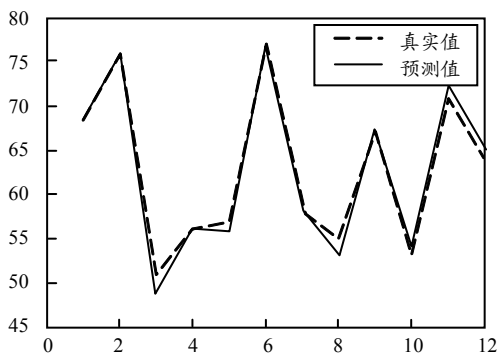


图 3 改进的 GEP 算法的运算结果

5 总结

该算法的变异率和交叉率随进化代数的增加而自适应地增加，解决了 GEP 算法容易产生早熟的问题。

实验证明，将该算法运用到函数优化问题中具有很好的效果。

参考文献:

[1] Candida Ferreira. Gene Expression Programming: A New Adaptive Algorithm for Solving Problems[J]. Complex System 2001, 13(2): 87-129.

[2] Zhou Chi, Xiao Weimin, Tirpak Thomas M., et al. Evolving accurate and compact classification rules with gene expression programming[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2003, 7(6): 519-531.

[3] 成渝, 唐常杰, 等. 具有线性复杂度的 GEP 适应度评价算法[J]. 四川大学学报, 2008, 40(1).

[4] 陈国良, 王煦法, 庄镇泉, 等. 遗传算法及其应用[M]. 北京: 人民邮电出版社, 1996.

[5] 罗瑜, 汪锐. 基于 GEP 的多因子曲线拟合[J]. 计算机工程与应用, 2007, 43(9).