

弹架间隙对导弹发射扰动的影响特性研究^{*}

何泽鹏¹ 张雁^{2†} 赵良玉¹ 傅德彬¹ 李云峰³

(1.北京理工大学 宇航学院,北京 100081)(2.中国空间技术研究院 钱学森空间技术实验室,北京 100094)

(3.吉林江机特种工业有限公司 技术部,吉林 132021)

摘要 针对火箭导弹发射过程中弹架间隙产生的初始扰动问题,提出随机扰动激励与多体动力学相结合的计算方法.该方法以多体动力学为基础,建立能够模拟导弹与发射架相互作用的动力学模型,将赫兹碰撞接触算法、随机过载模型与多体动力学模型相耦合,可计算获得初始扰动的响应参数.通过对含发射架的导弹实例分析,结果表明:此耦合模型能够有效模拟弹架间隙对导弹发射扰动的影响状态;导弹弹体支脚与发射架间的间隙过大,会导致导弹在发射过程中(离轨前)产生较大的随机扰动力,使得弹体在离轨后的Y向和Z向的姿态产生较大偏差,在发射离轨后产生较大的散布效应.该方法可为研究弹架间隙对发射扰动的影响提供有效的参考,也可以为同类导弹初始扰动的分析提供借鉴.

关键词 弹架间隙, 发射扰动, 随机过载, 多体系统动力学

DOI: 10.6052/1672-6553-2020-075

引言

长期以来,火箭导弹发射扰动问题受到广泛关注.尤其针对如今的导弹发射系统,根据实际装配需要,在设计弹体与发射箱/架的装配时,总会保留一定的配合间隙,该间隙会导致弹体在发射过程中产生恶性扰动,给发射安全性带来隐患,严重影响弹体离轨和出筒后的自动控制.因此,弹架间隙对发射扰动影响的探究分析成为亟需的研究课题.

早期,文献[1]建立了带有间隙的弹性机构数学模型,并推导了运动动力学方程,以此来确定机械在有间隙情况下的动力学响应.文献[2]基于运动学分析提出了三类间隙影响的理论分析方法,而后与多体动力学软件ADAMS的仿真结果进行对比与分析,结果可满足实际工程间隙超差影响分析的需求.文献[3]采用混合方法,建立了沿柔性发射装置推进的旋转火箭的耦合动力学方程,以获得系统的瞬态动力学响应.骆连珍等^[4,5]通过建立炮弹的多体动力学运动模型,研究发射装置的振动和炮弹间隙对火箭弹产生的初始扰动影响.文献[6]通过建立一种含摩擦碰撞的模型,探究了间隙绞对机动武器的发射系统的影响.文献[7]开发服从正态分

布的随机间隙模型子程序,基于动力学仿真模型,计算随机性间隙对导弹发射系统的影响.文献[8]通过建立舰载导弹垂发系统的动力学仿真模型,研究了装配间隙参数对系统的影响.文献[9]采用物理模型和软件分析方法研究发射装置液压缸振动、发射仰角和弹架配合间隙等因素对火箭发射扰动的影响.文献[10]采用有限元法分析了相关参数对弹丸起始扰动的影响规律,并对火炮结构参数的影响程度进行灵敏度分析.

本文针对含发射架的导弹在发射过程中,弹架间隙对其发射扰动的影响问题,提出了随机扰动激励与多体动力学相结合的计算方法.该方法以多体系统动力学为基础,建立能够模拟导弹与发射架相互作用的发射动力学模型,并将赫兹碰撞接触算法、随机过载的模型与多体动力学模型相耦合,从而计算获得初始扰动响应的参数.并以某导弹为实例,建立其耦合模型,对计算结果进行了详细分析.该方法可为以后相关的弹架间隙扰动问题,提出新的参考依据.

1 发射动力学模型分析

1.1 多刚体动力学模型

对于含 N 个刚体作空间运动的多刚体系统,取

2019-10-14 收到第1稿,2019-11-25 收到修改稿.

^{*} 国家自然科学基金资助项目(11532002和11202023)

[†] 通讯作者 E-mail: zhangyan@qxslab.cn

定一个惯性参考基 e 和每个刚体的连体基 e^i ,质心相对于惯性基的坐标 (x_i, y_i, z_i) 与连体基相对于惯性基的欧拉四元数 $(\lambda_{0i}, \lambda_{1i}, \lambda_{2i}, \lambda_{3i})$ 构成描述刚体 β_i 的笛卡尔坐标阵^[11-15]为:

$$q_i = (x_i, y_i, z_i, \lambda_{0i}, \lambda_{1i}, \lambda_{2i}, \lambda_{3i})^T \pi \quad (1)$$

则对于该含 N 个刚体组成的系统,每个刚体用上述式(1)描述位形,描述整个多体系统位形的坐标总数为 $7N$ 个.引入拉格朗日乘子,推导得到整个系统的动力学方程可得

$$\begin{cases} Z_1 \ddot{q} + \Psi_q^T \sigma = Z_2 + Z' \\ \Psi \equiv \Psi(q, t) = 0 \end{cases} \quad (2)$$

其中, Z_1 为广义质量阵, Z_2 为力阵, Z' 为惯性力阵, $\sigma = (\sigma_1 \cdots \sigma_s)^T$ 为约束方程对应的拉格朗日乘子阵.

1.2 赫兹碰撞模型

发射过程中,发射装置与弹体之间、发射装置与平台或地面之间,除传统约束外,往往还包含大量的接触关系,而这些接触关系和状态,又是引起发射扰动的主要因素之一.在研究模型中,利用运动副模拟物体间的相互约束关系,利用基于碰撞函数的接触算法^[16-18]模拟接触关系,如图1所示.

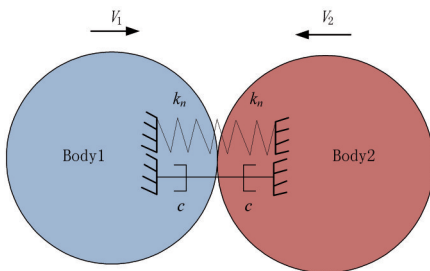


图1 碰撞接触模型

Fig.1 Collision contact model

上述碰撞模型的接触力计算公式可表示为:

$$F_n = k_n \times \delta^e + c \times \dot{\delta} \quad (3)$$

其中, F_n 为法向接触力, k_n 为刚体的刚度, δ 为碰撞物体变形量, e 为物体的渗透指数, c 为阻尼系数, $\dot{\delta}$ 为两个物体的相对速度.

1.3 随机过载模型

为满足装配要求,弹架配合通常留有一定的间隙,如图2所示.在发射过程中,弹架配合间隙同样是引起初始扰动的重要因素.由于在实际火箭弹在发射过程中,在不可确定因素的影响下,火箭弹的支脚与发射架之间的作用力也不尽相同,为模拟发射约束段定向导轨与弹上滑块间的配合间隙作用,并更好地模拟火箭弹在发射过程中的真实情况,因此引入随机过载模型^[19-21],在多体动力学模型中将

受间隙尺寸影响的随机扰动力作用在弹体上,并通过接触状态模拟随机扰动作用下的弹架动态响应.

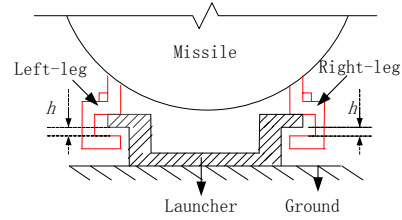


图2 导轨与定向件的配合间隙

Fig.2 The fit clearance between the guide rail and the directional part

作用于弹体的随机过载表示为:

$$n_y = A(h) \times R(t) \quad (4)$$

其中, $A(h)$ 为与间隙尺寸有关的过载幅值, $R(t)$ 为取值范围在0和1之间的随机数.

过载幅值采用下式计算:

$$A(h) = -\frac{2\pi^2}{g} \times \frac{h}{\lambda^2} \times v_1^2 \approx -2 \frac{h}{\lambda^2} \times v_1^2 \quad (5)$$

其中, h 为弹体支脚与发射架之间的配合间隙, λ 为导轨平度的波长, v_1 为弹体速度, g 为重力加速度.

1.4 气动力与气动力矩模型

依据参考文献[22]和参考文献[23],本文中的气动力与气动力矩模型采用转换后弹体坐标 $Ox_1y_1z_1$ 下的气动力与气动力矩,具体如下.

在弹体坐标系下的气动力为:

$$\begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} = L(\dot{\gamma}t) \left\{ L(\alpha^*, \beta^*) \begin{bmatrix} X^* \\ Y^* \\ Z^* \end{bmatrix} \right\} = \begin{bmatrix} M \\ N \cos(\dot{\gamma}t) + O \sin(\dot{\gamma}t) \\ -N \sin(\dot{\gamma}t) + O \cos(\dot{\gamma}t) \end{bmatrix} \quad (6)$$

其中, X^* 、 Y^* 和 Z^* 分别为准速度坐标系下的阻力、升力和侧向力, α^* 为准攻角, β^* 为准侧滑角, $\dot{\gamma}$ 为滚

转角, $L(\dot{\gamma}t) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\dot{\gamma}t) & \sin(\dot{\gamma}t) \\ 0 & -\sin(\dot{\gamma}t) & \cos(\dot{\gamma}t) \end{bmatrix}$,

$$L(\alpha^*, \beta^*) = \begin{bmatrix} \cos\alpha^* \cos\beta^* & \sin\alpha^* & -\cos\alpha^* \sin\beta^* \\ -\sin\alpha^* \cos\beta^* & \cos\alpha^* & \sin\alpha^* \sin\beta^* \\ \sin\beta^* & 0 & \cos\beta^* \end{bmatrix},$$

$$O = (\sin\beta^*)X^* + (\cos\beta^*)Z^*,$$

$$M = (\cos\alpha^* \cos\beta^*)X^* + (\sin\alpha^*)Y^* - (\cos\alpha^* \sin\beta^*)Z^*,$$

$$N = (-\sin\alpha^* \cos\beta^*)X^* + (\cos\alpha^*)Y^* + (\sin\alpha^* \sin\beta^*)Z^*$$

在弹体坐标系下,弹体承受的力矩可由准弹体

坐标系下的力矩的关系式获得:

$$\begin{bmatrix} M_{x_1} \\ M_{y_1} \\ M_{z_1} \end{bmatrix} = L(\dot{\gamma}t) \begin{bmatrix} M_{x_4} \\ M_{y_4} \\ M_{z_4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{x_4} \\ M_{y_4} \cos(\dot{\gamma}t) + M_{z_4} \sin(\dot{\gamma}t) \\ -M_{y_4} \sin(\dot{\gamma}t) + M_{z_4} \cos(\dot{\gamma}t) \end{bmatrix} \quad (7)$$

在分析计算过程中,主要利用多体动力学软件 Adams 进行求解.而多刚体动力学模型是 Adams 的理论模型,将赫兹碰撞模型、随机过载模型和气动力与气动力矩模型以公式计算的方式引入其中,建立其耦合动力学模型并进行求解计算.

2 基于含发射架的导弹实例分析

2.1 实例模型及参数

基于上述的基础理论,利用多体动力学软件 ADAMS,对含发射架的导弹发射系统进行如下耦合模型的建立.其多体动力学简化模型包括:地面、发射架导轨、弹体支脚和弹体四部分,各部件间的约束关系如图3.其中,图中的坐标系 OXYZ 为地面坐标系.

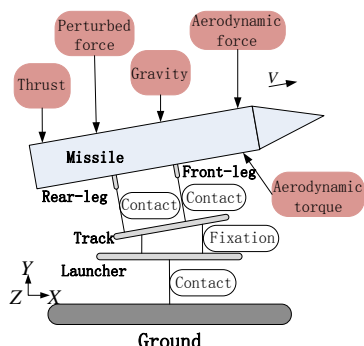


图3 导弹发射系统的多体动力学简化模型

Fig.3 The simplified multibody dynamic model of a missile launching system

在计算模型中,以地面坐标系为全局坐标系,并在弹体质心位置建立多个局部坐标系,弹体上的局部坐标系方向与弹体坐标系相同.所有坐标系均为右手坐标系.该弹体的质量为 11.7kg,弹体的赤道转动惯量为 0.032kg·m²,极转动惯量为 0.318kg·m²,弹长 1m,质心位于距弹头 640mm 的轴线上,发射轨的有效长度为 200mm,发射角度为 6°,发射前已将弹体放置在导轨上,并采用同时离轨方案,且弹体在离轨飞行中适当考虑了气动载荷作用的影响.

其中的同时离轨^[23]方案如下图4所示,图中 Rear-leg 表示火箭弹的后支脚,Front-leg 表示火箭弹的前支脚,Launcher 表示发射架,图4中的(a)为

火箭弹在发射轨道上,此时前后支脚在轨,图4中的(b)为火箭弹在离开发射轨道,此时前后支脚离轨.由于发射轨道的前后端上下距离不同,前端距离短,后端距离长,而火箭弹的前后支脚的距离也是前端距离短,后端距离长,以保证火箭弹在离轨时前后支脚同时离开发射轨道.

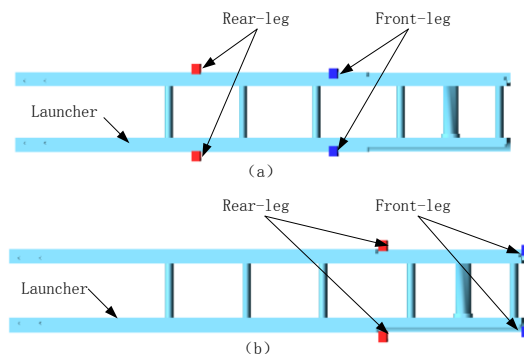


图4 同时离轨示意图

Fig.4 An illustration of simultaneous derailment

计算用到的接触参数设置与参考文献[7]相同,发生过程与文献[22]中相同,并且只考虑发射约束段和无控飞行段,约束段指弹体在轨阶段,无控飞行段为弹体离轨后至飞行 0.6s 时间内.

2.2 弹道计算典型响应

设置模型中的弹架间隙为 1mm,通过对上述导弹发射耦合模型的求解计算,获得了以下典型的动力学响应,具体分析如下.

(1) 弹架间接触力分析

图4表示发射过程中导弹支脚与导轨间的接触作用力,其中包含左后、左前、右后、右前支脚与到导轨间的接触力.从图中可以看出,由于本文中的导弹发射模型采用同时离轨方案,四个支脚接触力持续时间均为 0.0414s 左右,表明前后支脚同时离开了定向导轨.又因为弹体受支脚与导轨间的间隙和碰撞作用,弹体支脚与导轨间的作用力呈振荡变化趋势,并且四个支脚受到的最大作用力为 710N.

(2) 弹体飞行姿态分析

图5给出发射 2s 内弹体俯仰角、弹道倾角和准攻角变化曲线.点火初期,由于弹体轴向速度很低,支脚与导轨接触力引起的 Y 向速度相对较大,弹体姿态角出现瞬时震荡,但对后续计算结果影响很小;随着弹体轴向速度增加,初始俯仰角和弹道倾角稳定在 5°到 7.5°之间,初始攻角为零;弹体离轨后,俯仰角先逐渐增加,在受重力产生的弹体下沉速度影响下,弹体弹道倾角逐渐减小,准攻角快速

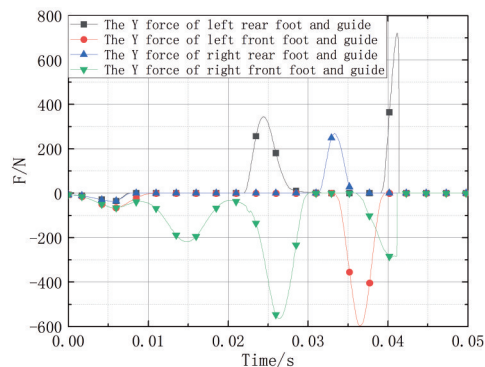


图5 弹体支脚与导轨间的接触力曲线

Fig.5 The contact force curve between the projectile and the guide rail

增加至 1.9° 左右;此后由于弹体受到气动载荷的作用,弹体俯仰角和准攻角先逐渐减小后增加,在一定范围内成波动变化,弹道倾角也先增加后减小,在一定范围内成波动变化。

整个考察时间范围内,准攻角与弹道倾角之和等于俯仰角,与理论状态一致,且符合实验数据,表明模型响应是合理的。

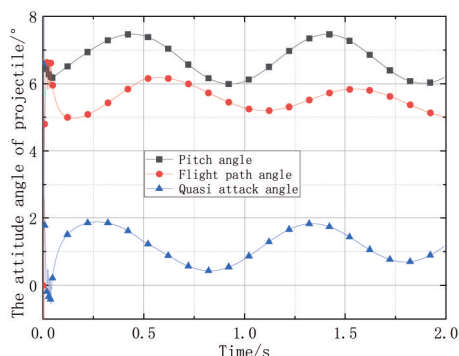


图6 俯仰角、弹道倾角及准攻角的变化曲线

Fig.6 The variation curve of pitch angle, flight path angle and quasi attack angle

3 不同间隙作用对弹体飞行的影响

3.1 不同间隙对弹体飞行姿态的影响

为探究弹架间隙对火箭、导弹发射过程中的扰动响应作用,在上述多体动力学模型基础上,分别设置弹架间隙为0.2mm、0.4mm、0.6mm、0.8mm、1.0mm和1.2mm,求解获得不同弹架间隙对弹体飞行姿态作用的影响.根据实际情况,弹体在0.041s时刻离轨,在0.6s时刻开始起控,因此在后续分析中,注重分析0.6s前弹体在无控飞行段的飞行姿态。

(1)不同间隙对弹体飞行俯仰角的影响

图7表示在不同弹架间隙作用下弹体的俯仰角变化曲线图.由图可知:弹体在离轨前,受到扰动

力影响作用,使得弹体的俯仰角在初始离轨段有着较大的波动变化;当弹体在离轨后,弹体在推力偏心和外激励作用的影响下,俯仰角呈现先增加后减小的波动变化趋势;随着弹架间隙增加,导轨与弹体支脚间产生的扰动力越大,弹体的俯仰角会随着弹架间隙的增加而减小,当弹架间隙从0.2mm变化到1.2mm时,俯仰角在0.48s时的最大差值为 3.93° 。

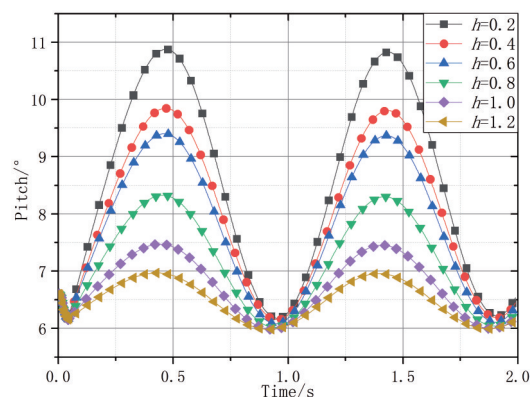


图7 不同间隙下弹体俯仰角变化曲线

Fig.7 The variation curve of pitch angle of projectile body with different clearance

(2)不同间隙对弹体飞行攻角的影响

图7是在不同弹架间隙作用下弹体的攻角变化曲线图.由图可知:随着弹架间隙的增加,弹体在离轨前受到的扰动力较大,使得弹体的攻角在初始段出现较大的波动变化;弹体离轨后,在推力和自身外激励的影响作用下,弹体的攻角呈先增加的趋势,后由于推力撤去,攻角逐渐减小;弹体在离轨后,由于间隙扰动力影响的后续效应存在,弹架间隙越大,攻角反而越小,在0.6s时刻,攻角的最大差值为 1.89° 。

(3)不同间隙对弹体飞行弹道倾角的影响

图8是在不同弹架间隙作用下弹体的弹道倾角

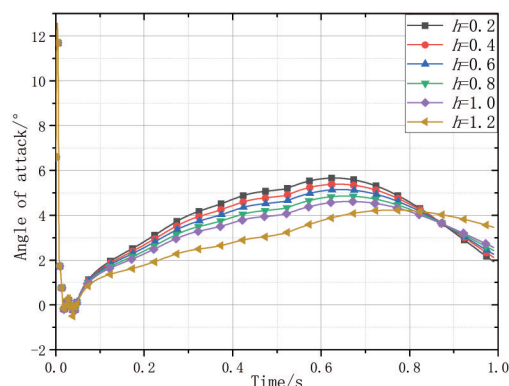


图8 不同间隙下弹体攻角变化曲线

Fig.8 The variation curve of attack angle of projectile body with different clearance

变化曲线图.由图可知:随着弹架间隙的增加,弹体在离轨前受到的扰动力较大,使得弹体的弹道倾角在初始段出现较大的波动变化;弹体离轨后,在推力和外激励的影响作用下,弹体的弹道倾角呈先增加后平稳的变化趋势;随着弹架间隙增加,弹道倾角反而越小,且弹架间隙在1.0mm以上,弹道倾角基本不变,在0.6s时刻,弹道倾角的最大差值为 2.38° .

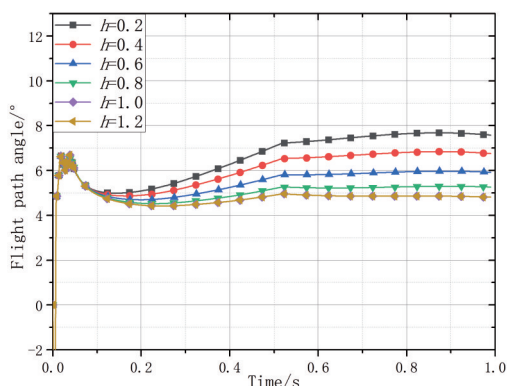


图9 不同间隙下弹体弹道倾角变化曲线

Fig.9 The variation curve of flight path angle of the projectile body with different clearances

由此可知:弹架间隙的大小对弹体的飞行姿态有着较大的影响作用,弹架间隙越大,会使得弹体的飞行俯仰角和攻角减小,飞行轨迹减低,易出现弹体掉落的现象.

3.2 弹道计算典型响应

由于弹体在0.6s时刻开始受到控制,因此这里注重分析弹体在此时刻的飞行姿态及飞行位置.

(1)不同间隙下弹体在0.6s时刻的飞行姿态

图9表示的是在不同间隙下,弹体在0.6s时刻时的飞行姿态.其中,Pitch表示弹体的俯仰角;Alpha攻角表示弹体的攻角;Bata表示弹体的侧滑角,横坐标H表示弹架间隙的大小.从图中可知,随着弹架间隙的增加,弹体在0.6s时刻的俯仰角、攻角和侧滑角都呈下降的趋势,并且由于弹架间隙越大,会使得弹体的飞行俯仰角和攻角减小,飞行轨迹减低,易出现弹体掉落的现象.

(2)不同间隙下弹体在0.6s时刻的飞行位置

由于导轨与支脚间存在间隙,会使得导弹在发射过程中,产生较大的随机扰动力.为探究此扰动力对弹体飞行的影响,求解获得间隙值为0.2mm、0.4mm和1mm情况下,弹体在0.6s时刻时的相对位置变化,如图10所示.

当弹架间隙为0.2mm时,Y向的飞行高度最大差值为0.73m,弹架间隙为0.4mm时,Y向的飞行高

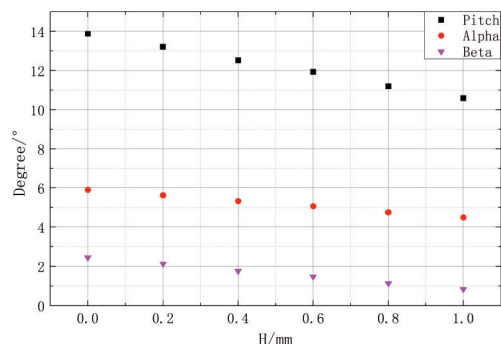


图10 不同间隙下弹体在0.6s时刻的飞行姿态

Fig.10 Flight attitude of the projectile body in different gaps at $t=0.6s$

度最大差值为1.36m,弹架间隙为1.0mm时,Y向的飞行高度最大差值为4.06m;弹架间隙过大,引起的随机扰动力越大,导致弹体在飞行过程中位置不易确定,导致弹体出现较大的发射散布问题.

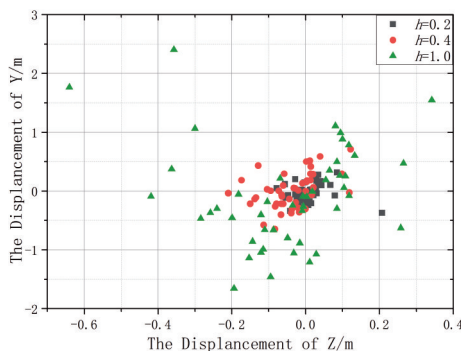


图11 不同弹架间隙下弹体在0.6s时刻飞行位置对比

Fig.11 The flight statuses of the projectile body with different clearances at $t=0.6s$

4 小结

本文提出了随机扰动激励与多体动力学相结合的计算方法,并以含发射架的导弹发射系统为实例,对模型的计算结果进行分析,为以后相关的弹架间隙扰动计算问题提出新的参考.具体结论如下:

(1)弹架间隙的大小对弹体的飞行姿态有着较大的影响.弹架间隙越大,会使得弹体的飞行俯仰角和攻角减小,飞行轨迹减低,易出现弹体掉落的现象.

(2)弹架间隙的大小对弹体的飞行姿态有着重要的影响.弹架间隙过大,引起的随机扰动力越大,会导致弹体在Y向和Z向产生较大的偏差,会引起导弹在发射过程中的散布效应.

(3)通过对含发射架的导弹发射实例分析,当弹架间隙设置在0.2mm-1.2mm之间时,在0.5s时刻,俯仰角的最大差值为 4° ,在0.6s时刻,攻角差值为 1.2° ;当弹架间隙为1.0mm时,Y向的飞行高度最

大差值为4.06m.

论文采用的方法可为研究弹架间隙对发射扰动的影响提供有效的途径,也可以为同类导弹初始扰动的分析提供参考和借鉴.

参 考 文 献

- 1 Dubowsky S, Freudenstein F. Dynamic analysis of mechanical systems with clearances, Part1: Formulation of dynamic model, Part2: Dynamic response. *ASME Journal of Engineering for Industry*, 1971, 93(1): 305 ~ 316
- 2 王辰, 王小军, 张宏剑, 等. 航天运载器舵类传动机构间隙影响研究. *动力学与控制学报*, 2017, 15(1): 44~51(Zhang C, Wang X J, Zhang H J, et al. Stability analysis on transverse vibration of axially moving functionally graded viscoelastic beams. *Journal of Dynamics and Control*, 2017, 15(1): 44~51 (in Chinese))
- 3 Weeks G E, Cost T L. Coupled-interaction launch behavior of a flexible rocket and flexible launcher. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1980, 17(5): 432 ~ 439
- 4 骆连珍, 曹勇. 发射装置振动对火箭弹初始扰动的影响. *弹箭与制导学报*, 1998, 18(3): 27 ~ 31(Luo L Z, Cao Y. The effect of launching device vibration on the initial disturbance of rocket. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 1998, 18(3): 27 ~ 31 (in Chinese))
- 5 骆连珍, 徐明友, 姜慧春, 等. 弹炮间隙对火箭弹初始扰动的影响. *弹道学报*, 1999, 11(3): 73 ~ 76(Luo L Z, Xu M Y, Jiang H C, et al. Effect on initial disturbance of rocket by chink between rocket and launcher. *Journal of Ballistics*, 1999, 11(3): 73 ~ 76 (in Chinese))
- 6 李海阳, 吴德隆, 张永. 机动武器系统的含间隙动力学研究一中篇: 间隙铰模型. *兵工学报*, 2002, 22(3): 289 ~ 293(Li H Y, Wu D L, Zhang Y. Dynamic analysis of mobile weapon systems with clearances: Part II Clearance joint models. *Acta Armamentarll*, 2002, 22(3): 289 ~ 293 (in Chinese))
- 7 张志勇, 王毅, 南宫自军. 包含随机间隙的导弹发射系统动力学仿真. *导弹与航天运载技术*, 2013, 2(325): 36 ~ 40(Zhang Z Y, Wang Y, Nangong Z J. Dynamic analysis of launching system with stochastic backlash. *Missiles and Space Vehicles*, 2013, 2(325): 36 ~ 40 (in Chinese))
- 8 Yang J C, Yang Y. Analysis of geometric characteristic of missile vertical launching system guide rail. *Applied Mechanics and Materials*, 2014, 620: 123 ~ 126
- 9 赵宪斌, 杨明星, 介于浩, 等. 无控火箭箭架系统扰动分析. *固体火箭技术*, 2018, 41(1): 130 ~ 134(Zhao X B, Yang M X, Jie Y H, et al. Disturbance analysis of rocket-launcher system for free-flight rocket. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2018, 41(1): 130 ~ 134 (in Chinese))
- 10 李强, 顾克秋, 王力. 影响弹丸起始扰动的火炮结构参数灵敏度分析与优化研究. *火炮发射与控制学报*, 2014, 35(4): 39 ~ 43, 78(Li Q, Gu K Q, Wang L. Sensitivity analysis and optimization reserch of gun structure parameters affecting initial projectile disturbance. *Journal of Gun Launch & Control*, 2014, 35(4): 39 ~ 43, 78 (in Chinese))
- 11 芮筱亭. 多体系统发射动力学. 北京: 国防工业出版社, 1995: 35~41 (Rui X T. Sensitivity emission dynamics of multibody system. Beijing: National Defense Industry Press, 1995: 35~41 (in Chinese))
- 12 陈立平. 机械系统动力学分析及ADAMS应用教程. 北京: 清华大学出版社, 2005: 48~85 (Chen L P. Dynamic analysis of mechanical system and adams application course. Beijing: Tsinghua University Press, 2005: 48~85 (in Chinese))
- 13 李亚男, 李博文, 丁洁玉, 等. 多体系统动力学Lie群微分-代数方程约束稳定方法. *动力学与控制学报*, 2018, 16(2): 97~101(Li Y N, Li B W, Ding J Y, et al. Constraints stabilization method for Daes on Lie group of multibody system dynamics. *Journal of Dynamics and Control*, 2018, 16(2): 97~101 (in Chinese))
- 14 田强, 刘铖, 李培, 等. 多柔体系统动力学研究进展与挑战. *动力学与控制学报*, 2017, 15(5): 385~405 (Tian Q, Liu C, Li P, et al. Advances and challenges in dynamics of flexible multibody systems. *Journal of Dynamics and Control*, 2017, 15(5): 385~405 (in Chinese))
- 15 邢航, 郑旭东, 王琪. 基于LuGre模型非光滑柱铰链平面多体系统动力学的建模和数值方法. *动力学与控制学报*, 2019, 17(5): 413~418(Xing H, Zheng X D, Wang Q. Modeling and simulation of planar multibody systems with frictional revolute joints based on LuGre friction model. *Journal of Dynamics and Control*, 2019, 17(5): 413~418 (in Chinese))
- 16 Shabana A A. Computational dynamics (2nd ed). New York: Wiley Interscience Publication, 2001: 443 ~ 456
- 17 安雪斌, 潘尚峰. 多体系统动力学仿真中的接触碰撞模型分析. *计算机仿真*, 2008, 25(10): 98 ~ 101(An X B, Pan S F. Analysis of contact model in multibody system dynamic simulation. *Computer Simulation*, 2008, 25(10): 98 ~ 101 (in Chinese))
- 18 胡胜海, 郭彬, 邓坤秀, 等. 含非线性接触碰撞的大口径舰炮弹链柔性较多体模型. *哈尔滨工程大学学报*,

- 2011, 32(9): 1217 ~ 1222 (Hu S H, Guo B, Deng K X, et al. A multibody model with flexible joints and the nonlinear contact-impact of an ammunition chain of a large caliber naval gun. *Journal of Harbin Engineering University*, 2011, 32(9): 1217 ~ 1222 (in Chinese))
- 19 王剑龙, 冷小磊, 刘先斌. 宽带随机激励下单自由度双边非对称碰撞振动系统的稳态响应. 动力学与控制学报, 2018, 16(4): 338~343 (Wang J L, Leng X L, Liu X B. Stationary responses of a single-degree-of-freedom vibro-impact system with two-sided asymmetric barrier in the presence of wide-band noise. *Journal of Dynamics and Control*, 2018, 16(4): 338~343 (in Chinese))
- 20 高明坤, 宋延伦. 火箭导弹发射装置构造. 北京: 北京理工大学出版社, 1996, 54 ~ 55 (Gao M K, Song Y L. Structure of rocket and missile launcher. Beijing: Beijing University of Technology Press. 1996: 54 ~ 55 (in Chinese))
- 21 姚昌仁, 张波. 火箭导弹发射装置设计. 北京: 北京理工大学出版社, 1998: 83 ~ 86 (Yao C R, Zhang B. Design of rocket and missile launching device. Beijing: Beijing University of Technology Press. 1998, 83 ~ 86 (in Chinese))
- 22 何泽鹏, 毕世华, 傅德彬, 等. 发射扰动与初始弹道耦合模型研究. 固体火箭技术, 2019, 42(4): 546 ~ 552 (He Z P, Bi S H, Fu D B, et al. Research on coupling model of launch disturbance and initial trajectory. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2019, 42(4): 546 ~ 552 (in Chinese))
- 23 钱杏芳, 林瑞雄, 赵亚男. 导弹飞行力学. 北京: 北京理工大学出版社, 2016: 30~80 (Qian X F, Ling R X, Zhao Y N. Missile flight mechanics. Beijing: Beijing University of Technology Press. 2016: 30~80 (in Chinese))
- 24 于骥瑞. 野战火箭同时滑离过程适配器运动特性分析 [硕士学位论文]. 南京: 南京理工大学, 2017 (Yu Q R. Analysis of the motion characteristics of the adapter in the process of field rocket simultaneously sliding away [Master Thesis]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2017 (in Chinese))

STUDY ON THE INFLUENCES OF THE CLEARANCE ON MISSILE LAUNCHING DISTURBANCE *

He Zepeng¹ Zhang Yan^{2†} Zhao Liangyu¹ Fu Debing¹ Li Yufeng³

(1.School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

(2.Qian Xuesen Laboratory of Space Technology, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

(3.Ministry of Technology, Jilin Jiangji Special Industry CO., LTD., Jilin 132021, China)

Abstract Aiming at the initial disturbance caused by the clearance between the shelves during the launching of rocket and missiles, a method combining random disturbance excitation with multi-body dynamics was proposed. Based on the dynamics of multi-body system, the launch dynamic model modeling the interaction between missile and launcher was established. The Hertzian collision contact algorithm and stochastic overload model were coupled to the multi-body dynamics model. Through the simulation analysis of missile with launcher, the results show that the coupled model can effectively capture the influence of the clearance of the missile frame on the missile launching disturbance. The larger the clearance between the missile body support and launcher, the larger the random disturbance force produced during the missile launching process (before derailment), thus leading to large attitude deviations of the projectile in Y and Z directions after derailment and also a big dispersion effect of the projectile after launching derailment. This method can provide an effective reference for the study of the impact of the clearance of the missile rack on the launch disturbance, and also for the analysis of the initial disturbance of similar missiles.

Key words shelf clearance, launch disturbance, random overload, multibody system dynamics

Received 14 October 2019, revised 25 November 2019.

* The project supported by the National Natural Science Foundation of China (11532002, 11202023)

† Corresponding author E-mail: zhangyan@qxslab.cn