

# 基于改进遗传算法的最优精度 飞行程序角设计方法

鲜 勇,田海鹏,冯 杰,王 剑

(第二炮兵工程大学,西安 710025)

**摘要:**惯性系统测量误差是影响弹道导弹射击精度的主要因素,其误差大小受导弹动力学环境影响。通过改进遗传算法建立了以射击精度最小为目标的优化飞行程序角模型,通过改变飞行程序角,达到改变导弹动力学环境,提高射击精度的目的。仿真表明,通过优化飞行程序角,可有效提高射击精度。

**关键词:**工具误差;飞行程序;遗传算法;优化设计

中图分类号:TJ765.2

文献标识码:A

文章编号:1006-0707(2013)01-0001-04

## Study of Designing Trajectory Missile's Flight Process of the Optimal Precision Based on the Improved Genetic Algorithm

XIAN Yong, TIAN Hai-peng, FENG Jie, WANG Jian

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

**Abstract:** The errors of inertial system measurement, the main factors of influencing the ballistic missile's firing accuracy, are affected by the environment of the missile dynamics. This paper builds a model of optimizing the flight process angel aiming for the minimum firing accuracy on the base of an improved genetic algorithm and achieves the purpose of changing the environment of the missile dynamics and improving the missile firing accuracy. Through simulation, the missile firing accuracy can be improved by optimizing the flight process angel.

**Key words:** instrumental error; operational flight program; genetic algorithm; optimization design

在弹道导弹的设计和使用过程中,飞行程序直接关系到导弹战术技术性能的发挥,特别是射程和落点精度。传统弹道导弹飞行程序设计主要用工程设计法。随着最优化理论的应用,遗传算法等数值优化方法逐步得到应用。文献[1]利用模式搜索法对飞行程序进行了优化,其主要目的是提高导弹的射程;文献[2]在建立的飞行程序简化模型的基础上利用传统遗传算法优化了飞行程序,以寻求导弹的最小散布,但该文献在优化过程中并未考虑最大过载等约束条件的限制。弹道导弹技术中,射击精度是高于射程的重要需求,惯性系统测量误差是影响弹道导弹射击精度的主要因素,其误差大小受导弹动力学环境影响。因此,本文拟建立改进遗传算法模型对飞行程序角进行优化设计,以提高导弹的射击精度。

为此,本文基于改进遗传算法提出了1种寻求导弹落点

散布最小的优化飞行程序方法。该方法考虑了最大法向过载,跨音速段和动压段攻角接近于零等限制条件,参照文献[3]建立了较切合实际的飞行程序模型。为解决普通遗传算法(CGA)早期易陷入早熟,中后期收敛速度慢等问题,本文从交叉率和变异率方面对CGA进行了改进。

## 1 干扰弹道模型

### 1.1 飞行程序描述

根据文献[3],对于一级导弹而言,其飞行程序可分为如下几段。

1) 垂直飞行段( $t_0 \sim t_1$ )

飞行程序为  $\varphi_{cx}(t_j) = \frac{\pi}{2}, \dot{\varphi}_{cx} = 0$ 。其中,  $t_j \leq t_1$ 。

2) 转弯段( $t_1 \sim t_5$ )

转弯段可根据转弯率大小分别用多斜线近似描述其程序角速率,如:

$$\dot{\varphi}_{ex}(t_j) = \begin{cases} a_{11}t_j + a_{12} & t_j \leq t_2 \\ a_{21}t_j + a_{22} & t_j \leq t_3 \\ a_{31}t_j + a_{32} & t_j \leq t_4 \\ a_{41}t_j + a_{42} & t \leq t_5 \end{cases} \quad (1)$$

式中: $[a_{ij}]$ 是飞行程序角速度拟合曲线系数,是射程的函数。在一定射程范围内,其随射程的改变变化不明显,因此可取为常值。

3) 常值飞行段( $t_5 \sim t_k$ )

此飞行段导弹保持常值姿态角飞行,其中, $t_k$ 为一级发动机主关机时间。

## 1.2 惯组误差传播模型

对于惯性制导的弹道导弹而言,影响射击精度的因素主要是惯性系统的测量误差。

为方便起见,本文采用简化误差传播模型,只考虑其零次项和一次项。陀螺仪考虑零次项误差 $\Delta D_{0x}$ 和一次项误差 $\Delta E_{1x}$ ,传播误差模型为:

$$\begin{cases} \dot{\bar{\omega}}_{x1} = \bar{\omega}_{x1} + \Delta E_{1x}(\Delta D_{0x} + \bar{\omega}_{x1}) \\ \dot{\bar{\omega}}_{y1} = \bar{\omega}_{y1} + \Delta E_{1y}(\Delta D_{0y} + \bar{\omega}_{y1}) \\ \dot{\bar{\omega}}_{z1} = \bar{\omega}_{z1} + \Delta E_{1z}(\Delta D_{0z} + \bar{\omega}_{z1}) \end{cases} \quad (2)$$

式中: $[\bar{\omega}_{i1}]$ 为导弹绝对转动角速度矢在弹体坐标系各轴上的分量,并且误差 $\Delta E_{ix}(\Delta D_{0i} + \bar{\omega}_{i1})$ 随着时间累积到下1次 $[\dot{\bar{\omega}}_{xi}]$ 的计算中。陀螺仪输出模型见图1。

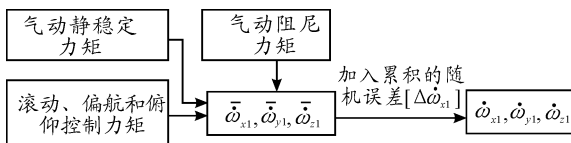


图1 陀螺仪输出模型

加速度计考虑零次项误差 $\Delta k_{0x}$ 和一次项误差 $\Delta k_{1x}$ ,传播误差模型为:

$$\begin{cases} \dot{\bar{W}}_{x1} = \bar{W}_{x1} + \Delta k_{1x}(\Delta k_{0x} + \bar{W}_{x1}) \\ \dot{\bar{W}}_{y1} = \bar{W}_{y1} + \Delta k_{1y}(\Delta k_{0y} + \bar{W}_{y1}) \\ \dot{\bar{W}}_{z1} = \bar{W}_{z1} + \Delta k_{1z}(\Delta k_{0z} + \bar{W}_{z1}) \end{cases} \quad (3)$$

式中: $[\bar{W}_{xi}]$ 为视加速度在弹体坐标系各轴上的分量。其加速度计输出流程见图2。

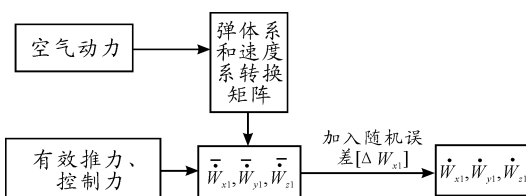


图2 加速度计输出流程

## 1.3 弹道模型

导弹的落点由弹道导弹按弹道飞行后估算得出,因此须进行导弹弹道方程组的解算。本文采用较完备的弹道方程组和飞行程序角模型建立标准弹道模型。引入陀螺仪和加速度计误差模型,仿真惯性系统误差传播模型,建立干扰弹道模型。对于 $[\Delta D_{0i}]$ 、 $[\Delta E_{1i}]$ 、 $[\Delta k_{0i}]$ 和 $[\Delta k_{1i}]$ 用MC方法模拟,利用标准弹道与干扰弹道的落点差进行射击精度的分析。

## 2 遗传算法模型

## 2.1 编码

选择飞行程序中的8个参数 $[a_{ij}]$ 进行优化。根据工程方法求得飞行程序作为初值,保留小数点后5位有效数字,分别为: $a_{11} = -0.001\ 527\ 7$ ,  $a_{12} = -0.022\ 164$ ,  $a_{21} = 0.002\ 343\ 2$ ,  $a_{22} = -0.042\ 441$ ,  $a_{31} = 0.000\ 415\ 47$ ,  $a_{32} = -0.023\ 726$ ,  $a_{41} = 0.000\ 103\ 94$ ,  $a_{42} = -0.009\ 708$ 。考虑最大过载等约束对飞行程序的要求,本文参照文献[2]设定参数编码范围为: $a_{11} = -0.001\ 527\ 7 \pm 0.000\ 8$ ,  $a_{12} = -0.022\ 164 \pm 0.02$ ,  $a_{21} = 0.002\ 343\ 2 \pm 0.002$ ,  $a_{22} = -0.042\ 441 \pm 0.02$ ,  $a_{31} = 0.000\ 415\ 47 \pm 0.000\ 2$ ,  $a_{32} = -0.023\ 726 \pm 0.02$ ,  $a_{41} = 0.000\ 103\ 94 \pm 0.000\ 05$ ,  $a_{42} = -0.009\ 708 \pm 0.005$ 。采用二进制编码形式,16位编码,便于计算机操作。

## 2.2 产生初始种群

每个个体包含8条染色体,各染色体分别由二进制串 $\langle 1111111111111111 \rangle$ 的每1位和对应数位以50%概率产生1的二进制串 $\langle 0000 * 0000000000 \rangle$ 逻辑与后生成。保证了初始种群的随机性和多样性,种群数目定为100。

## 2.3 约束淘汰机制

导弹飞行程序须满足的约束条件如下:

1) 最大法向过载。导弹的法向过载与攻角 $\alpha$ 有如下关系

$$n_y = \frac{1}{mg}(P_c + C_y^a q S_m) \alpha \quad (4)$$

其中: $n_y$ 为法向过载。由于推力较为恒定,因此最大法向过载对应导弹攻角的最大值。

2) 跨音速段和动压段的攻角接近于零。

3) 控制力矩小于额定控制力矩。

4) 级间分离和头体分离时的攻角尽可能小。

5) 飞行程序角的角速度和角加速度连续。

将设计参数代入飞行程序后,重复进行300次干扰弹道解算,解算过程中控制力矩须满足条件3),并记录每步攻角。每次弹道解算完毕后判断攻角是否满足条件2)和4),以及最大法向过载是否超出允许值,并判断飞行程序角模型是否满足条件5)。上述条件若有1项未满足,则停止弹道解算,不进行个体的适应度计算,适应度标为最小值-1300。

## 2.4 计算适应度函数

将个体的8条染色体编码转化为实数值,代入飞行程序

中,加入惯组误差后进行弹道解算,得到 300 个落点后统计得到  $CEP = 1.774\ 100\ 2\sigma$  ( $\sigma$  为标准差)。适应度大的个体属于更优个体,本文定义个体的适应度为:  $fitness = -CEP$ , 流程如图 3 所示。

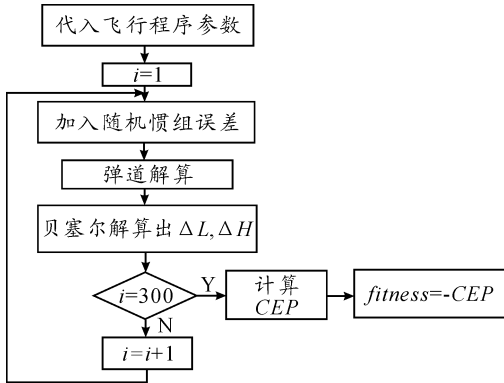


图 3 适应度计算

## 2.5 改进遗传操作

### 2.5.1 交叉、变异算子

交叉概率  $P_c$  和变异概率  $P_m$  的选择直接影响算法的收敛性。 $P_c$  和  $P_m$  越大,算法产生新个体的能力越强,但太大又容易破坏适应度的结构;如果  $P_c$  和  $P_m$  过小,会使搜索过程缓慢,以至停滞不前。为改善此情况,设计遗传算子时采用自适应调节的交叉概率和交换概率<sup>[4]</sup>:当种群个体适应度趋于一致或趋于局部最优时,使  $P_c$  和  $P_m$  增加;而当种群个体适应度趋于发散时,减小  $P_c$  和  $P_m$ ,以保护较优个体。

自适应交叉概率计算公式为:

$$P_c = \begin{cases} P_{c1} - \frac{(P_{c1} - P_{c2})(f_c - f_{avg})}{f_{max} - f_{avg}} & f_c \geq f_{avg} \\ P_{c1} & f_c < f_{avg} \end{cases} \quad (5)$$

式中: $P_{c1} = 0.7$ ;  $P_{c2} = 0.5$ ;  $f_c$  为要交叉的 2 个个体中较大的适应度值;  $f_{avg}$  为每代群体的平均适应度值;  $f_{max}$  为群体中最大的适应度值。

$$P_m = \begin{cases} P_{m1} - \frac{(P_{m1} - P_{m2})(f_m - f_m)}{f_{max} - f_{avg}} & f_m \geq f_{avg} \\ P_{m1} & f_m < f_{avg} \end{cases} \quad (6)$$

式中: $P_{m1} = 0.2$ ;  $P_{m2} = 0.01$ ;  $f_m$  为要变异个体的适应度值;  $f_{avg}$  和  $f_{max}$  同上。

### 2.5.2 交叉、变异操作

交叉和变异在每代个体间对应的染色体间进行。例如,对  $a_{11}$  号染色体进行单点交叉,先采用轮盘赌法对父代个体的  $a_{11}$  号染色体进行淘汰选择,根据交叉概率,若发生交叉操作,则在 1~16 之间随机确定交叉位置,父个体按顺序 2 个 1 组进行交叉。对  $a_{11}$  号染色体进行变异,按变异概率确定子代个体的编码位是否发生操作,若发生则该编码发转。

## 2.6 基本算法

1) 利用随机选择的方法生成初始种群,设置最优适应度为 -1 300。

2) 若代数达到 400,转到 7);若代数小于 400,且最优个体适应度与各代平均适应度差值小于 0.000 001,转到 7)。

3) 利用设计的函数对父代个体进行淘汰选择、交叉和变异,然后产生新的种群,产生新的飞行程序。

4) 利用蒙特卡洛法引入随机产生的惯组误差,进行 300 次干扰弹道解算,若飞行程序满足约束条件,则求取 CEP。

5) 对于子代个体计算适应度,适应度最大的为每代最优,并求子代平均适应度。

6) 记录每代最优个体并与最优个体的适应度比较,若大就替换。记录每代平均适应度。记录最优个体,此时子个体成为父个体,转到 2)。

7) 输出每代最优个体和最优个体的信息。输出每代平均适应度,程序结束。

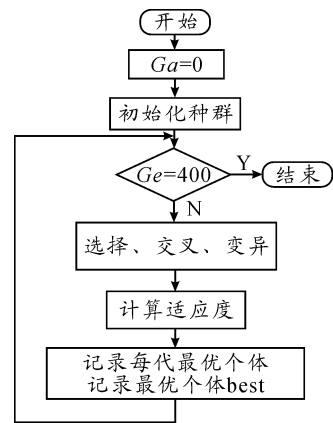


图 4 总流程

## 3 仿真结果分析

本文对 500 km 级的弹道进行了仿真,寻求落点散布最小的飞行程序优化结果。仿真结果见图 5(注:适应度变为正值,超过 1 300 的赋值为 1 300)。

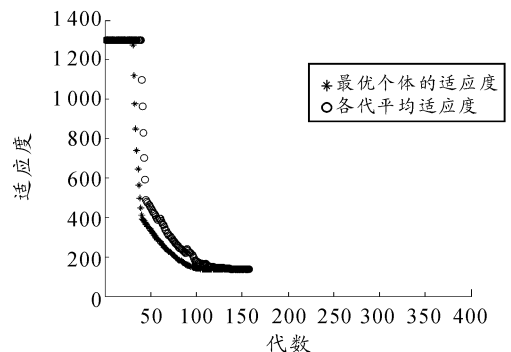


图 5 各代最优和最小适应度寻优

此方法与工程方法结果进行比较,结果见表 1。图 6 为主动段俯仰程序角对比曲线。

表1 2种方法的参数比较

序号	工程经验值	遗传算法准优值
$\alpha_{11}$	-0.001 527 7	-0.002 271 9
$\alpha_{12}$	-0.022 164	-0.016 067
$\alpha_{21}$	0.002 343 2	0.001 473 4
$\alpha_{22}$	-0.042 441	-0.049 206
$\alpha_{31}$	0.000 415 47	0.000 395 33
$\alpha_{32}$	-0.023 726	-0.017 086
$\alpha_{41}$	0.000 103 94	0.000 094 26
$\alpha_{42}$	-0.009 708	-0.010 367

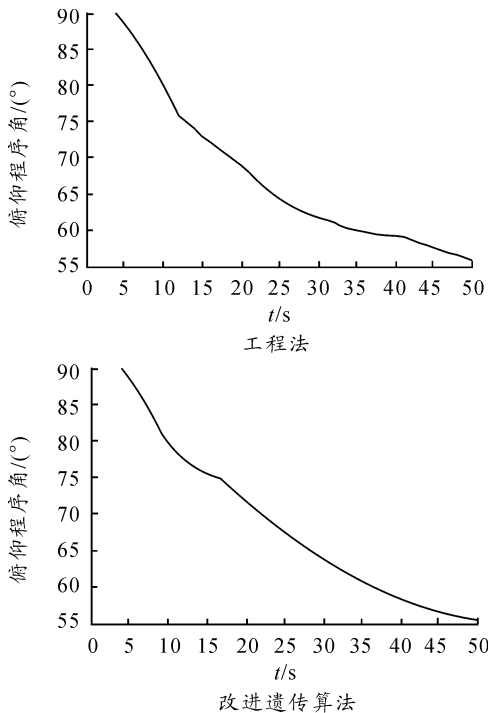


图6 主动段俯仰程序角对比曲线

从图5可以看出,进化过程符合遗传算法的特性。表2的结果说明,对于工程算法而言,此方法能有效降低工具误差对导弹落点精度带来的影响。

表2 2种方法结果比较

CEP/m	遗传算法	工程方法
	136.78	192

## 4 结束语

综上所述,通过改进遗传算法对飞行程序进行优化,提高了导弹的射击精度,使得在不改变导弹硬件和软件的情况下,能够提高29%的射击精度,具有较好的工程应用价值。

## 参考文献:

- [1] 魏鹏涛,王明海. 模式搜索法在导弹飞行程序优化设计中的应用[J]. 弹箭与制导学报,2009,29(1):15-17.
- [2] 刘新学,刘开封. 基于遗传算法的导弹最小落点散布飞行程序选择[J]. 弹箭与制导学报,2009,29(2):41-44.
- [3] 肖龙旭,王顺宏,魏诗卉. 地地弹道导弹制导技术与命中精度[M]. 北京:国防工业出版社,2009.
- [4] 王小平,曹立明. 遗传算法[M]. 西安:西安交通大学出版社,2002.
- [5] 张金槐. 远程火箭精度分析与评估[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1995.
- [6] 邱成龙. 地地导弹火力运用原理[M]. 北京:国防工业出版社,2001.
- [7] 龙乐豪. 总体设计[M]. 北京:宇航出版社,1989.

(责任编辑 鲁进)