

## 脉冲火箭弹模型仿真

胡杰, 黄长强, 和黎伟

(空军工程大学工程学院, 陕西西安 710038)

**摘要:**通过对脉冲修正力的研究,建立了使用末段脉冲修正的制导火箭弹的空间质心运动方程和旋转运动方程,并通过计算机仿真证明了此模型的可行性,得出以下规律:(1)修正距离随着修正力大小的增加而不断增加,当力的大小为5 000 N时修正距离最大;(2)修正距离随着修正力作用点与质心的距离的增加而增加,当距离为0.5 m时修正距离最大。

**关键词:**脉冲力;修正距离;散布精度

**中图分类号:** TJ765 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2007)02-0026-03

火箭弹是战场上普遍使用的一种武器,但它存在着很高的散布;而且任何在发射初始段加于火箭弹上的气动力扰动会产生较大的攻角,使目标散布增大。所以,减小火箭弹散布已成为当今亟待攻克的问题。目前采用的脉冲控制力技术,是指在弹体表面的轴向和周向特定位置上安排一系列微型推力器(通常为脉冲式固体火箭发动机),通过喷口垂直或偏转一定角度向外喷射燃气流,凭借喷流的反作用力为火箭弹提供控制力,以改变火箭弹位置和飞行姿态,修正弹道<sup>[1]</sup>。脉冲控制力具有如下特点:①脉冲喷嘴形状不重要,且脉冲力可当作一个点源;②脉冲发动机能量有限,脉冲控制力大小有限;③响应时间快,主要是没有机械机构的滞后阻尼,响应几乎是瞬间;④对飞行中的火箭弹施加的作用力是离散的有限次侧向控制力<sup>[2-3]</sup>。

## 1 火箭弹弹道模型

### 1.1 基本假设

研究弹道模型的一般方法是应用现有的知识将研究对象的状态和过程用数学模型的方式加以表达,但在建立飞行器的空间方程组时,十分完整和精确地进行描述是办不到的<sup>[4]</sup>,所以作以下假设。①忽略脉冲发动机燃烧过程中的质量变化,以及质量变化带来质心位置的变化;②忽略脉冲发动机燃烧后带来的弹体不对称;③不考虑弹道风的影响,空速等于地速<sup>[5]</sup>;④不考虑地球旋转的影响;⑤火箭弹匀速旋转,速度为3圈/秒。

### 1.2 弹道模型的建立

设脉冲修正力垂直作用于弹丸纵轴,末段脉冲修正火箭弹在单个脉冲力作用下质心运动方程为

$$\begin{aligned} V &= \frac{1}{m} \left[ -\frac{1}{2} \rho S v^2 C_{x\alpha} - Q \sin \theta \right]; V \dot{\theta} = \frac{1}{m} \left[ F_K \cos \gamma + \frac{1}{2} \rho S v^2 C'_{y \sin \alpha} - Q \sin \theta \right] \\ V \dot{\psi} \cos \theta &= -\frac{1}{m} \left[ F_K \sin \gamma + \frac{1}{2} \rho S v^2 C'_{y \sin \beta} \right] \end{aligned} \quad (1)$$

修正火箭弹在脉冲力矩作用下的旋转运动方程为

$$\begin{aligned} I_y \dot{\omega}_y &= -\frac{1}{2} \rho S v^2 C'_{y \sin \alpha} \cdot l_1 + M_{PNy}; I_x \dot{\omega}_x = -\frac{1}{2} \rho S v^2 C'_{y \sin \beta} \cdot l_1 + M_{PNz} \\ \omega_x &= 6\pi; M_{PNy} = 0; M_{PNz} = F_K \Delta x \end{aligned} \quad (2)$$

收稿日期:2006-07-03

基金项目:军队科研基金资助项目

作者简介:胡杰(1982-),男,安徽芜湖人,博士生,主要从事机载精确制导武器总体技术研究。

从弹体坐标系与地面坐标系的关系可得<sup>[6]</sup>:

$$\dot{\vartheta} = \omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma; \dot{\phi} = \frac{1}{\cos\vartheta}(\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma); \dot{\gamma} = \omega_x - \tan\vartheta(\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma) \quad (3)$$

依次确定出弹道坐标系到地面坐标系,地面坐标系到弹体坐标系的方向余弦矩阵,该矩阵等于弹道坐标系直接到弹体坐标系的方向余弦矩阵,据此可以分别求得攻角、侧滑角随弹道倾角、弹道偏角、俯仰角、偏航角、滚转角的变化关系<sup>[7]</sup>:

$$\begin{aligned} \sin\alpha &= -\sin\theta\cos\psi\cos\vartheta\cos\phi + \cos\theta\sin\vartheta - \sin\theta\sin\psi\cos\vartheta\sin\phi \\ \sin\beta &= -\cos\theta\cos\psi(\cos\phi\sin\vartheta\sin\gamma + \sin\phi + \cos\gamma) - \sin\theta\cos\vartheta\sin\gamma - \cos\theta\sin\psi\cos\gamma\cos\phi - \sin\phi\sin\vartheta\sin\gamma \end{aligned} \quad (4)$$

火箭弹在地面坐标系内的位置为

$$dx_g/dt = V\cos\theta\cos\psi; dy_g/dt = V\sin\theta; dz_g/dt = -V\cos\theta\sin\psi \quad (5)$$

综上,上述方程组为单脉冲控制力作用下的火箭弹的弹道模型;令  $F_k = 0$  则为无控火箭弹弹道模型。式中,  $\alpha$  为攻角,  $\beta$  为侧滑角,  $\theta$  为弹道倾角,  $\psi$  为弹道偏角,  $\vartheta$  为俯仰角,  $\phi$  为偏航角,  $\gamma$  为滚转角,  $r$  为半径,  $l_1$  为质心与空气动力压心之间的距离,  $\Delta x$  为质心与作用点之间的距离。

## 2 弹道仿真——两个脉冲修正的规律

起始条件的设定十分重要,在仿真实验中通过程序验证其与实际情况是否一致:如果一致,且仿真结果达到预期效果,则可选取作为起始条件,此处不做赘述。起始修正点的起始条件设为:  $x_g = 0$  m,  $y_g = 500$  m,  $z_g = 0$  m,  $\theta = 60^\circ$ ,  $\psi = 10^\circ$ ,  $\vartheta = 35^\circ$ ,  $\phi = 2^\circ$ ,  $\gamma = 0^\circ$ ,  $v = 300$  m/s,  $d = 122$  mm,  $\rho = 1.07954$ ,  $c_x = 0.6$ ,  $c'_y = 6$ ,  $J_z = 2$  kgm<sup>2</sup>,  $J_y = 2$  kgm<sup>2</sup>,  $l_1 = 0.01$  m,  $\Delta x = 0.1$  m。

### 2.1 修正力大小与修正距离之间的关系

设目标点在三维坐标中的位置为(150,0,20),见图1(图中坐标单位为m)

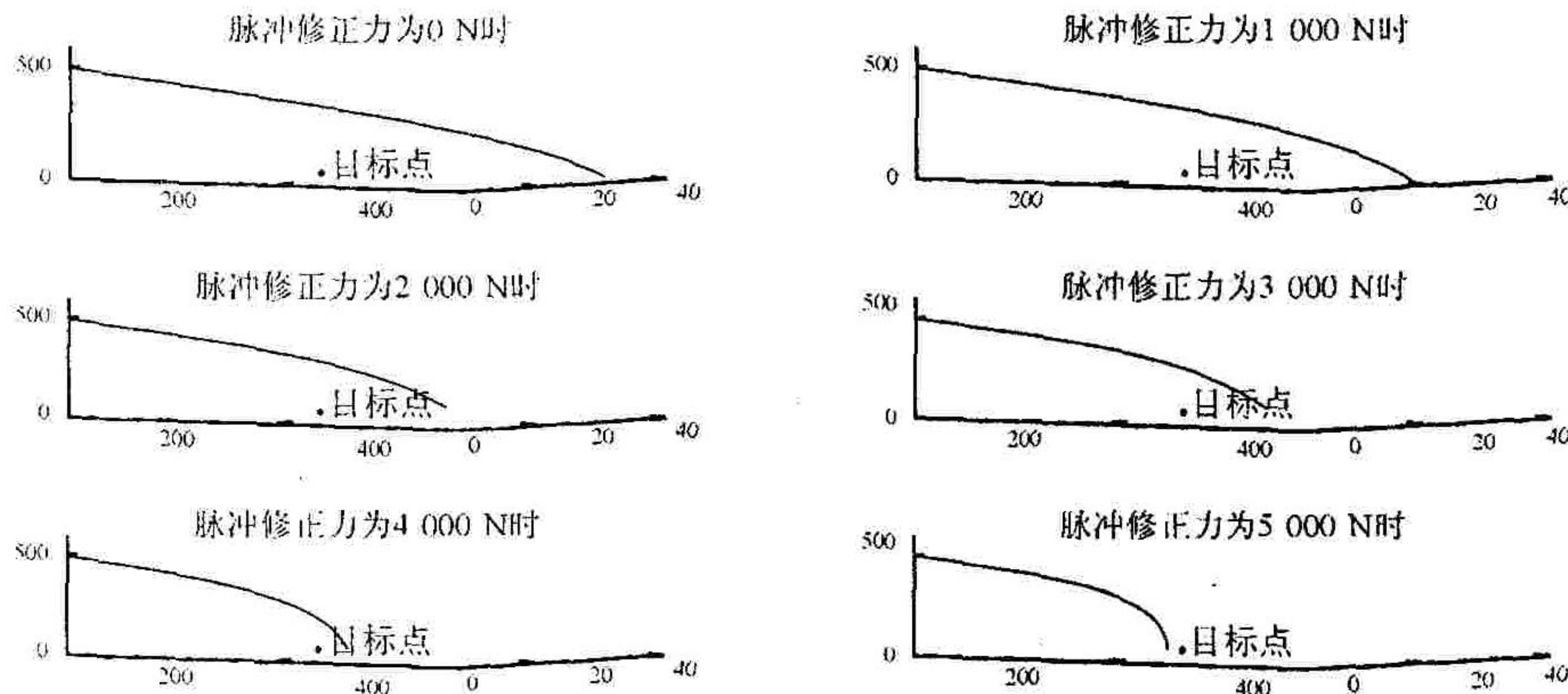


图1 不同大小的脉冲修正力下的弹道示意图

由表1可看出,随着脉冲修正力的不断增加,火箭弹的最终落点与目标点之间的距离不断减小,有效地减小了火箭弹的散布。

表1 不同脉冲力下得到的修正距离

$F/N$	0	1 000	2 000	3 000	4 000	5 000
$\Delta S/m$	207.960 3	159.788 7	118.270 3	81.142 0	47.001 2	15.568 7

### 2.2 脉冲修正力作用点与质心的距离与修正距离之间的关系

脉冲修正力定为5 000 N,修正时机为火箭弹落地前的第3 s,且修正时间为60 ms。设定不同的脉冲修正力作用点与质心的距离值,通过仿真得图2(图中坐标单位为m)。

由表2可知:在脉冲修正力大小一定的情况下,脉冲修正力作用点与火箭弹质心距离越大,修正效果越明显,修正距离越大。可以看出改变距离值,修正距离幅度改变不显著,所以可以通过改变距离值,进行精确控制。

表2 作用点与火箭弹质心距离为不同值下修正距离

$l/m$	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5
$\Delta S/m$	22.805 0	22.721 5	22.614 3	22.519 0	22.431 7	22.351 5

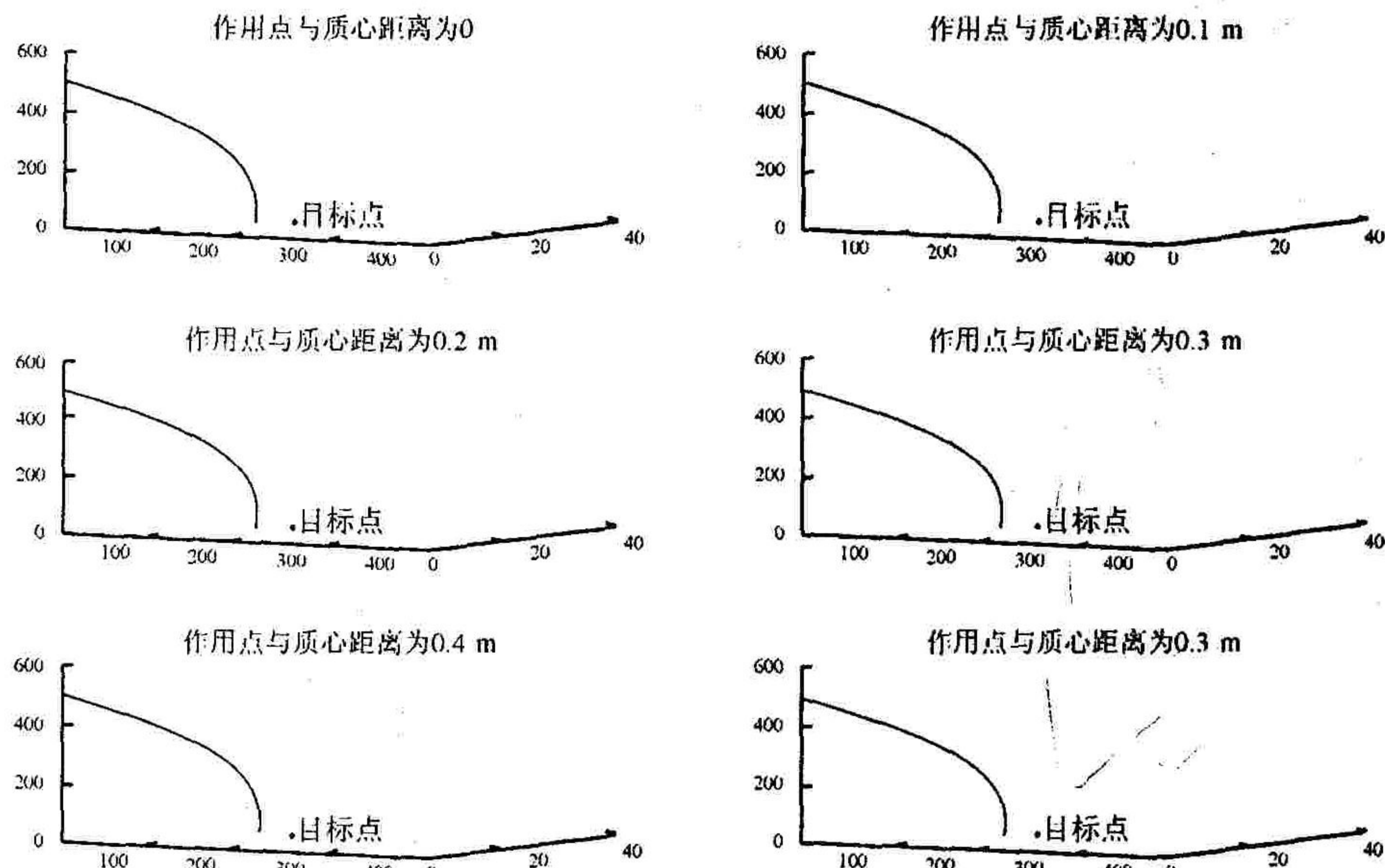


图2 作用点与质心的距离为不同值时的弹道示意图

### 3 结束语

由上述仿真结果可知,通过脉冲发动机产生的单脉冲修正力对火箭弹的姿态的控制达到减小火箭弹发射散布精度,这种方法是可行的;在后续工作中,可以对多级脉冲发动机工作的原理、时机以及方式等问题进行进一步的探讨。

#### 参考文献:

- [1] Thanat Jitpraphaietal. Dispersion Reduction of a Direct Fire Rocket Using Lateral Pulse Jets[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,2001(4):2-5.
- [2] 史金光,王中原,刘 巍,等. 简易控制修正力技术研究[J]. 弹道学报,2006,18(1):4-6.
- [3] 宋锦武,祁载康. 简易制导脉冲控制力修正技术研究[J]. 北京理工大学学报,2004,24(5):1-2.
- [4] 吴媛媛,吴进华,唐 静,等. 基于 Matlab 的导弹飞行动力学仿真模型库设计[J]. 海军航空工程学院学报,2005,20(2):257-260.
- [5] 董宇光,范宁军. 火箭弹横向散布的弹道修正技术研究[J]. 兵工自动化,2002,21(1):2-5.
- [6] 德米特里耶夫斯基 A A,雷申科 Л Н,波哥吉斯托夫 C C. 外弹道学[M]. 北京:国防工业出版社,2000:388-391.
- [7] 王中原,丁松滨,王良明,等. 弹道修正弹在脉冲力矩作用下的飞行稳定性条件[J]. 南京理工大学学报,2000,(4):2-4

(编辑:姚树峰)

A Simulation of the Theory of Rockets Using Impulse Correction

HU Jie, HUANG Chang-qiang, HE Li -wei

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Based on the study of impulse correction force, this paper establishes both the motion equation of center of mass and the rotation equation of the guided rockets using impulse correction, and demonstrates the feasibility of the model through computer simulation. (1) The correction distance increases as the force increases, and the correction distance is the maximum when the force is 5 000 N. (2) The correction distance increases as the distance between the force point and the center of mass increases, and the correction distance is the maximum when the distance between them is 0.5m.

Key words: impulse force ; correction distance ; dispersion precision