

# 制导火箭弹落点预测导引控制研究

黎海青, 杨凯, 王冬, 马菲

(中国兵器工业第 203 研究所, 西安 710065)

**摘要:** 为了提高火箭弹攻击地面目标的精度, 文中给出了一种基于落点预测的火箭弹导引方法; 首先以某型火箭弹为例, 建立了其运动方程组, 然后简化处理弹道方程得到落点预测模型, 设计了基于落点预测模型的导引律, 最后建立了 Simulink 六自由度弹道仿真模型并进行了数字仿真验证; 研究结果表明: 落点预测模型有效, 相比无控火箭, 采用落点预测导引律后制导火箭 CEP 由 231 m 减小为 31 m, 有效提高了火箭精度。

**关键词:** 制导火箭弹; 落点预测; 修正; 仿真

## Study on Course Correction for Guided Rocket Based on Impact Point Predication

Li Haiqing, Yang Kai, Wang Dong, Ma Fei

(No. 203 Research Institute of China Ordnance Industries, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** To improve the precision of the rocket, a guidance method based on impact point predication was proposed. Firstly, the dynamics equations was built for a type of rocket, then impact point predication model was adopted to design guidance law, finally the six-of-freedom trajectory simulation model in Matlab/Simulink was established and simulated. The result indicates that the trajectory model is efficient, and impact point predication mode is practicable. Compared with uncontrol rocket, CEP of guided rocket was minished from 231 m to 31 m through impact point predication guidance law, rocket precision was improved availability in improving the precision of rocket.

**Keywords:** guided rocket; impact point predication; correction; simulation

## 0 引言

制导火箭弹是打击地面目标的重要手段之一, 它在常规火箭弹的基础上加装制导系统, 具有一定的精确打击能力, 是介于常规火箭弹与导弹之间的一种制导弹药<sup>[1]</sup>。与常规火箭相比它射程远, 精确度高; 与导弹相比成本低、使用方便, 已成为火箭发展的重要方向<sup>[2-3]</sup>。制导火箭核心在于制导系统, 而卫星定位装置由于成本低、体积小等特点, 非常适合于火箭制导控制。

制导律设计是整个制导火箭设计的关键一环。文献 [4] 提出采用预先装订标准弹道方法, 在飞行过程中通过对比火箭实时位置和标准弹道, 形成偏差并进行控制。该方法需在发射前生成并预装弹道, 武器系统反应时间变长。文献 [5-6] 提出了一种基于比例导引律的制导方法, 该方法实现简单, 精度高, 但对弹丸过载能力有要求。

本文在综合考虑效率和过载能力前提下, 提出了利用预测落点与目标差值来进行导引的方法。本文在建立制导火箭弹运动模型的基础上, 设计了基于修正质点弹道模型的落点预测制导律, 并进行了六自由度弹道仿真, 利用蒙特卡罗打靶仿真试验对所设计的制导律进行了验证。

## 1 制导火箭弹运动方程

制导火箭运动方程组是描述制导火箭所受的力、力矩与运

动参数之间关系的方程组。

### 1.1 弹体动力学方程

在以质心为原点的弹体坐标系中建立火箭弹飞行动力学方程表示如下:

$$\begin{cases} \frac{du_x}{dt} = \frac{1}{m}F_x \\ \frac{du_y}{dt} = \frac{1}{m}F_y \\ \frac{du_z}{dt} = \frac{1}{m}F_z \\ \frac{d\omega_x}{dt} = \frac{1}{J_x}M_x \\ \frac{d\omega_y}{dt} = \frac{1}{J_y}M_y \\ \frac{d\omega_z}{dt} = \frac{1}{J_z}M_z \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = L_V^N \begin{bmatrix} R_{x4} \\ R_{y4} \\ R_{z4} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta_x \\ \Delta_y \\ \Delta_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -mg \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{Rx} \\ M_{Ry} \\ M_{Rz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_{zz\xi} \\ M_{zz\eta} \\ M_{zz\zeta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_{yx} \\ M_{yy} \\ M_{yz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -J_x\omega_x\omega_z + J_y(\omega_x - \dot{\gamma})\omega_z \\ J_x\omega_x\omega_y - J_y(\omega_x - \dot{\gamma})\omega_y \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中,  $u_i$ 、 $F_i$ 、 $\Delta_i$ 、 $\omega_i$  ( $i = x, y, z$ ) 分别为地面系下的速度、合力、科氏力及准弹体系的角速度,  $R_{i4}$ 、 $M_i$ 、 $M_{Ri}$ 、 $M_{zzi}$ 、 $M_{yi}$  ( $i =$

收稿日期: 2016-02-01; 修回日期: 2015-04-05。

作者简介: 黎海青(1987-), 男, 江西新干人, 硕士研究生, 主要从事导航、制导与控制方向的研究。

$x, y, z$ ) 分别为气动力、合力矩、翻转力矩、阻力力矩、马格努斯力矩, 具体计算见文献 [7]。 $m, g, J_x, J_y$  分别为质量、重力加速度、极转动惯量和赤道转动惯量,  $L_V^N$  为空速系到地面系的坐标转换矩阵, 具体计算见文献 [8]。

### 1.2 弹体运动学方程

火箭弹质心在地面坐标系下的运动关系式可以表示为:

$$\begin{bmatrix} dy/dt \\ d\psi/dt \\ d\vartheta/dt \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -\tan\vartheta & 0 \\ 0 & 1/\cos\vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} dx/dt \\ dy/dt \\ dz/dt \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中,  $x, y, z$  为火箭地面系下的位置,  $\vartheta, \psi, \gamma$  表示弹体俯仰、偏航、滚转角。

### 1.3 几何关系式

$$\begin{cases} \alpha = \vartheta - \arcsin\left(\frac{\sin\theta}{\cos\psi}\right) \\ \beta = \arcsin[\cos\theta\sin(\psi - \psi_0)] \end{cases} \quad (6)$$

式中,  $\alpha, \beta, \theta, \psi_0$  分别为攻角、侧滑角、弹道倾角、弹道偏角。

## 2 落点预测制导律设计

### 2.1 落点预测模型

落点预测导引规律是以预测落点与实际目标点位置的偏差作为弹道偏差量进行修正的。该方法关键是建立一个落点预测模型, 根据当前的位置、速度等弹道特征参数实时解算 4D 外弹道模型, 预测出火箭落点。

参考文献 [7] 中火箭 4D 弹道模型, 由于火箭弹为低速旋转弹, 可忽略马格努斯力影响, 考虑空气阻力、升力、地心引力、科氏力的影响, 得到用于落点预测的弹道模型:

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_x \\ \dot{u}_y \\ \dot{u}_z \end{bmatrix} = -\frac{\rho S}{2m} C_x V \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} + \frac{\rho S}{2m} C_l V^2 \begin{bmatrix} \alpha_{ex} \\ \alpha_{ey} \\ \alpha_{ez} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ g \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Lambda_x \\ \Lambda_y \\ \Lambda_z \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中,  $u_i, V_i, \alpha_{ei}, \Lambda_i (i = x, y, z)$

分别为地面系下的速度、相对空气的飞行速度、动力平衡角、科氏力,  $S$  为特征面积,  $C_x$  和  $C_l$  分别为弹体阻力和升力系数。

### 2.2 落点预测仿真分析

在  $45^\circ$  射角条件下, 在六自由度仿真模型引入 2.1 节中建立的落点预测模型进行仿真, 并和实际落点位置进行比较, 结果如图 1 所示。

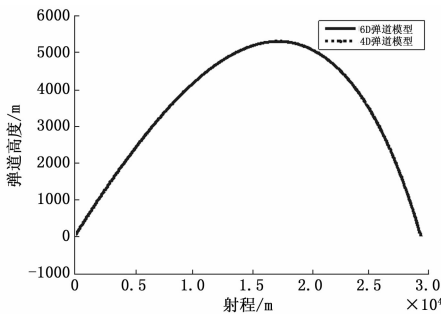


图 1 6D 与 4D 弹道模型仿真计算结果对比

由图 1 可知, 采用 4D 弹道模型与 6D 仿真模型计算的弹

道高度基本一致, 说明可以采用 4D 弹道模型来近似模拟火箭飞行。由图 2 可知, 采用落点预测模型进行预测, 前期预测精度较差, 随着弹目距离变近 (弹道顶点后), 误差开始减小并快速趋近于零, 说明该模型预测精度具有收敛性, 能够用于导引控制。

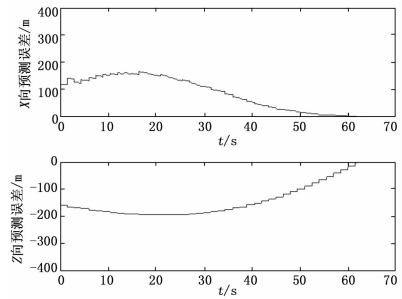


图 2 落点预测模型分析

### 2.3 落点预测制导律设计

火箭弹与目标关系如图 3 所示。

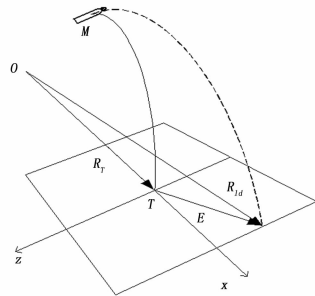


图 3 火箭弹与目标关系示意图

实时预测落点  $R_{Id}$  由实时解算修正质点弹道模型获得。落点偏差为:

$$e = R_{Id} - R_T$$

式中,  $R_T$  表示目标点位置。

可得到加速度指令为:

$$a_c = K_1 e$$

式中,  $K_1$  为比例系数。

在制导火箭弹导引初始段, 预测落点与目标距离较远, 误差变化较平滑。当预测落点与目标距离近时, 误差变化将剧烈。为提高导引律鲁棒性, 引入预测点速度项反馈<sup>[9]</sup>。加速度指令变为:

$$a_c = K_1 e + K_2 \dot{e} = K_1 (R_{Id} - R_T) + K_2 \dot{R}_{Id}$$

式中,  $\dot{R}_{Id}$  为预测落点变化速度,  $K_2$  为微分系数。

## 3 数字仿真

### 3.1 蒙特卡罗精度分析

每一次打靶仿真结束后可以获得落点坐标  $(x_i, z_i)$  样本。对落点坐标样本数据处理可以得到其均方差  $\sigma_x, \sigma_z$ , 落点的圆概率误差计算公式如下<sup>[10]</sup>:

$$R_{cep} = \begin{cases} 1.1774\sigma_1 & \sigma_1 = \sigma_2 \\ 0.621\sigma_1 + 0.5607\sigma_2 & 0.4 < \sigma_1/\sigma_2 \leq 1 \\ 0.8393\sigma_1^2/\sigma_2 + 0.6743\sigma_2/\sigma_1 & \sigma_1/\sigma_2 \leq 0.4 \end{cases}$$

式中:  $\sigma_1, \sigma_2$  为落点坐标方差,  $\sigma_1 = \min(\sigma_x, \sigma_y), \sigma_2 = \max(\sigma_x, \sigma_y)$ 。

### 3.2 打靶仿真效果分析

设目标位置为 (20 000 m, 0, 0)，在 30°射角下，分别在无控模式和采用落点预测导引模式下各进行 1 000 次蒙特卡洛打靶试验，算例引入的干扰和误差因素范围及分布模型如表 1 所示。

表 1 仿真误差因素取值范围及分布模型

序号	误差因素	分步	均方差(1σ <sub>1</sub> )
1	射角误差(deg)	正态	0.3/3
2	射向误差(deg)	正态	0.3/3
3	俯仰发射扰动(deg/s)	正态	0.3/3
4	偏航发射扰动(deg/s)	正态	0.3/3
5	气动拉偏(/)	正态	10%/3
6	质量偏差(kg)	正态	1/3
7	发动机推力偏差(N)	正态	50/3
8	发动机推力偏心角(N)	正态	
9	平面风(m/s)	正态	10
10	水平定位误差(m)	正态	10
11	高度定位误差(m)	正态	15
12	水平定速误差(m/s)	正态	0.3
13	垂直定速误差(m/s)	正态	0.4

表 2 落点散布 CEP

状态	均方差 σ <sub>x</sub>	均方差 σ <sub>z</sub>	R <sub>cep</sub>
无控火箭	274m	125m	231m
落点预测导引	35m	19m	31m

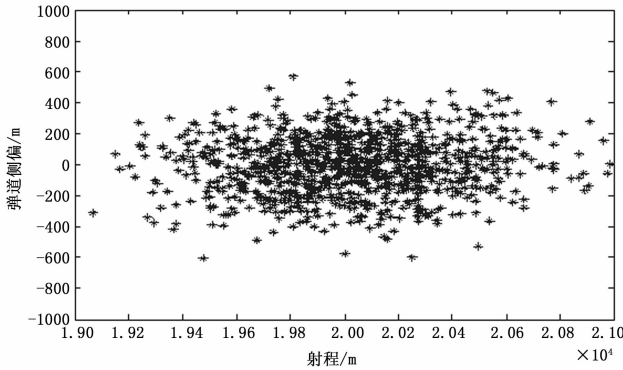


图 4 无控落点散布图

从图 4~5 可以看出，采用落点预测制导律对火箭弹进行修正后，落点密集程度明显高于无控模式。从表 2 知，采用落点预测制导律的圆概率偏差 CEP 为 31 m，相比无控明显降低。由仿真结果可知，采用落点预测制导律可大幅减小落点散

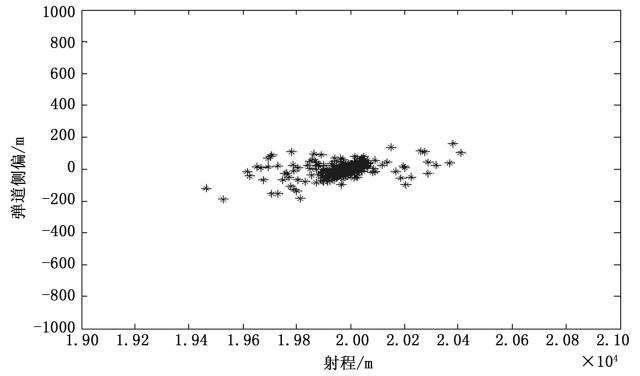


图 5 有控落点散布图

布，射击精度得到较大提高。

### 4 结论

- 1) 采用修正质点弹道模型预测制导火箭弹落点是合理可行的，为弹道修正控制工程实现提供参考。
- 2) 落点预测制导律可以用于制导火箭修正控制，CEP 由 231 m 减小为 31 m，大幅提高了制导火箭落点精度。
- 3) 研究火箭的特性，进一步设计自适应的控制器，使研究内容更有实际意义。

#### 参考文献:

[1] 王金柱, 吕 帅, 张 明, 等. 某型制导火箭弹控制系统设计与仿真 [J]. 弹箭与制导学报, 2012, 32 (1): 57-59.

[2] 宋伟锋, 杨泗智, 王全忠, 等. GPS 在制导火箭弹中应用研究 [J]. 沈阳理工大学学报, 2013, 32 (5): 59-63.

[3] 张明星, 黄晓霞. 国外远程制导火箭弹技术现状与趋势 [J]. 四川兵工学报, 2013, 34 (7): 59-62.

[4] 杨永亮, 吴小役, 曹 斌, 等. 低成本制导火箭弹飞行控制系统设计与仿真 [J]. 测控技术, 2014, 33 (3): 90-93.

[5] 蒋 明, 宋卫东. 过重力补偿比例导引弹道仿真研究 [J]. 战术导弹技术, 2008 (2): 71-74.

[6] 卞伟伟, 王良明, 李 岩, 等. 制导火箭弹最优末制导律设计 [J]. 弹道学报, 2013, 25 (4): 27-31.

[7] 闫章更, 祁载康. 射表技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.

[8] 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, 2000.

[9] 杨 俊, 钱 宇. 基于预测落点导引律的制导火箭中制导律设计 [J]. 计算机仿真, 2011, 28 (8): 87-89.

[10] 金 忠. 圆概率偏差的测定与检验 [J]. 南京理工大学学报, 1995, 19 (2): 135-138.

(上接第 131 页)

[2] 刘振吉, 高世鹰, 冉启友. 脉冲雷达高度表通用测试设备的设计 [J]. 信息与电子工程, 2010, 8 (3): 345-348.

[3] 刘振吉, 袁 强, 袁小兵. 串口数据丢帧引起的雷达测试故障原因分析 [J]. 计算机测量与控制, 2015, 23 (10): 3245-3246.

[4] 李合平, 王志云, 尚朝轩. 虚拟仪器在雷达接收机灵敏度测试中的应用 [J]. 国外电子测量技术, 2001 (1): 18-20.

[5] 唐昌文, 杨江平, 徐晨曦. 雷达接收机灵敏度现场测量及工程实现 [J]. 中国测试技术, 2003 (1): 32-33.

[6] 王 勇, 叶灵伟, 冯 威. 雷达接收机灵敏度自动测量的实现 [J]. 测控技术, 2007, 26 (5): 46-48.

[7] 钱玉莹, 李淑华, 叶灵伟. 雷达接收机灵敏度自动测试方案设计 [J]. 科学技术与工程, 2010, 10 (26): 6544-6546.

[8] 刘振吉, 傅 焯, 底 健. 检定专用测试设备的通用计量系统设计 [J]. 中国测试技术, 2008, 34 (6): 8-11.

[9] 王伟斌, 路 辉, 郎荣玲. 基于二分法的雷达高度表灵敏度测试方法优化研究 [J]. 电子测量与仪器学报, 2009, 23 (4): 28-32.