

基于遗传算法的导弹最小落点 散布飞行程序选择*

刘新学,刘开封

(第二炮兵工程学院,西安 710025)

摘要:导弹惯性组合输出模型中各系数的发射前标定值与导弹实际飞行中的各系数的真实值之间存在随机误差。文中运用蒙特卡罗方法模拟此误差,并基于遗传算法选择出一条在此误差下落点散布最小的飞行程序。仿真结果表明,文中求得的飞行程序能有效提高导弹的射击精度。

关键词:惯性组合;飞行程序;蒙特卡罗;遗传算法

中图分类号:TJ765.2 文献标志码:A

Choosing of the Minimum Dispersion Missile Flight Program Based on Genetic Algorithm

LIU Xinxue, LIU Kaifeng

(The Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025, China)

Abstract: There are random errors between the values given before launch and the real values in flight of the coefficients in missile inertial measurement unit output models. This paper simulates these errors with Monte Carlo method and finds out a minimum dispersion flight program on the basis of genetic algorithm. The simulation results show that the flight program chose with this method can efficiently boost the shooting accuracy of the missile.

Keywords: inertial measurement unit; flight program; Monte Carlo; genetic algorithm

0 引言

由于弹上惯性组合误差系数采用技术阵地标定值,使得导弹飞行过程中真实的惯性组合误差系数与标定值之间存在偏差,这会从两方面导致导弹落点的偏差。首先陀螺仪的标定误差会导致平台与制导坐标系之间存在偏差,从而造成加速度计测量基准的偏差;其次加速度计的标定误差会导致测量加速度与真实加速度之间的差异。而弹上测量的加速度是弹上制导计算的基础,因此将会导致落点的偏差。

不同的飞行程序关机时间不同,工具误差带

$$\begin{cases} \dot{\alpha}_{xm} = (K_{0x} + \Delta K_{0x}) + (K_{11x} \Delta K_{11x}) \dot{W}_z + (K_{12x} + \Delta K_{12x}) \dot{W}_x + (K_{2x} + \Delta K_{2x}) \dot{W}_z \dot{W}_x \\ \dot{\alpha}_{ym} = (K_{0y} + \Delta K_{0y}) + (K_{11y} + \Delta K_{11y}) \dot{W}_z + (K_{12y} + \Delta K_{12y}) \dot{W}_y + (K_{2y} + \Delta K_{2y}) \dot{W}_z \dot{W}_y \\ \dot{\alpha}_{zm} = (K_{0z} + \Delta K_{0z}) + (K_{11z} + \Delta K_{11z}) \dot{W}_y + K_{12z} \Delta K_{12z} \dot{W}_z + (K_{2z} + \Delta K_{2z}) \dot{W}_y \dot{W}_z \end{cases}$$

式中: K_{0x}, K_{0y}, K_{0z} 为零次漂移系数射前标定值, $\Delta K_{0x}, \Delta K_{0y}, \Delta K_{0z}$ 为对应误差; $K_{11x}, K_{11y},$

来的累计误差也必然不同;同时导弹的飞行特性影响惯组的输出进而影响射击精度,因此工具误差对落点精度的影响体现在飞行程序中。如果已知工具误差的先验分布,必定存在一条飞行程序使得落点的散布最小。文中基于遗传算法进行弹道仿真,求得一条最小落点散布飞行程序。

1 惯性组合输出模型

1.1 陀螺仪输出模型

对于二自由度陀螺仪,根据各陀螺仪在平台上安装方向,经过适当简化,得出与过载有关的输出模型为:

K_{11z} 为一次漂移系数射前标定值, $\Delta K_{11x}, \Delta K_{11y},$
 ΔK_{11z} 为对应误差; $K_{12x}, K_{12y}, K_{12z}$ 为一次漂移系

* 收稿日期:2008-03-24

作者简介:刘新学(1964-),男,山东荣城人,教授,博士生导师,研究方向:飞行器设计。

数射前标定值, $\Delta K_{12x}, \Delta K_{12y}, \Delta K_{12z}$ 为对应误差; K_{2x}, K_{2y}, K_{2z} 为二次漂移系数射前标定值, $\Delta K_{2x}, \Delta K_{2y}, \Delta K_{2z}$ 为对应误差; $\dot{W}_x, \dot{W}_y, \dot{W}_z$ 为真实视加速度。

1.2 加速度计输出模型

经过适当的简化, 加速度计的输出模型为:

$$\begin{cases} \dot{W}_{x1} = \dot{W}_x + (K_{0x} + \Delta K_{0x}) + (K_{1x} + \Delta K_{1x})\dot{W}_x + (K_{2x} + \Delta K_{2x})\dot{W}_x^2 \\ \dot{W}_{y1} = \dot{W}_y + (K_{0y} + \Delta K_{0y}) + (K_{1y} + \Delta K_{1y})\dot{W}_y + (K_{2y} + \Delta K_{2y})\dot{W}_y^2 \\ \dot{W}_{z1} = \dot{W}_z + (K_{0z} + \Delta K_{0z}) + (K_{1z} + \Delta K_{1z})\dot{W}_z \end{cases}$$

式中: K_{0x}, K_{0y}, K_{0z} 为各表的零次项漂移系数射前标定值, $\Delta K_{0x}, \Delta K_{0y}, \Delta K_{0z}$ 为对应误差; K_{1x}, K_{1y}, K_{1z} 为各表的比例系数射前标定值, $\Delta K_{1x}, \Delta K_{1y}, \Delta K_{1z}$ 为对应误差; K_{2x}, K_{2y} 为各表的二次项漂移系数射前标定值, $\Delta K_{2x}, \Delta K_{2y}$ 为对应误差; $\dot{W}_x, \dot{W}_y, \dot{W}_z$ 为真实视加速度。

1.3 系数误差模型

陀螺仪和加速度计输出模型中的各系数的射前标定值与真实值之间的误差受许多小的随机因素的影响, 因此近似服从均值为 0 的正态分布。假设第 i 次实验第 j 个系数误差为:

$$\Delta K_{ij} = \delta_j \sqrt{-2 \ln r_{ij1}} \cos(2\pi r_{ij2}) \quad i = 1, 2, \dots, n$$

式中: δ_j 分别为第 j 个系数误差的标准差, 由已掌握的惯性组合的先验信息提供; r_{ij1}, r_{ij2} 分别为均匀分布随机数。

2 飞行程序模型

远程地地导弹一般为二级导弹。其飞行程序一般由以下几段组成, 且其各段都必须满足一定的要求, 具体来说如下:

1) 一级垂直飞行段 ($0 \sim t_1$)

在这段时间导弹发动机正处在由非稳定状态向稳定状态的过渡, 因此飞行程序角 $\varphi_{cr} = \pi/2$ 。

2) 一级转弯段 ($t_1 \sim t_2$)

导弹在此段的飞行程序基本符合一条二次曲线, 因此可这样设计飞行程序函数 $\varphi_{cr} = at^2 + bt + c, \varphi_{cr}(t_2) = \varphi_{cr1}$ 。

3) 一级常值程序段 ($t_1 \sim t_{k1}$)

此段从导弹进入大动压飞行段直至一二级

分离, 由于大动压飞行段气动力极不稳定, 以及一二级分离的稳定性要求, 此段飞行程序角为常值, $\varphi_{cr}(t) = \varphi_{cr1}$ 。

4) 二级常值程序段 ($t_{k1} \sim t_3$)

此段二级发动机还未进入稳定状态, 因此要求飞行程序角保持不变, $\varphi_{cr}(t) = \varphi_{cr1}$ 。

5) 二级等斜率转弯段 ($t_3 \sim t_4$)

为了在主动段关机点能够达到给定的飞行程序角 φ_{cr2} , 一般将此段设为等斜率飞行:

$$\varphi_{cr}(t) = \varphi_{cr1} + \alpha \Delta t, \varphi_{cr}(t_4) = \varphi_{cr2}$$

其中 α 为飞行程序角变化率。

6) 二级等程序段 ($t_4 \sim t_{k2}$)

此段为导弹二级瞄准段, 因此要求飞行程序角不变, $\varphi_{cr}(t) = \varphi_{cr2}$ 。

3 遗传算法

3.1 编码方案

由于一级转弯段的飞行程序对导弹的整个飞行特性影响最大, 因此可选择此段飞行程序函数 $\varphi_{cr} = at^2 + bt + c$ 中的参数 a, b, c 进行优化。首先根据工程法求取的飞行程序, 利用最小二乘原理可以拟和出参数 a, b, c 的初始值分别为 $a_0 = 0.003528, b_0 = -1.066672, c_0 = 100.520393$, 因为飞行程序的各项要求的限制, 因此与原飞行程序相比, 编码后的飞行程序不应有太大的变化, 不妨给定参数 a, b, c 的编码范围为 $[a_0 - 0.0015, a_0 + 0.0015], [b_0 - 0.5, b_0 + 0.5], [c_0 - 5.0, c_0 + 5.0]$, 采用 2 进制编码, 给定 a, b, c 的编码精度分别为 $10^{-6}, 10^{-4}, 10^{-2}$, 就可以确定 a, b, c 的编码长度分别为 12, 10, 10。

3.2 适应度函数

由于遗传算法中, 适应度大的个体是更优的个体, 因此可以建立下面适应度函数:

$$\begin{cases} \text{fitness}(i) = A/CEP_i & N_i < N_{\max} \\ \text{fitness}(i) = 0 & N_i \geq N_{\max} \end{cases}$$

其中: A 为常数, CEP_i 为第 i 条飞行程序加入工具误差后落点散布的圆概率误差, N_i 为 i 条飞行程序对应的最大过载, N_{\max} 为导弹的过载限制。

3.3 遗传机制

选择算子采用轮盘赌法则, 即选择概率 p_i

$= \text{fitness}(i) / \sum_{j=1}^N \text{fitness}(j)$, $\text{fitness}(i)$ 为第 i 个个体的适应度, N 为种群规模, 采用单点交叉算子和基本变异算子。种群规模为 50, 终止代数为 50, 交叉概率为 0.8, 变异概率为 0.1。

4 仿真研究

4.1 落点偏差计算

要求取落点散布的圆概率误差(CEP)进而计算出个体适应度, 必须首先计算出在给定的飞程序、工具误差下导弹的落点偏差。其计算方法如下:

1) 按照图 1 所示流程计算加速度计输出。

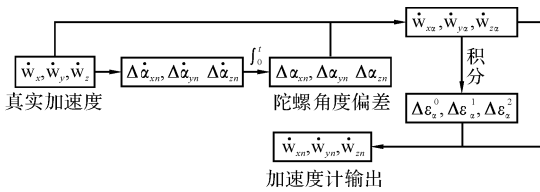


图 1 加速度计输出计算流程

其中 $\Delta\epsilon_a^0, \Delta\epsilon_a^1, \Delta\epsilon_a^2$ 分别为加速度计的零次、一次、二次累积误差。

2) 更新发动机摆动角。

$$\delta\varphi = a_0(\Delta\varphi + \alpha_{zn}) + m$$

$$\delta\psi = a_0^{\psi}(\psi + \alpha_{zn} \cos B_{zp} - \alpha_{zm} \sin B_{zp}) + n'$$

B_{zp} 为标准条件下 z 轴方向的惯性平台测量角信号, 近似认为 $B_{zp} = \tilde{\varphi}$ 。

3) 将 $\dot{W}_{\alpha m}, \dot{W}_{\alpha y m}, \dot{W}_{\alpha z m}$ 及其积分用在关机方程、导引方程中控制关机和导引进行弹道解算, 便可以求得落点偏差。值得注意的是, 因为陀螺仪、加速度计输出模型各系数在发射前已经标定, 因此仿真计算过程中的关机特征值和瞄准方位角在标准弹道的基础上也要引入适当的修正, 修正值如下:

关机特征值修正量:

$$\delta K_{w3} = \sum_i (-\Delta L_i / \frac{\partial L}{\partial V_x})$$

其中 ΔL_i 为陀螺仪、加速度计输出模型中各系数误差为零时的落点纵向偏差。

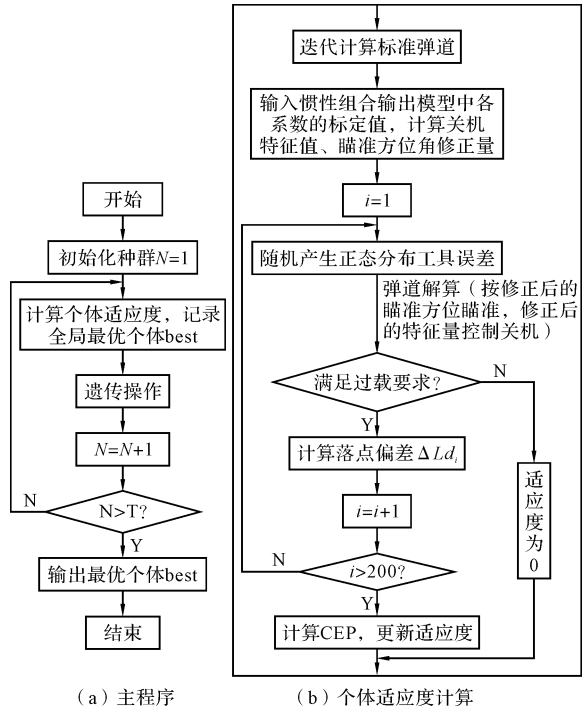
瞄准方位角修正量:

$$\Delta A_{mz} = \sum_i [-\Delta H_i / R \sin(L/R)]$$

其中 ΔH_i 为陀螺仪、加速度计输出模型中各系数

误差为零时的落点横向偏差。

4.2 最小散布飞程序选择流程图



(a) 主程序

(b) 个体适应度计算

图 2 最小散布飞程序求取流程

4.3 仿真结果及分析

以 8000km 弹道为例, 寻找在某工具误差分布下, 落点散布最小的飞程序。图 3 为遗传算法各代最优个体的进化趋势图。

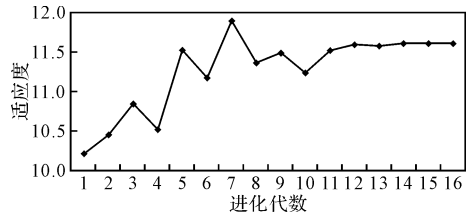


图 3 各代最优个体进化趋势

算法求取的最小散布飞程序和原飞程序, 在加入相同分布的工具误差时, 所对应的落点偏差如表 1。

表 1 落点散布对比

圆概率误差(CEP)/m	
最小散布飞程序	工程法飞程序
3406.426	4015.78

从表 1 的仿真结果可以看出, 利用文中的方法求取的飞程序, 在相同的工具误差分布下, 其落点的散布特性较工程法选择的飞程序有很大的提高; 并且, 由遗传算法各代最优个体的进化趋势(图 3)可以看出, 其符合遗传进化的特

性,因此文中的方法是可行的、有效的。

5 结论

文中提出了一种通过遗传算法优化导弹飞行程序,从而间接提高导弹的射击精度的方法。从仿真结果(表 1)来看,对于远程地地导弹,利用文中的方法求取的飞行程序能够明显改进射击精度,因此该方法对提高导弹精度有效,具有重要的作战意义。

参考文献:

[1] 肖龙旭. 地地导弹弹道与制导[M]. 北京:中国宇

(上接第 40 页)

际飞行物不会出现这样的干扰频率,因此该算法有实际价值,适用于一般实际情况下的飞行物,且受干扰的影响不大。

4 结论

文中研究了以球面并联机构为稳定平台结构的新位标器的目标跟踪问题,建立了与该新位标器匹配的完整跟踪算法,用插值多项式设计了具有预测功能的目标运动预测模型,实例分析了不同目标轨迹的跟踪情况,验证了跟踪算法的有效性。讨论了干扰振幅和频率对跟踪算法的影响。该算法可满足实际情况下新位标器的目标跟踪需要。

参考文献:

[1] 周仁忠. 激光导引头的结构[J]. 现代兵器,1982(3):13-21.

航出版社,2003.

- [2] 徐钟济. 蒙特卡罗法[M]. 上海:上海科学技术出版社,1985.
- [3] 龙乐豪. 总体设计[M]. 北京:中国宇航出版社,1989.
- [4] 王长庆,吴立人. 制导精度仿真方法研究[J]. 导弹与航天运载技术,2000(5):1-4.
- [5] 孙开亮,段晓君,周海银,等. 基于弹道的制导工具系统误差非线性分离方法[J]. 飞行器测控学报,2005(4):38-42.
- [2] 穆学桢,周树平,赵桂瑾. AIM-9X 空空导弹位标器新技术分析和评价[J]. 红外与激光工程,2006,35(4):392-400.
- [3] 安凯,马佳光,傅承毓. 运动目标位置的合成[J]. 系统工程与电子技术,2002,24(9):16-18,65.
- [4] 张苗辉,辛明. 基于交互式多模型的机动目标跟踪算法[J]. 信息技术,2007(7):52-53.
- [5] 张苗辉,杨一平,刘先省. 基于 UKF 的机动目标跟踪算法[J]. 火力与指挥控制,2007,32(8):37-39.
- [6] 黄浩. 位标器随动算法研究及实现[J]. 航空兵器,1998(3):8-12.
- [7] 陈先兵. 激光主动制导技术[J]. 红外与激光技术,1994(1):25-30.
- [8] Kailey Walter F. Interceptor seeker simulation including seeker design and track algorithms[C]// Proc. of SPIE, The Int. Society for Optical Eng., 1992, 1697:310-317.