

# 舰船摇摆对导弹发射出筒姿态的影响

刘广, 王琳娜, 张保刚, 张兴勇, 王冠坤

(上海机电工程研究所, 上海 201109)

**摘要:** **目的** 确保发射安全性和为外弹道稳健性设计提供准确的初始出筒姿态参数。**方法** 用发射动力学建模与仿真技术来研究舰船摇摆对导弹发射出筒姿态的影响。基于同心筒发射系统的拓扑结构, 建立其刚柔耦合多体动力学虚拟样机模型。采用 Craig-Bampton 模态综合方法构建发射筒和导弹的柔性体模型, 采用非线性弹簧阻尼模拟导弹与发射筒之间的接触碰撞, 基于发动机试车试验数据, 采用 AKIMA 插值方法构建发动机推力模型, 根据舰船运动参数, 采用正弦函数模拟舰船的横摇、纵摇和垂荡运动。**结果** 基于建好的模型研究了多种舰船摇摆工况对同心筒发射导弹出筒姿态的影响, 获得了相关难于测量的关键设计参数数值。**结论** 合理的滑块间距和海浪等级可确保同心筒发射系统的发射安全。研究结果对同心筒发射系统设计具有重要的工程价值。

**关键词:** 舰船摇摆; 发射动力学; 同心筒; 出筒姿态; 发射安全性

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2019.08.008

**中图分类号:** TJ013

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2019)08-0039-06

## Influences of Ship Swaying Motion on Missile Launching Outlet Attitude

LIU Guang, WANG Lin-na, ZHANG Bao-gang, ZHANG Xing-yong, WANG Guan-kun  
(Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China)

**ABSTRACT: Objective** To ensure launching safety and provide accurate initial outlet attitude parameters for robust design of exterior trajectory. **Methods** Launching dynamic modeling and simulation technology was proposed to study influences of ship swaying motion on missile launching outlet attitude. The rigid-flexible coupling multi-body dynamic model was built based on topology structure of concentric canister launcher system. The flexible body models of launcher and missile were built through the Craig-Bampton modal synthesis method. The contact collision between missile and launcher was simulated through nonlinear spring damping. The thrust model was built with AKIMA interpolation method based on engine test data. The roll, pitch and sway motion of ship were simulated through sinusoidal function. **Results** The research was made on a series of working conditions influence on missile launching outlet attitude. Through this research, some useful values of key design parameters which were difficult to be measured in physical tests were obtained. **Conclusion** The research results show that the reasonable sliding block distance and sea wave level can effectively ensure launching security of concentric canister launcher system. The research results have important engineering value for the design of concentric canister launching system.

**KEY WORDS:** ship swaying motion; launching dynamics; concentric canister launcher; outlet attitude; launching safety

随着空袭目标技术的不断提高, 对防空导弹发射系统的要求不断提高, 促使各种新颖的发射方式不断出现。舰载同心筒发射技术作为中远程战术导弹发射

的核心技术, 具有无发射时间间隔、保障维护方便、较高的兼容性以及全方位覆盖和通用性好等突出的优点, 并以其独立的燃气自排导和多型弹种共架发射

技术<sup>[1]</sup>, 成为当前非常有前途的一种通用垂直发射系统, 越来越受到世界各国的重视。因此, 研究舰载同心筒发射技术对提高导弹武器系统抗饱和攻击的能力具有重要的意义。

对于外弹道的设计, 导弹发射出筒姿态是非常重要的初始参数。飞行试验实践证明, 导弹发射出筒姿态不合理不但会影响发射安全性, 而且会使理论弹道与实际飞行弹道存在较大的偏差, 最终导致飞行试验失败。因此研究导弹发射出筒姿态的变化规律对发射安全性设计和外弹道优化设计具有重要意义。受海浪影响而引起的舰船摇摆运动对舰载武器发射动力学性能具有一定的影响<sup>[2-8]</sup>。为了准确确定舰载同心筒发射导弹的出筒姿态, 为发射安全性设计和外弹道稳健性设计提供准确的初始参数, 需要对舰载同心筒自力发射系统进行刚柔耦合多体动力学虚拟样机建模与仿真, 着重研究六级海况条件下多种舰船摇摆工况对同心筒发射导弹出筒姿态的影响。

### 1 发射系统组成

文中所研究的同心筒自力发射系统根据各组件的功能特点分为导弹和发射装置两大部分。根据图 1 所示的发射系统拓扑结构可知: 导弹由前滑块、后滑块、舵面、翼面、弹身等组成, 发射装置由发射架和发射筒组成。发射架固定在舰船上, 随海浪一起摇摆, 发射筒通过四个压板固定在发射架上, 滑块、舵面和翼面固定在弹体上。导弹通过前后滑块与发射筒内的导轨进行对接, 弹体被锁弹机构锁紧不动。固体火箭发动机点火后, 当其推力达到锁弹机构闭锁临界力时, 锁弹机构自动解锁, 在弹体前后滑块的导向作用下, 导弹在同心筒内发射直到完全出筒。

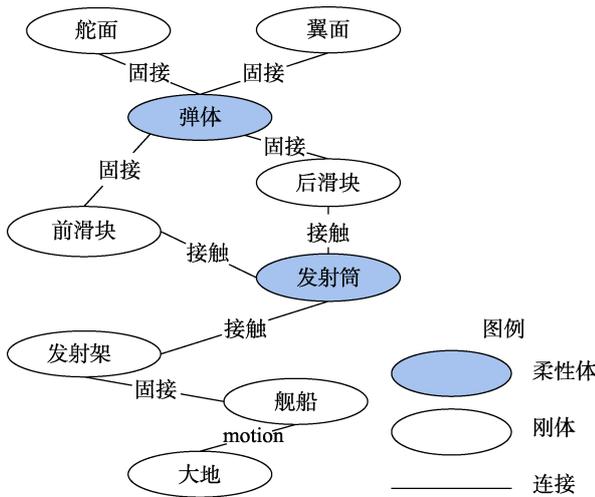


图 1 发射系统拓扑结构

### 2 发射系统多体动力学模型

依据同心筒自力发射系统的拓扑结构, 在建立发

射筒和弹体柔性体模型的基础上, 结合同心筒自力发射系统多刚体动力学模型和相关力学模型, 建立了该发射系统的刚柔耦合动力学虚拟样机模型。建好的同心筒自力发射系统刚柔耦合动力学模型如图 2 所示。

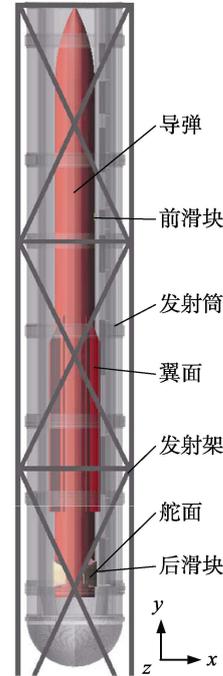


图 2 刚柔耦合动力学虚拟样机模型

#### 2.1 柔性体建模

在该发射系统中, 发射筒、导弹的弹性变形对导弹发射姿态有一定的影响, 且导弹发射过程中, 发射筒、导弹的弹性变形非常小, 因此采用 Craig-Bampton 模态综合方法来建立发射筒、导弹的柔性体模型<sup>[9-13]</sup>。Craig-Bampton 模态综合方法是一种特别有效的减缩结构自由度的方法, 其基本思想是: 根据建模需求, 给相关部件指定多组模态, 基于模态展开法, 用柔性体的多组模态振型向量和模态坐标的线性组合来表示其弹性变形, 通过求解部件的弹性变形来描述其真实运动。

发射筒和导弹柔性体的构建方法为<sup>[14]</sup>: 在有限元前处理软件 MSC.Patran 中对发射筒和导弹进行合理的网格划分、材料属性定义以及相关设置后, 输出生成柔性体模型计算输入文件。接着提交给有限元求解器 MSC.Nastran 进行模态计算, 自动生成所需的柔性体模态中性文件。最后在 MSC.ADAMS 中应用接口程序 Flex 来读取模态中性文件, 从而定义发射筒、导弹的柔性体模型。模型中柔性体的阻尼设置见表 1。

表 1 柔性体阻尼

频率范围/Hz	阻尼
<1000	0.01
1000~2000	STEP 函数曲线
>2000	1.0

表 1 中 STEP 函数曲线的表达式为：  
 $STEP(FXFREQ,1000,0.01,2000,1)$  (1)  
 式中：FXFREQ 为 ADMAS 中柔性体的频率参数。

### 2.2 接触力建模

虚拟样机模型中，导弹前后滑块与导轨之间的运动约束关系使用柔性体-刚体接触约束来实现。锁弹机构与导弹后滑块之间的约束关系使用刚体-刚体接触约束来实现。模型中导弹滑块与导轨之间的间隙为 0.5 mm。Contact 接触力计算公式为<sup>[15-18]</sup>：

$$F = K\delta^e + C\dot{\delta} \quad (2)$$

式中： $K$  为接触刚度； $C$  为接触阻尼； $e$  为接触非线性指数； $\delta$  为接触穿透深度； $\dot{\delta}$  为接触穿透速度。接触约束的参数取值见表 2。

表 2 接触约束参数取值

参数	值
接触刚度	$1.0 \times 10^8$ N/m
接触阻尼	$5.0 \times 10^4$ N·s/m
接触非线性指数	1.5
接触穿透深度	$1.0 \times 10^{-4}$ m
接触静摩擦系数	0.3
接触动摩擦系数	0.1

### 2.3 气动力建模

模型中考虑了海风对发射过程弹体姿态的影响。导弹发射出筒时没有起控，因此其攻角  $\alpha = 0$ 。此时把弹体所受到的气动力进行如下简化：忽略弹体迎风面积的变化，仅考虑水平方向的定常风<sup>[19-20]</sup>，用作用于弹体压心处并垂直于导弹纵轴的集中扰动力等效作用于弹体表面的均匀气动力，其表达式为：

$$F_a = CN(v_m^2 + v_w^2)S / 2 \quad (3)$$

式中： $CN$  为风载系数； $S$  为风载参考面积； $v_w$  为定常风速； $v_m$  为导弹运动速度。

### 2.4 发动机推力建模

模型中用方向随弹体运动姿态改变的单向力来模拟发动机推力。根据发动机试车所测得的发动机推力数据，通过 AKIMA 样条插值方法来实现对发动机推力曲线的拟合。AKIMA 样条插值的函数表达式为<sup>[21-22]</sup>：

$$AKISPL(\text{time}, 0, \text{modell.spline}_n, 0) \quad (4)$$

式中： $\text{time}$  为仿真时间； $\text{modell.spline}_n$  为发动机的试车推力数据曲线。

### 2.5 舰船摇摆运动建模

行驶在海面上的舰船在 3 个坐标轴方向上具有 6 种运动，包括往复振荡运动（横荡、纵荡、垂荡）和旋转振荡运动（横摇、纵摇、偏摇）。舰船摇摆运动

中的横摇、纵摇和垂荡可以认为是完全振荡运动，对舰载武器发射动力学特性的影响较大<sup>[3,23]</sup>；横荡、纵荡和偏摇是不完全振荡运动，对舰载武器发射精度影响较小。因此在进行舰船摇摆运动建模的时候，仅考虑了横摇、纵摇和垂荡 3 种运动。一般认为，六级海况是导弹发射的最严酷工况，表 3 给出了六级海况参数值。

表 3 六级海况参数值

参数	横摇	纵摇	垂荡
幅值	16°	4°	3m
周期/s	8	5	4

假设在 6 级海况下的横摇、纵摇和垂荡三种运动相互正交，不存在耦合关系。根据表 3 中的舰船摇摆幅值，当舰船在海浪中航行时，用  $\alpha(t)$ 、 $\beta(t)$  和  $\delta(t)$  分别表示舰船在海浪的作用下所产生的横摇角、纵摇角和舰船质心的垂向位移。从舰船在海浪中航行可知， $\alpha(t)$ 、 $\beta(t)$  和  $\delta(t)$  都是随时间变化的函数，取  $t=0$  时刻为平衡时刻，可得 3 种运动的时域方程<sup>[3,23]</sup>。

$$\begin{cases} \alpha(t) = 16^\circ \times \sin(\frac{2\pi}{8}t) \\ \beta(t) = 4^\circ \times \sin(\frac{2\pi}{5}t) \\ \delta(t) = 3 \times \sin(\frac{2\pi}{4}t) \end{cases} \quad (5)$$

### 2.6 发射系统多体动力学方程

根据建好的同心筒自力发射系统多体动力学物理模型，以发射架、发射筒、导弹等部件的质心在惯性坐标系中的笛卡儿坐标和欧拉角作为广义坐标，即  $q_i = [x_i, y_i, z_i, \psi, \theta, \varphi]$ ， $(i = 1, 2, 3, \dots, nb)$ 。采用第一类 Lagrange 方程<sup>[22]</sup>，应用拉格朗日乘子法，建立同心筒自力发射系统的多体动力学方程为：

$$\begin{cases} M(q,t)\ddot{q} + \Phi_q^T(q,t)\lambda = Q(q,\dot{q},t) \\ \Phi(q,t) = 0 \end{cases} \quad (2)$$

式中： $q$ 、 $\dot{q}$  和  $\ddot{q}$  分别为同心筒自力发射系统的广义坐标及其广义坐标对时间的一阶、二阶导数； $M(q,t)$  为同心筒自力发射系统的广义质量矩阵； $\Phi(q,t)$  和  $\Phi_q(q,t)$  为同心筒自力发射系统的约束函数向量及其对广义坐标  $q$  的雅克比矩阵； $\lambda$  为约束的拉格朗日乘子； $Q(q,\dot{q},t)$  为广义外力向量，包括接触力、气动力、发动机推力等。

将  $n$  时刻的气动力和发动机推力加载到同心筒自力发射系统动力学模型并求解其动力学响应，利用 HHT-13 方法离散同心筒自力发射系统刚柔耦合发射动力学方程：

$$\begin{cases} \frac{1}{1+\lambda} M(q_{n+1}) \ddot{q}_{n+1} + \Phi_q^T(q_{n+1}, t_{n+1}) \lambda_{n+1} - \\ Q(q_{n+1}, \dot{q}_{n+1}, t_{n+1}) - \frac{\gamma}{1+\gamma} \cdot \\ [\Phi_q^T(q_n) \lambda_n - Q(q_n, \dot{q}_n, t_n)] = 0 \\ \Phi(q_{n+1}, t_{n+1}) / \alpha \Delta t^2 = 0 \end{cases} \quad (5)$$

### 3 仿真计算及其分析

文中假定导弹在六级海况舰船摇摆条件下进行发射,筒弹在舰上的布置位置如图3所示。 $L_1$ 为在纵向方向上筒弹安装位置距离舰船摇心的距离; $L_2$ 为在垂向方向上筒弹安装位置距离舰船摇心的距离; $L_3$ 为在横向方向上筒弹安装位置距离舰船摇心的距离。极限条件下, $L_1=35\text{ m}$ , $L_2=8.5\text{ m}$ , $L_3=3\text{ m}$ , $x$ 轴为舰船纵轴, $y$ 轴垂直舰面朝上, $z$ 轴根据右手定则确定(这里的坐标系为舰船坐标系)。典型仿真工况的定义见表3,考虑了初始相位的影响。

根据仿真目的,仿真时通过设置弹翼、尾翼与发射筒的接触来监测弹体发射过程中弹翼和舵面是否与发射筒发生干涉。若发生干涉,给出干涉位置和发生时刻;若无干涉发生,则给出导弹出筒时的速度、偏航角、偏航角速度、俯仰角和俯仰角速度。表4给出了设定的14种工况的仿真结果。

表3 工况定义

工况	工况描述	工况	工况描述
1	舰船静止	8	垂荡-90°初相位
2	纵摇-90°初相位	9	垂荡 0°初相位
3	纵摇 0°初相位	10	垂荡 90°初相位
4	纵摇 90°初相位	11	纵摇-横摇组合
5	横摇-90°初相位	12	纵摇-垂荡组合
6	横摇 0°初相位	13	横摇-垂荡组合
7	横摇 90°初相位	14	纵摇-横摇-垂荡组合

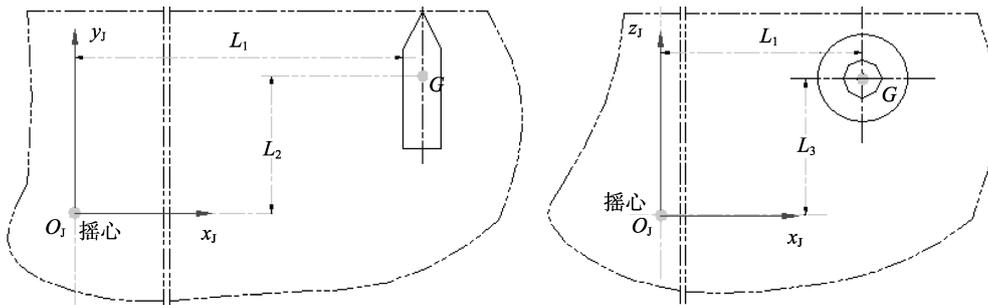


图3 筒弹安装位置

表4 仿真结果

工况	出筒时间/s	出筒速度 (m·s <sup>-1</sup> )	出筒瞬时姿态				干涉
			偏航角/(°)	俯仰角/(°)	偏航角速度/(°·s <sup>-1</sup> )	俯仰角速度/(°·s <sup>-1</sup> )	
1	0.427	24.51	0.00111	0.084	0.0010	0.57	否
2	0.443	25.35	4.25	0.014	8.85	0.15	否
3	0.439	26.92	1.13	0.002	6.81	0.12	否
4	0.414	23.58	4.42	0.08	6.91	0.74	否
5	0.427	24.18	0.20	17.48	1.68	23.03	否
6	0.422	23.58	0.003	3.09	0.01	13.61	否
7	0.422	23.85	0.025	17.29	1.36	22.90	否
8	0.455	26.37	0.003	0.020	0.01	0.12	否
9	0.425	28.55	0.013	0.030	0.11	0.24	否
10	0.394	22.95	0.003	0.023	0.04	0.11	否
11	-	-	-	-	-	-	是
12	0.380	20.31	4.33	0.031	8.55	0.11	否
13	-	-	-	-	-	-	是
14	-	-	-	-	-	-	是

从表4可以看出:

1) 舰船静止条件下(工况1),弹体完全出筒所

需时间为0.427 s,出筒速度为24.51 m/s,弹体发射出筒时的偏航、俯仰角及其相应角速度均非常小。

2) 由于舰船摇摆的原因, 弹体完全出筒所需时间在 0.380~0.455 s 之间, 出筒时刻的速度在 20.31~28.55 m/s 之间。其中纵摇和横摇对出筒时间的影响不大, 但垂荡(工况 8、10)对出筒时间有明显影响。造成筒体向上晃动的工况(如工况 3、8、9)使出筒速度增大, 反之(如工况 10、12)则使出筒速度减小。

3) 纵摇(工况 2、3、4)会增大弹体出筒时弹体的偏航角及偏航角速度, 引起的最大偏航角为 4.42°, 最大偏航角速度为 8.85 (°)/s。

4) 横摇(工况 5、6、7)会增大弹体出筒时弹体的俯仰角及俯仰角速度, 引起的最大俯仰角为 17.48°, 最大俯仰角速度为 23.03 (°)/s。

5) 垂荡(工况 8、9、10)对弹体出筒时的姿态角影响较小。

6) 单因素工况下(工况 2 到 10), 弹体出筒时不会与筒体发生干涉。

7) 复合工况下, 当存在初相位为 -90°的横摇摆动(工况 11、13、14)时, 弹体出筒时弹翼与筒体可能会发生干涉, 发生时刻为前滑块已离开筒体而后滑块待离开过程中。其中, 当三种摇摆模式都存在时(工况 14)的干涉程度最严重。

对于工况 11、13 和 14, 减小弹体滑块间的距离后, 重新进行仿真计算, 发现当滑块距离减小到一定程度后, 弹体出筒时弹翼不再与筒体发生干涉。因此合理设计弹体滑块间的距离可提高发射安全性。

为分析载荷和仿真参数的变化对仿真结果的影响, 弹体与发射筒不发生干涉的临界值, 评估筒弹发生干涉的概率, 改变载荷输入和仿真参数对上述最严酷工况 14 工况(横摇、纵摇和垂荡的组合), 进行拓展仿真分析, 分析工况及其结果见表 5。

表 5 拓展分析工况

工况	横摇/(°)	纵摇/(°)	垂荡/m	干涉
14-2	16	2	1.5	否
14-3	15	4	3	否

从表 5 可以看出, 横摇幅值和周期不变, 纵摇和垂荡周期不变, 纵摇和垂荡幅值减半条件下, 出筒过程中, 导弹不再与发射筒发生干涉。纵摇、垂荡的周期和幅值不变, 横摇周期不变, 幅值从 16°减小到 15°, 出筒过程中导弹不再与发射筒发生干涉。从拓展工况分析可知, 减小海况等级后, 可以避免出筒过程中导弹与发射筒发生干涉, 因此选择合理的海况发射条件可提高发射安全性。

## 4 结论

通过建立同心筒自力发射系统的刚柔耦合多体动力学虚拟样机模型, 研究了多种舰船摇摆工况对同

心筒发射导弹出筒姿态的影响, 研究结论如下所述。

1) 六级海况下, 当横摇、纵摇和垂荡中的单个因素起作用时, 弹体可顺利出筒, 无干涉发生; 在六级海况组合工况下, 当存在横摇时, 弹体与发射筒会发生干涉, 且以三者同时存在时最为严酷。

2) 弹体滑块间距和载舰的摇摆运动对导弹发射出筒姿态都会产生一定的影响, 合理的弹体滑块间距和海况发射条件可提高发射安全性。

3) 由于舰船摇摆的原因, 弹体完全出筒所需时间在 0.380~0.455 s 之间, 出筒时刻的速度在 20.31~26.92 m/s 之间。纵摇会增大弹体出筒时弹体的偏航角及偏航角速度, 引起的最大偏航角为 4.42°, 最大偏航角速度为 8.85 (°)/s。横摇会增大弹体出筒时弹体的俯仰角及俯仰角速度, 引起的最大俯仰角为 17.48°, 最大俯仰角速度为 23.03 (°)/s。

## 参考文献:

- [1] 郑宏建, 谷荣亮, 李守仁, 等. 舰载导弹共架发射技术的应用分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2005(4): 57-62.
- [2] 段齐骏, 邱亚锋, 张福祥. 舰载武器装备发射精度与载体运动关系研究[J]. 弹道学报, 2000, 12(2): 60-64.
- [3] 李翔, 陈小庆, 孟令涛, 等. 舰船摇摆对舰载垂直热发射导弹出筒影响分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2014(5): 19-21.
- [4] 李翔, 毕世华, 陈阵. 舰船摇摆对舰载火箭初始扰动影响的多因素分析[J]. 北京理工大学学报, 2011, 31(3): 253-257.
- [5] 孙化东, 王敏毅. 舰船摇摆下的舰载火箭弹初始扰动可能域[J]. 舰船科学技术, 2007, 29(6): 83-85.
- [6] 李翔, 毕世华, 陈阵. 舰船摇摆下舰载火箭弹初始扰动可能域研究[J]. 舰船科学技术, 2011, 33(12): 89-92.
- [7] 余戊瞳, 吴玲, 卢发兴. 舰艇摇摆下射界动态变化对武器目标分配的影响[J]. 兵工学报, 2015, 36(9): 1819-1824.
- [8] 李翔, 毕世华, 陈阵. 舰载武器在舰船甲板上的布置研究[J]. 弹箭与制导学报, 2011, 31(2): 222-224.
- [9] 傅德彬, 姜毅, 刘琦. 发射装置刚柔耦合仿真分析[J]. 弹箭与制导学报, 2004, 24(5): 425-428.
- [10] 徐悦, 田爱梅, 张振鹏, 等. 导弹垂直发射系统柔性多体动力学建模与仿真[J]. 兵工学报, 2008, 29(9): 1083-1087.
- [11] 傅德彬, 姜毅. 基于刚柔耦合模型的发射装置动力学仿真分析[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(6): 1789-1783.
- [12] 张涛, 刘相新, 郑斌. 基于模态综合法的发射过程刚柔耦合动力学研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2009(6): 51-54.
- [13] 高星斗, 毕世华, 陈阵. 基于改进 Craig-Bampton 法的导弹发射过程多柔体动力学研究[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(5): 559-564.
- [14] 刘广, 许斌, 杨积东, 等. 单侧提拉发射系统故障虚拟复现与设计改进[J]. 系统仿真学报, 2013, 25(7):

- 1683-1690.
- [15] LANKARANI H M, NIKRAVESH P E. A Contact Force Model with Hysteresis Damping for Impact Analysis of Multibody Systems[J]. *Journal of Mechanical Design*, 1990(112): 369-376.
- [16] BAI Z F, ZHAO Y. Dynamic Behavior Analysis of Planar Mechanical Systems with Clearance in Revolute Joints Using a New Hybrid Contact Force Model[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2012(54): 190-205.
- [17] LI Xiu-feng, WANG Ya-bin. Analysis of Mixed Model in Gear Transmission Based on ADAMS[J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2012, 25(5): 968-973.
- [18] ZHAO Yan-ling, XIA Cheng-tao, WANG Hong-bo. Analysis and Numerical Simulation of Rolling Contact between Sphere and Cone[J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2015, 28(3): 521-529.
- [19] 姚昌仁, 张波. 火箭导弹发射装置设计[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1998.
- [20] 徐悦, 田爱梅, 张振鹏, 等. 基于虚拟样机技术的导弹垂直发射过程仿真[J]. *兵工学报*, 2007, 28(4): 491-494.
- [21] 刘广, 许自然, 张广军, 等. 多管火箭发射系统虚实混合动力学建模与仿真[J]. *计算机辅助工程*. 2018, 27(5): 20-27.
- [22] 刘广, 尚宇晴, 许泉, 等. 单侧提拉发射系统流固耦合动力学仿真[J]. *空天防御*, 2019, 2(1): 14-21.
- [23] 李积德. 船舶耐波性[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学出版社, 2007.