基于偏差模型的导弹发射动力学仿真

康 甜 贺卫亮

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 基于偏差模型的导弹发射动力学仿真是根据偏差来源建立相应的偏差模型,将偏差力、力矩与标准状态下的受力叠加得到导弹实际受力,再进行运动状态的求解. 这种基于偏差模型的仿真系统既能够单独分析各项干扰因素对发射精度的影响,还能够综合多项干扰进行数值打靶模拟分析. 针对某舰载倾斜发射导弹,仿真分析了发射臂振动、推力偏心、导轨不平、舰船运动等干扰因素对初始扰动的影响,并进行了 5 000 次数值打靶统计分析. 在给定的干扰概率分布条件下,命中概率达到 93.86%.

关 键 词: 发射; 动力学分析; 仿真; 面空导弹; 偏差模型

中图分类号: V 411.8

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)08-1111-07

Missile launching dynamic simulation based on variation model

Kang Tian He Weiliang

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: An alternative approach to establish missile launching dynamic simulation system based on variation model was presented. The variation models were built according to their respective original sources. The variation forces and moments were added to the standard ones. The resultant was employed to solve the state of motion. This simulation system based on variation model could be used to analyze the effect of each interfering element upon launching precision; and it also could be employed in numeric targeting experiment. This method was applied to some ship-based inclined launching missile. Including launcher vibration, propulsion eccentricity, track uneven and ship movement, the effects of these interfering elements upon the initial disturbances were discussed. A 5 000-time numeric targeting experiment was carried out. On specified distribution of the interference, the hitting probability was up to 93.86%.

Key words: launching; dynamic analysis; computer simulation; surface to air missiles; variation model

导弹发射动力学研究的重点是分析各种干扰因素对初始扰动的影响. 初始扰动是由发射装置和导弹的刚度、发动机推力偏心、结构安装误差、导轨长度、导轨导向面的平直度、定向器的结构型式、发射间隔次序、燃气流冲击和载体运动等因素共同决定的.

以往文献关于发射动力学初始扰动的分析,通常是直接建立含干扰影响的实际弹道的动力学和运动学方程[1-5],在进行不同对象、同类问题的分析计算时需要重新推导相应的方程.

本文提出一种建立导弹发射动力学仿真系统的新思路,将导弹相对于标准受力状态的力和力矩偏差从动力学方程中分离出来,根据偏差的来源分别建立相应的偏差模型. 各项偏差力和标准力叠加即为导弹实际受力,然后将合力、合力矩直接应用于六自由度运动方程,求解导弹的运动状态. 针对某舰载倾斜发射导弹,仿真分析了推力偏心、导轨不平度、船速和船体纵摇等干扰因素对初始扰动的影响. 并通过统计方法,进行了 5 000 次数值打靶模拟分析.

收稿日期: 2011-04-18; **网络出版时间**: 2012-08-23 14:55

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120823.1455.012.html

作者简介: 康 甜(1987 -),女,四川绵阳人,硕士生,kang_tian@yahoo.cn.

1 动力学模型

导弹的运动状态是由导弹所受外力决定的. 干扰因素的存在会直接影响导弹受力,引起力和力矩的偏差,进而导致运动状态的改变. 传统的发射动力学仿真是直接将干扰项代入运动学或动力学方程中来建立数学模型的. 仿真对象改变,就需要重新建立相应的动力学和运动学方程.

对于不同类型的导弹,其理想发射状态都是相似的,主要的不同之处在于干扰的来源. 例如,舰载发射时有舰船姿态角速度的影响,而陆基发射时则没有这一干扰.

针对这种情况,本文提出了基于偏差模型来建立发射动力学仿真系统的方法. 首先根据发射系统组成建立标准模型,其次需要根据发射系统的特征确定相应的偏差模型组成,然后选择运动状态求解器,组成完整的仿真系统.

导弹发射系统的特征包括发射装置结构形式、发射动力类型、发射姿态、发射载体等.

1.1 发射系统组成

本文针对某舰载倾斜发射导弹,建立了存在发射臂振动、推力偏心偏斜、舰船运动、导轨不平4种干扰情况下的偏差模型,选择了六自由度刚体弹道方程作为运动求解器.

如图1所示的舰载倾斜发射导弹,弹身前后有两组定向支撑元件,与导轨紧密接触,且前后定向元件同时离轨. 发射臂上有两条平行导轨,发射臂一端固定在舰船上. 舰船沿航向为匀速平动,其余5个自由度均存在随机运动.

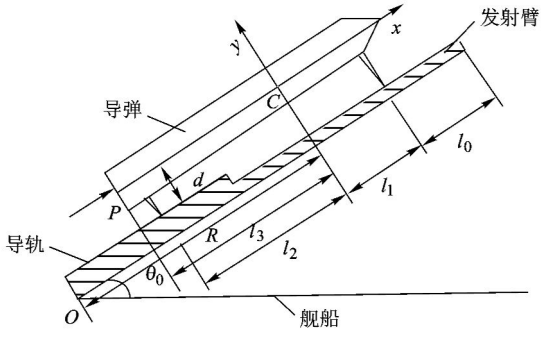


图1 发射系统模型组成

1.2 标准模型

标准模型是不存在干扰的理想发射状态下导弹的受力模型. 标准模型基本假设为

1) 导弹和发射架本体均为刚体,导轨表面绝对平直、无振动、无推力偏心偏斜、无风干扰.

2) 导弹在约束段内沿导轨侧向和纵向的平动自由度和全部转动自由度都受到完全约束.

3) 前后支点处受到的支反力仅有垂直导轨向上的分量,推力和摩擦力均沿导轨向后.

4) 在导弹发射过程中,忽略气动力的影响.

标准模型中主要计算的是推力、重力、支反力和摩擦力及其对质心的力矩. 其中,重力和推力均过质心,力矩为零. 标准模型适用于各种类型的有轨发射.

舰载导弹发射的标准模型在基本假设的基础上,假定舰船作匀速直线运动,且姿态恒定. 则导弹受力满足以下关系.

在发射坐标系下,所有外力 $\boldsymbol{S}_i$ 的和均沿 x 方向.

$$\sum \boldsymbol{S}_i = m \cdot (\dot{v} \quad 0 \quad 0)^{\mathrm{T}} \tag{1}$$

所有外力 $\boldsymbol{S}_i$ 对质心的力矩和为 $\boldsymbol{0}$.

$$\sum \boldsymbol{r}_i \times \boldsymbol{S}_i = \boldsymbol{0} \tag{2}$$

初始时刻导弹质心速度 $\boldsymbol{v}_0$ 和姿态角 $\boldsymbol{\sigma}_0$ 为

$$\left.\begin{aligned} \boldsymbol{v}_0 &= \boldsymbol{v}_{s0} \\ \boldsymbol{\sigma}_0 &= \boldsymbol{\sigma}_{s0} + \boldsymbol{\chi}_s \end{aligned}\right\} \tag{3}$$

式中,$\boldsymbol{v}_{s0}$ 和 $\boldsymbol{\sigma}_{s0}$ 分别为舰船速度、姿态角;$\boldsymbol{\chi}_s$ 为发射架相对于舰船的安装角.

1.3 偏差模型

偏差模型是存在干扰的实际发射状态下,导弹受力相对于理想状态的模型.

为了分析导弹所受外力之间存在的相互作用关系,将导弹受力分为主动力和被动力两类. 主动力是导弹本体的惯性力或特征力,不受其他力的影响. 例如,重力和推力属于主动力. 被动力是由其他力变化导致的力. 例如:支反力、摩擦力属于被动力. 任意一个主动力的变化都会引起被动力的变化.

在此基础上,可以将被动力进一步细分,定义一级被动力为只受主动力影响的力,例如,支反力和气动力;定义二级被动力为直接受一级被动力影响的力,例如,摩擦力,它大小是由支反力决定的.

在标准模型中,若推力保持常值,则导弹受力基本是恒定的. 而存在干扰的情况下,力与力之间的影响主要体现在偏差传递上,如图2所示. 重力和推力的偏差分别会引起支反力的偏差,进而引起摩擦力的偏差.

总的支反力偏差中还有一部分来源于基座的运动、发射臂振动以及轨面不平度引起的惯性力,这部分偏差也会传递给摩擦力,引起摩擦力的偏差.

根据以上传递关系,导弹发射动力学仿真系

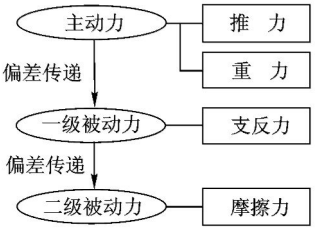


图 2　偏差传递关系

统中的偏差模型至少包含重力偏差、推力偏差、支反力偏差和摩擦力偏差 4 个部分.

每一部分分别计算相应的偏差力和对导弹质心的偏差力矩. 其中,支反力偏差还需要进一步细分,既有重力和推力传递的偏差,还要考虑发射臂振动、基座运动和导轨不平等引起的偏差.

本文建立的舰载导弹发射的偏差模型中,略去了重力偏差,因而只有 3 个部分:推力偏差、支反力偏差和摩擦力偏差.

1.3.1　推力偏差

推力偏差通常是由加工和装配公差引起,包括推力偏心距、偏心角等,如图 3 所示.

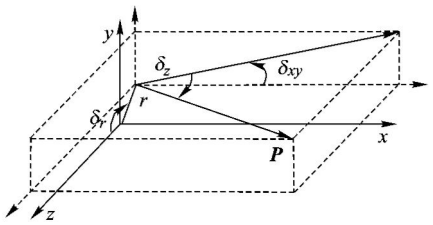


图 3　推力偏差角度定义

设推力的大小为标称值 P_{n},则理想情况下的推力在弹体坐标系下的分量为

$$\boldsymbol{P}_0 = (P_{\mathrm{n}} \quad 0 \quad 0)^{\mathrm{T}}$$

推力的力偏差为

$$\Delta\boldsymbol{P} = \begin{bmatrix} P_{\mathrm{n}}\cos\delta_z\cos\delta_{xy} - P_{\mathrm{n}} \\ P_{\mathrm{n}}\cos\delta_z\sin\delta_{xy} \\ P_{\mathrm{n}}\sin\delta_z \end{bmatrix} \tag{4}$$

推力的作用点路径偏差为

$$\Delta\boldsymbol{r}_{\mathrm{P}} = \begin{bmatrix} 0 \\ r\sin\delta_{\mathrm{r}} \\ r\cos\delta_{\mathrm{r}} \end{bmatrix} \tag{5}$$

则,推力的力矩偏差为

$$\Delta\boldsymbol{M}_{\mathrm{P}} = \Delta\boldsymbol{r}_{\mathrm{P}} \times \boldsymbol{P}_0 + \boldsymbol{r}_{\mathrm{P}} \times \Delta\boldsymbol{P} + \Delta\boldsymbol{r}_{\mathrm{P}} \times \Delta\boldsymbol{P} \tag{6}$$

1.3.2　支反力偏差

支反力偏差的来源包含推力偏差、发射臂振动、导轨不平度和基座运动. 推力偏差会直接引起支反力偏差. 而另外 3 项偏差来源首先引起导弹附加的运动,产生惯性力;然后将惯性力等效为作用在支点上的支反力,从而得到偏差.

发射臂振动、不平度以及基座运动引起导弹附加运动的数学模型在以往文献[1 -4]中均有详细介绍,此处主要介绍如何将偏差运动等效为支反力和力矩偏差.

1) 推力偏差的传递

当推力偏差存在时,根据导弹和发射架之间不脱离假设,支反力和推力必须满足沿 z 向平动约束和绕 y 轴的转动约束. 由此可知,由推力偏差引起的前支点支反力偏差在发射坐标系下 3 个分量为

$$\left.\begin{aligned} \Delta N^{\mathrm{E}}_{1,x} &= 0 \\ \Delta N^{\mathrm{E}}_{1,y} &= fd(|\Delta N^{\mathrm{E}}_{1,z}| + |\Delta N^{\mathrm{E}}_{2,z}|)/(l_1 + l_2) - \\ &\quad [\Delta M_{\mathrm{P},z} + \Delta P_y(l_2 + fd)]/(l_1 + l_2) \\ \Delta N^{\mathrm{E}}_{1,z} &= (\Delta M_{\mathrm{P},y} - \Delta P_z l_2)/(l_1 + l_2) \end{aligned}\right\} \tag{7}$$

后支点支反力偏差的 3 个分量为

$$\left.\begin{aligned} \Delta N^{\mathrm{E}}_{2,x} &= 0 \\ \Delta N^{\mathrm{E}}_{2,y} &= -fd(|\Delta N^{\mathrm{E}}_{1,z}| + |\Delta N^{\mathrm{E}}_{2,z}|)/(l_1 + l_2) - \\ &\quad [\Delta M_{\mathrm{P},z} + \Delta P_y(l_1 - fd)]/(l_1 + l_2) \\ \Delta N^{\mathrm{E}}_{2,z} &= -(\Delta M_{\mathrm{P},y} + \Delta P_z l_2)/(l_1 + l_2) \end{aligned}\right\} \tag{8}$$

式中,上标 E 表示由推力偏差引起;f 是导轨表面的摩擦力系数.

在支反力偏差模型中,均认为作用点路径不存在偏差,即 $\Delta\boldsymbol{r} = \boldsymbol{0}$.

前后支点作用点路径为

$$\boldsymbol{r}_{N_1} = (l_1 \quad d \quad 0)^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{r}_{N_2} = (-l_2 \quad d \quad 0)^{\mathrm{T}}$$

前后支点的支反力和力矩偏差的总和为

$$\left.\begin{aligned} \Delta\boldsymbol{N}_i &= \Delta\boldsymbol{N}_i^{\mathrm{E}} + \Delta\boldsymbol{N}_i^{\mathrm{V}} + \Delta\boldsymbol{N}_{i\infty}^{\mathrm{U}} + \Delta\boldsymbol{N}_i^{\mathrm{B}} \\ \Delta\boldsymbol{M}_{N_i} &= \boldsymbol{r}_{N_i} \times \Delta\boldsymbol{N}_i \end{aligned}\right\} \tag{9}$$

式中,V 表示发射臂振动;U 表示导轨不平度;B 表示基座运动;下标 i 取 1 为前支点,取 2 为后支点.

2) 振动引起偏差

在建立发射臂振动的支反力偏差模型时,将发射臂视为等截面的均质弹性悬臂梁,导弹为刚体.

已知某时刻导弹运动状态,可以根据运动约束求出当前作用在发射臂上的支反力. 然后根据悬臂梁的振动方程求出下一时刻发射臂上前后支点处的位移、速度和加速度. 最后计算出振动引起的等效支反力偏差,包括惯性力和科氏力.

惯性力等效为支反力偏差的计算方法如下:

$$\left.\begin{aligned}\Delta N_{1,x}^{\mathrm{IV}} &= 0\\ \Delta N_{1,y}^{\mathrm{IV}} &= m(\ddot{y}_1 l_2 + \ddot{y}_2 l_1)/(l_1 + l_2)^2 + J_z(\ddot{y}_1 - \ddot{y}_2)/(l_1 + l_2)\\ \Delta N_{1,z}^{\mathrm{IV}} &= m(\ddot{z}_1 l_2 + \ddot{z}_2 l_1)/(l_1 + l_2)^2 + J_y(\ddot{z}_1 - \ddot{z}_2)/(l_1 + l_2)\end{aligned}\right\} \tag{10}$$

$$\left.\begin{aligned}\Delta N_{2,x}^{\mathrm{IV}} &= 0\\ \Delta N_{2,y}^{\mathrm{IV}} &= m(\ddot{y}_1 l_2 + \ddot{y}_2 l_1)/(l_1 + l_2)^2 - J_z(\ddot{y}_1 - \ddot{y}_2)/(l_1 + l_2)\\ \Delta N_{2,z}^{\mathrm{IV}} &= m(\ddot{z}_1 l_2 + \ddot{z}_2 l_1)/(l_1 + l_2)^2 - J_y(\ddot{z}_1 - \ddot{z}_2)/(l_1 + l_2)\end{aligned}\right\} \tag{11}$$

式中，m 是导弹质量；x，y，z 分别为前后支点在发射坐标系中的位置坐标，上标 IV 表示振动影响中惯性力的部分.

科氏力等效为支反力偏差的计算公式：

$$\left.\begin{aligned}\Delta N_{1,x}^{\mathrm{CV}} &= 0\\ \Delta N_{1,y}^{\mathrm{CV}} &= -2m(\dot{y}_2 - \dot{y}_1)v_x l_2/(l_1 + l_2)^2\\ \Delta N_{1,z}^{\mathrm{CV}} &= -2m(\dot{z}_2 - \dot{z}_1)v_x l_2/(l_1 + l_2)^2\end{aligned}\right\} \tag{12}$$

$$\left.\begin{aligned}\Delta N_{2,x}^{\mathrm{CV}} &= 0\\ \Delta N_{2,y}^{\mathrm{CV}} &= -2m(\dot{y}_2 - \dot{y}_1)v_x l_1/(l_1 + l_2)^2\\ \Delta N_{2,z}^{\mathrm{CV}} &= -2m(\dot{z}_2 - \dot{z}_1)v_x l_1/(l_1 + l_2)^2\end{aligned}\right\} \tag{13}$$

式中，v_x 为导弹质心速度沿发射坐标系 x 轴的分量；上标 CV 表示振动影响中科氏力的部分.

最后将部分叠加，则振动引起的支反力偏差为

$$\Delta \boldsymbol{N}_i^{\mathrm{V}} = \Delta \boldsymbol{N}_i^{\mathrm{IV}} + \Delta \boldsymbol{N}_i^{\mathrm{CV}} \tag{14}$$

3）不平度引起偏差

轨面不平度通常采用一个波纹函数来进行描述. 波纹函数由幅值 h 和参考长度 λ 决定.

$$f(x) = \frac{1}{2}h\left(1 - \cos\frac{2\pi x}{\lambda}\right) \tag{15}$$

考虑沿发射坐标系 y 向导轨存在不平，则由该波纹函数可以确定导弹相对于平直导轨状态的俯仰角速度偏差和质心加速度偏差.

$$\Delta\ddot{\theta} = \dot{v}_x\frac{f'(x_c + l_1) - f'(x_c - l_2)}{l_1 + l_2} + v_x^2\frac{f''(x_c + l_1) - f''(x_c - l_2)}{l_1 + l_2} \tag{16}$$

$$\Delta\dot{v}_y = \dot{v}_x f'(x_c - l_2) + f''(x_c - l_2)v_x^2 + l_2\Delta\ddot{\theta} \tag{17}$$

式中，x_c 是导弹质心的位置坐标；v_y 为导弹质心速度沿发射坐标 y 轴的分量.

将相应的惯性力和惯性力矩等效为支反力以及力矩偏差，有

$$\Delta N_y^{\mathrm{U}} = -m\dot{v}_y \tag{18}$$

$$\Delta M_z^{\mathrm{U}} = -J_z\Delta\ddot{\theta} \tag{19}$$

此处给出的力和力矩偏差均是前后支点的合成. 若沿 z 向也存在不平，且两个方向不平度均较小时，可以分别计算等效支反力偏差，再进行叠加.

4）基座运动引起偏差

舰船的质心运动加速度为 $\boldsymbol{a}_s$，绕质心的角速度为 $\boldsymbol{\omega}_s$. 由于海浪、海风的影响，这些量均为随机产生. 但对于一次发射过程，发射时间很短，可以认为在这一次发射过程中，以上参数是不变.

由舰船运动引起的导弹质心牵连加速度为

$$\boldsymbol{a}_R = \boldsymbol{a}_s + \boldsymbol{\omega}_s \times (\boldsymbol{\omega}_s \times \boldsymbol{r}_s) \tag{20}$$

式中，$\boldsymbol{r}_s$ 为导弹质心到舰船质心的路径矢量.

同时，舰船运动还会引起科氏加速度.

$$\boldsymbol{a}_C = 2\boldsymbol{\omega}_s \times \boldsymbol{v}_r \tag{21}$$

式中，$\boldsymbol{v}_r$ 为导弹质心相对于舰船质心的运动速度.

最后将两部分加速度等效为支反力偏差.

$$\Delta \boldsymbol{N}^{\mathrm{B}} = m(\boldsymbol{a}_R + \boldsymbol{a}_C) \tag{22}$$

此处给出的力偏差是前后支点的合成.

1.3.3 摩擦力偏差模块

在偏差模型中，假设摩擦力作用点路径不存在偏差，且与支反力相同. 则摩擦力偏差由支反力的偏差和作用点路径决定.

在发射坐标系下，摩擦力和力矩偏差为

$$\left.\begin{aligned}\Delta \boldsymbol{F}_i &= f\cdot(0 \quad \Delta N_{i,y} \quad |\Delta N_{i,z}|)^{\mathrm{T}}\\ \Delta \boldsymbol{M}_{F_i} &= \boldsymbol{r}_{N_i} \times \Delta \boldsymbol{F}_i\end{aligned}\right\} \tag{23}$$

式中，f 是动摩擦系数；下标 y 和 z 分别表示对应方向的分量.

2 仿真系统方案

根据以上动力学模型，舰载导弹发射动力学仿真系统方案如图 4 所示. 整个仿真系统由 3 大部分构成：标准模型、偏差模型以及运动状态求解器.

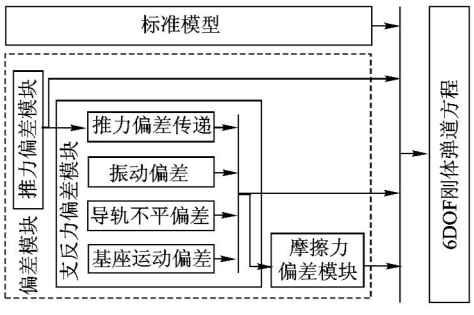


图 4 舰载导弹发射仿真系统方案

标准模型输出理想发射状态下导弹受到的力和力矩，而偏差模型中包含了多项不同干扰的子

模块,输出的均为偏差力和力矩,运动状态求解器为通用的六自由度刚体运动方程. 将前两部份的合力、合力矩输入到运动状态求解器中,即可求得导弹实际的运动状态. 各模型以及子模块之间的数据交换通过数据总线实现.

仿真系统的搭建基于 MATLAB/Simulink 平台. 在实际的 Simulink 模型中还需要增加一些辅助功能模块,如大气模型、参数输入、离轨判断等.

3　仿真与分析

本文参照美国小猎犬系列(RIM-2)舰空导弹的性能参数进行了仿真分析. 计算了发射臂振动、推力偏心、导轨不平、舰船运动等干扰存在的情况下,导弹离轨瞬时的弹道倾角偏差、俯仰角偏差和俯仰角速度. 分析了不同干扰因素随特征参数变化时,对初始扰动的影响. 最后根据干扰因素的统计规律,给定相应的概率分布函数,进行了数值打靶实验.

设定导弹质量 1 200 kg,推力 240 kN. 导弹几何参数设置如表 1 所示. 其中 l_4 是导弹质心到舰船质心的距离.

表 1　导弹几何参数设置

参数	l_0/m	l_1/m	l_2/m	R/m	l_4/m	θ_0/(°)
数值	2	1.5	1.5	3.5	15	45

若不考虑任何干扰因素的影响,且舰船完全静止的情况下,导弹离轨瞬时的弹道倾角和俯仰角为 45°,俯仰角速度为 0.

3.1　发射臂振动的影响

发射臂振动对初始扰动的影响如图 5 所示,影响发射臂振动振幅的主要特征参数是截面的等效抗弯刚度.

随着抗弯刚度 EI 的增大,导弹离轨瞬时的弹道倾角偏差、俯仰角偏差均逐渐减小,而俯仰角速度的变化则是先增大,在 $EI=90\ \text{kN}\cdot\text{mm}^2$ 附近逐渐减小. 总体而言,发射臂的等效抗弯刚度达到 $70\ \text{kN}\cdot\text{mm}^2$ 时(相当于采用 45 号钢,长宽均为 22 cm,厚度约为 5 mm 的矩形框架截面),单纯由振动引起的初始扰动很小,不超过 10^{-2} 量级.

3.2　推力偏心的影响

支反力是引起发射臂振动的直接作用力. 推力偏心的存在会使得支反力改变,从而引起振动的变化,最终影响初始扰动.

如图 6 所示,导弹纵向平面内推力偏心角δ'_{xy}的大小,从 −20′变化到 +20′;推力偏心角 δ_{xy}从 −20′变化到 −15′时,弹道倾角和俯仰角的偏差为正,且呈线性减小;从 −15′到 +20′,偏差为负,绝对值逐渐增大. 俯仰角速度也有相同的变化趋势. −15′偏心角附近恰好构成一个平衡区,使得推力偏心能够抑制振动的影响. 尽管向下的偏心角会产生一个向下的力分量,使支反力的总和增大;但这个向下的力分量对质心构成一个抬头力矩,使得前支点支反力减小,而后支点支反力增大,发射臂受力向固定端集中,变形程度减小. 当前支点的支反力减小到 0 甚至出现反向时,导弹离轨时的角度就会出现正偏差.

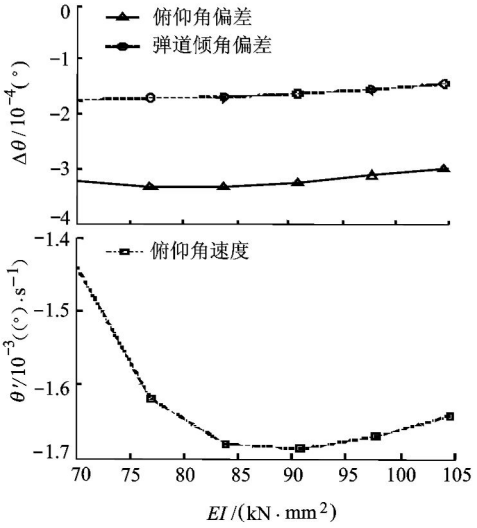


图 5　发射臂振动对初始扰动的影响

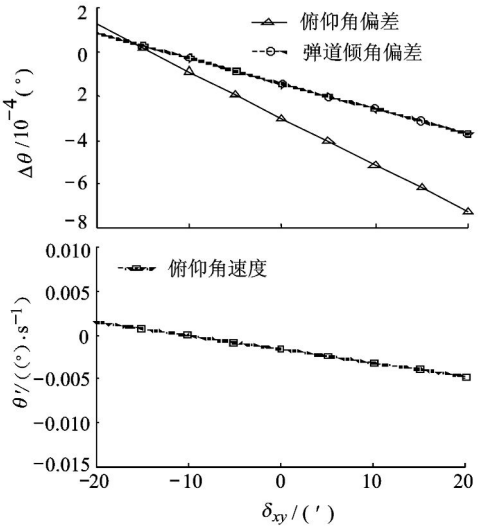


图 6　推力偏心对初始扰动的影响

3.3　导轨不平的影响

描述导轨不平度的特征参数有参考长度和幅值. 在一个参考长度内,轨面最高点与最低点的差即为幅值. 幅值的大小直接影响初始扰动. 仿真时设置的参考长度为 2 m.

图 7 是 y 向幅值从 1 mm 增加到 2 mm 时,角度偏差和角速度的变化. 3 个状态参数均呈现出

绝对值线性增大的趋势. 其中弹道倾角偏差的大小从0.03°增大到了0.06°,而俯仰角速度的大小从1.6(°)/s增加到了3.2(°)/s. 由此可知,幅值的变化主要引起弹道倾角和俯仰角速度的变化.

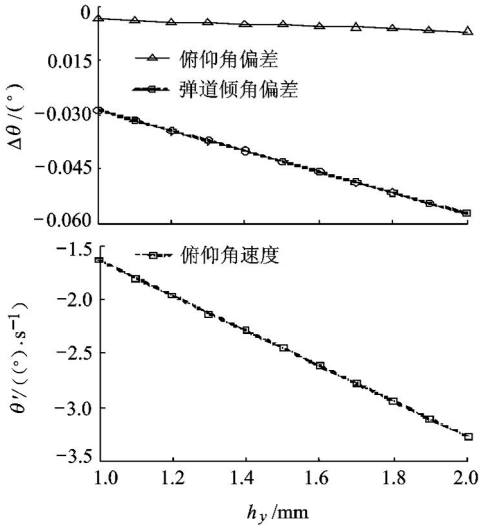


图7 导轨不平对初始扰动的影响

3.4 舰船运动的影响

舰船运动包括了前退、升沉、横荡、纵摇、艏摇、横摇共6种形式. 船速和纵摇对导弹纵向平面内的运动影响最大.

1) 船速的影响

舰船匀速运动时进行发射,初始弹道倾角不等于发射角,初始扰动的偏差是指俯仰角和弹道倾角相对于标准状态的偏差,而不是相对于发射角的偏差.

船速和导轨不平共同存在时,随着船速的增加,两个角度偏差以及俯仰角速度均呈现出周期性振荡增大的趋势. 俯仰角和弹道倾角的偏差大致相差半个周期,而俯仰角偏差的增大速度明显快于弹道倾角偏差. 俯仰角速度的变化幅度最大. 由于船速对初始扰动的这种周期性影响,使得在较高船速下进行发射成为可能. 如图8所示,V_s = 9 m/s时,弹道倾角偏差仅有 -0.01(°),而俯仰角速度仅有0.38(°)/s

2) 纵摇的影响

舰船的纵摇运动直接决定了导弹纵向平面内的运动.

如图9所示,舰船的纵摇运动对弹道倾角偏差的影响是随着纵摇角速度绝对值的增大而减小的. 纵摇角速度的存在,使得导弹在初始时刻就存在纵向速度分量,引起弹道倾角偏差,随着质心速度的增大,弹道倾角偏差减小. 因而弹道倾角在纵摇角速度 θ'_s 非常接近零时,弹道倾角偏差达到最

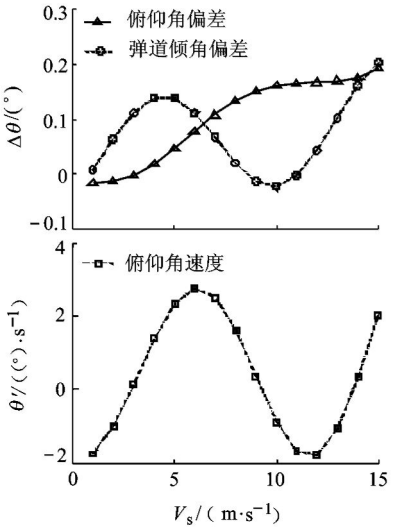


图8 船速和导轨不平的共同影响

大. θ'_s = -0.1(°)/s 时,弹道倾角偏差为1.86°. θ'_s 为负值时,弹道倾角偏差为正,这是由于导弹发射架安装在船体的后部,船体向下转动时,导弹的运动反而向上. 俯仰角偏差的大小恰为舰船在发射过程中转过的角度.

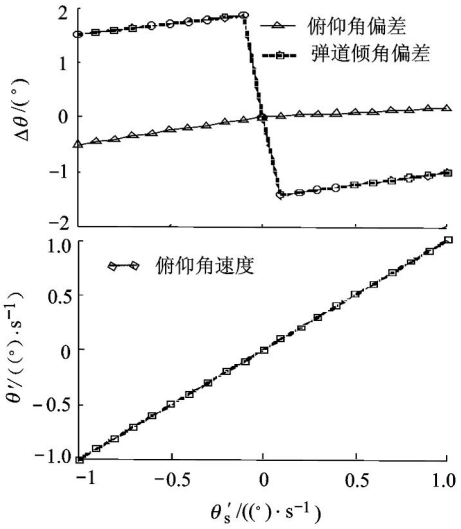


图9 纵摇对初始扰动的影响

3.5 数值打靶统计分析

推力偏心、导轨不平、舰船摇晃,这一类干扰的大小通常是不可直接测量的,且有很大的随机性. 根据统计规律,这些干扰的分布通常表现为均值为0的正态分布. 其标准差的选取可以根据加工装配的公差要求确定,或者根据经验进行估计.

在进行数值打靶实验时,选取了推力偏心角 δ_{xy},y 向幅值 h_y 和舰船的纵摇角速度 θ'_s 作为干扰源,其概率分布函数如表2所示. 其中,幅值的定义要求必须为正值,因而对概率分布函数取绝对值. 各分布函数的标准差是取前几节仿真参数的最大值为95%置信区间得到的.

表 2　干扰的概率分布函数

干扰源	概率分布函数
$\delta_{xy}/(')$	$N(0,(20/1.96)^2)$
h_y/mm	$\lvert N(0,(2/1.96)^2)\rvert$
$\theta_s'/((^\circ)\cdot s^{-1})$	$N(0,(1/1.96)^2)$

一次打靶实验时,首先利用正态分布随机函数产生干扰源,然后检验离轨点参数是否满足命中要求. 本文规定命中要求为同时满足以下 3 个条件:①弹道倾角偏差小于 1°;②俯仰角偏差小于 2°;③俯仰角速度小于 2(°)/s.

5000 次数值打靶实验结果如图 10 所示. 命中点分布集中在均值附近;在远离均值处也有少量命中点存在. 这与干扰源本身的正态分布是一致的. 整体而言,当干扰源满足表 2 的概率分布函数时,命中概率为 93.86%.

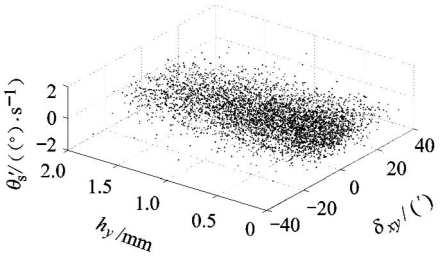


图 10　数值打靶实验命中点分布

4　结　论

本文通过对某舰载导弹,采用基于偏差模型的发射动力学仿真系统,仿真了导弹的发射过程,有效地进行了偏差分析,得出如下结论:

1) 发射臂截面的等效抗弯刚度在 70 kN·mm^{2}以上时,振动引起的初始扰动非常小. 但若同时存在推力偏心,振动引起的初始扰动会随推力偏心角线性变化,当推力偏心角为 −15′ 时,恰能抑制振动的影响.

2) 存在导轨不平的情况下,不平度的幅值主要引起弹道倾角和俯仰角速度的变化. 若同时舰船有向前的匀速运动,初始扰动则周期性振荡增大,当船速为 9 m/s(17.5 kn)时,恰能使得这两项偏差最小.

3) 舰船的纵摇运动对弹道倾角偏差的影响随着纵摇角速度绝对值的增大而减小. 在纵摇角速度非常接近 0 时,弹道倾角偏差达到最大. 纵摇角速度为 −0.1 °/s 时,弹道倾角偏差达到 1.86°.

4) 5000 次数值打靶实验表明,在文中给定的干扰概率分布条件下,由离轨点参数确定的命中概率达到 93.86%.

参考文献 (References)

[1] Dziopa Z, Krzysztofik I, Koruba Z. An analysis of the dynamics of a launcher-missile system on a moveable base[J]. Bulletin of the Polish Acedemy of Sciences: Technical Sciences, 2010, 58(4): 645 – 650

[2] 张有济. 战术导弹飞行力学设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1998
Zhang Youji. Design of tactical missile flight dynamics[M]. Beijing: Aerospace Press, 1998(in Chinese)

[3] 姚昌仁,唐国梁. 火箭导弹发射动力学[M]. 北京: 北京工业学院出版社,1987
Yao Changren, Tang Guoliang. Launching dynamics for rockets and missiles[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 1987(in Chinese)

[4] 薛明旭. 战术导弹发射动力学与仿真[D]. 西安: 西北工业大学航天学院,2004
Xue Mingxu. Launch dynamics of tactical missile and simulation [D]. Xian: College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, 2004(in Chinese)

[5] 陈进宝,张晓今,张管飞. 地空导弹发射动力学建模与仿真研究[J]. 弹箭与制导学报 2010, 30(1): 65 – 67
Chen Jinbao, Zhang Xiaojin, Zhang Guanfei. Research on launch dynamics modeling and simulating for surface-to-air missile[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2010, 30(1): 65 – 67(in Chinese)

[6] 赵军民,何亚娟. 基于 MATLAB/Simulink 的弹道仿真模块化设计[J]. 弹箭与制导学报 2007, 27(1): 147 – 149
Zhao Junmin, He Yajuan. The incorporate simulation of the missile trajectory based on MATLAB/simulink[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2007, 27(1): 147 – 149(in Chinese)

(编　辑:张　嵘)