

DOI: 10.12382/bgxb.2024.0957



# 火星上升器倾斜冷发射技术

刘根同, 姜毅\*, 蔡云龙

(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

**摘要:** 火星上升器发射技术是实现我国 2030 年火星采样返回任务的关键技术。为研究火星上升器倾斜冷发射技术, 基于弹射内弹道学理论, 设计一种满足火星发射条件的并联无后坐式弹射内弹道方案; 基于离散元法建立火星土壤的离散元模型; 建立发射系统的刚柔耦合动力学模型, 最后基于发射动力学理论对不同工况下火星上升器发射的全过程进行仿真分析。研究结果表明: 设计得到的内弹道方案能够满足发射要求; 无后坐设计对于保证发射装置的稳定性有重要作用; 土壤离散化有助于表征火星土壤的动力学行为; 地面倾角越大, 发射装置的稳定性和发射精度越差, 同一倾角的四种朝向中, 上坡朝向的发射稳定性最差; “虚腿”现象会显著降低发射稳定性, 并在某些情况下导致发射装置倾覆, 从而使发射失败。

**关键词:** 火星发射; 倾斜冷发射; 内弹道设计; 离散元; 发射动力学

**中图分类号:** TJ768.2 **文献标志码:** A

## Oblique Cold Launch Technology of Mars Ascent Vehicle

LIU Gentong, JIANG Yi\*, CAI Yunlong

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

**Abstract:** The launch of Mars Ascent Vehicle (MAV) is the key technology to realize China's 2030 Mars Sample Return. To study the oblique cold launch technology of MAV, based on the theory of interior ballistics of catapults, a parallel recoilless interior ballistic scheme is designed to meet the launch conditions of Mars. Based on the discrete element method, a discrete element model of Mars soil is established. Additionally, a rigid-flexible coupling dynamics model of the launcher system is constructed. Finally, based on the launch dynamics theory, the entire launch process of the MAV under different working conditions is simulated and analyzed. The results show that the internal ballistics scheme obtained can meet the launch requirements. The recoilless design plays an important role in ensuring the stability of the launch vehicle. Discretization of soil helps to characterize the dynamic behavior of Martian soil. The larger the ground inclination angle, the worse the stability and launch accuracy. Among the four directions at the same inclination angle, the stability of the launch facing uphill is the worst. The "virtual leg" phenomenon can reduce launch stability and may even cause the launch device to topple, leading to launch failure.

**Keywords:** Mars launch; oblique cold launch; interior ballistics design; discrete element; launch dynamics

## 0 引言

太阳系的四大类地行星中, 火星与地球的环境最为相似, 同时它还是除金星外离地球最近的行星<sup>[1]</sup>, 因此对它的探测任务易实现且周期合适, 这些因素共同赋予了火星较高的科学研究价值<sup>[2-3]</sup>。为了推动未来对火星的深入探测、研究和开发, 中国规划了 2030 年火星采样返回任务, 目标在于分析火星宜居环境及其演化历史等<sup>[4]</sup>。

火星上升器发射是火星采样返回任务的关键环

节, 火星上升器发射技术是火星采样返回任务中确保样品成功送回至轨道器的关键技术。因此, 研究火星上升器发射技术具有非常重要的科学意义和工程价值<sup>[5]</sup>。

目前对火星上升器发射技术的研究相对较少, 提出的发射技术主要包括: 倾斜热发射技术、垂直冷发射技术、垂直热发射技术和侧向冷发射技术。倾斜热发射技术是在火星采样返回(Mars Sample Return, MSR)计划的引领下, 由美国洛克希德马丁公司(Lockheed Martin Space Systems Company, LMT)提出

的<sup>[6]</sup>,其具有结构简单可靠、发射角度可调、地形适应性强的优点,但是存在高温高速羽流的冲刷问题。垂直冷发射技术由美国 Northrop Grumman-Jet Propulsion Laboratory 团队开发<sup>[7]</sup>,其可以实现全向发射、增加有效载荷、改善出筒姿态,避免了冲刷烧蚀问题,但是发射装置的结构复杂,发射对平台的反作用力大,地形适应性差。美国航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的 Geoffrey A Landis 团队和喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory, JPL)的 Shotwell 教授团队分别提出了各自的垂直热发射系统<sup>[8]</sup>,该类系统除了具有上述垂直发射和热发射的特点外,还需要增加额外的姿态控制系统,以调整飞行方向。侧向冷发射技术由 NASA 的马歇尔太空飞行中心(George C. Marshall Space Flight Center)<sup>[9]</sup>与 JPL 联合开发<sup>[10]</sup>,其通过弹射机构将上升器侧向弹出一段距离后再控制上升器点火飞行。该方式不需要发射筒作为发射定向器,且点火时上升器与着陆器已完全分离,不会造成羽流冲刷。其缺点在于发射角度和点火的控制更难、地形适应性差、发射对发射平台的反作用力大,且开舱后无法保温,需尽快发射。

通过对火星上升器已有发射方式的调研,发现倾斜冷发射技术的研究相对欠缺。倾斜发射具有角度可调、地形适应性强的优点,而冷发射有助于增加上升器的有效载荷、改善出筒姿态并提高发射精度,因此,倾斜冷发射技术同样具有较高的研究价值。

火星上升器发射任务与地球发射存在显著差异,涉及复杂的环境因素和技术难题,如低气压、低重力、极端温差以及火星土壤特性等。这些因素不仅对传统的地球冷发射设计提出了全新的要求,还将影响发射稳定性、精度及可靠性,显著增加了地面实验和测试的难度。在此背景下,数值仿真作为一种低成本、高效率的研究手段,为技术方案的初步验证和规律性研究提供了重要支撑。通过数值仿真,可以在任务规划早期阶段发现潜在问题,总结规律性特征,从而为后续的实验研究与任务实施奠定坚实基础。

本研究以火星上升器倾斜冷发射系统为研究对象,基于弹射内弹道经典理论创新性地设计了一种

并联无后坐式弹射内弹道方案;建立发射系统的刚柔耦合多体系统数值仿真模型,并基于离散元法构建火星土壤的离散元模型;最后基于发射动力学理论,分析上升器发射过程中的发射稳定性和发射精度,揭示了火星环境下内弹道特性与发射稳定性和精度之间的规律性联系,为发射方案的总体选取和设计以及对火星表面倾斜冷发射的研究提供参考。

## 1 弹射内弹道方案设计

弹射内弹道方案设计为弹射内弹道学的反面问题,即设计出合理的弹射器装填条件及构造诸元,以使得规定质量和尺寸的上升器在不超过允许发射加速度的条件下获得规定的离筒速度,即获得规定的筒口动能<sup>[11]</sup>,如下式:

$$S_2 \int_0^{l_g} p_2 dl = \frac{1}{2} \phi m v_g^2 \quad (1)$$

式中:  $S_2$  为低压室承压面积,  $p_2$  为低压室压强,  $l$  为上升器行程,  $\phi$  为次要功系数,  $m$  为上升器质量,  $v_g$  为上升器离筒速度。

设平均压强  $\bar{p}_2$  满足:

$$S_2 \bar{p}_2 l_g = \frac{1}{2} \phi m v_g^2 \quad (2)$$

则上升器在该平均压强作用下获得的筒口动能与设计规定的筒口动能相同,故可用在不变的力作用下,用上升器的匀加速运动代替上升器的实际运动。因此内弹道设计的基本假设为:上升器在低压室平均压强的作用下做匀加速直线运动。

高低压室的基本假设为:燃气在高、低压室内无流动,满足“零维假设”;燃气在喷管内为一维等熵准定常流动;燃气按照完全气体处理,假设其满足理想气体状态方程;发射过程中的热量损失通过修正系数考虑。

### 1.1 火星大气参数和发射参数

火星表面大气的主要成分为二氧化碳、氮气、氩气,各类气体的名称和质量分数如表 1 所示<sup>[12]</sup>。由多组分气体热物性参数的计算方法<sup>[13]</sup>,可以求出火星大气的平均相对分子质量  $M_m$ 、密度  $\rho_m$  和定压比热容  $c_{pm}$ :

$$M_m = \sum_{i=1}^n \omega_i M_i \quad (3)$$

$$\rho_m = \sum_{i=1}^n \omega_i \rho_i \quad (4)$$

$$c_{pm} = \sum_{i=1}^n \omega_i c_{pi} \quad (5)$$

式中:  $n$  为气体组分的数量,  $\omega_i$  为各气体组分的质量分数,  $M_i$  为各气体组分的相对分子质量,  $\rho_i$  为各气体组分的密度,  $c_{pi}$  为各气体组分的定压比热容。

表 1 火星大气成分

Table 1 Composition of Martian Atmosphere

气体名称	质量分数
二氧化碳	95.1%
氮气	2.59%
氩气	1.94%
氧气	0.16%
一氧化碳	0.06%
其他气体	0.15%

弹射内弹道的设计要考虑与地球不同的环境参数, 火星大气参数如表 2 所示<sup>[14]</sup>。

表 2 火星大气参数

Table 2 Parameters of Martian Atmosphere

参数	数值
重力加速度 $/(m \cdot s^{-2})$	3.72
大气压强/Pa	$6.36 \times 10^2$
平均分子量	43.34
大气密度 $/(kg/m^3)$	0.02
大气比热比	1.3364
平均温度/K	210

上升器的发射参数如表 3 所示。

表 3 上升器发射参数

Table 3 Launch Parameters of the MAV

参数	数值
弹射质量/kg	300
离筒速度 $/(m/s)$	8
最大发射加速度 $/(m/s^2)$	25g <sub>m</sub>
发射装置质量/kg	800
导轨摩擦系数	0.1
上升器直径/m	0.248
上升器长度/m	1.974
弹射行程/m	2.000
发射倾角/ $^{\circ}$	50

## 1.2 内弹道方案设计

根据火星大气参数和发射参数对低压室和高压

室的装填条件和构造诸元进行设计。

根据上升器的直径和导轨的高度, 确定发射筒的内径为 0.3 m。对于筒式弹射器, 低压室直径选取为发射筒内径即可, 故选取低压室直径为 0.3 m。结合给定的最大加速度允许值, 可计算出低压室平均压强允许值为:

$$\bar{p}_{2\max} = \frac{\varphi m \eta}{S_2 A_1 (1 + \delta_2)} a_{\max} \quad (6)$$

式中:  $\eta$  为充满系数,  $A_1$  为与火药种类有关的量, 通常可取  $A_1 = 1.1 \sim 1.25$ ,  $\delta_2$  为低压室压强的跳动量, 一般约为 5%,  $a_{\max}$  为最大加速度允许值。

由于火星大气压强较低, 约为地球大气压强的 1% 左右, 弹射气体的膨胀速率较高<sup>[15]</sup>, 相较于地球环境需要降低初始压力以控制发射冲击, 故取满足要求的较小压强值作为低压室平均压强  $\bar{p}_2$ , 在后续根据结构等因素的限制适当调整。

对于选定的  $\bar{p}_2$ , 可计算出平均发射加速度  $\bar{a}_m$  的大小, 从而确定上升器在发射筒中的运动时间  $t_g$ :

$$\bar{a}_m = \frac{\bar{p}_2 S_2}{\varphi m} \quad (7)$$

$$t_g = \frac{v_g}{\bar{a}_m} \quad (8)$$

根据经验初步估计出低压室的初容值  $V_{20}$ , 并在设计过程中做进一步调整。

由于火星地面发射环境复杂恶劣, 且火星重力较小, 发射装置所受支持力和摩擦力较小, 使其在后坐力的作用下更易发生滑移、翻转甚至倾覆。为确保发射安全性, 并满足着陆平台继续完成观测任务的需求, 本文采用并联式无后坐设计方案<sup>[16]</sup>以提高发射装置的稳定性。

设计并联式无后坐弹射装置, 发射筒的尾部喷管与低压室相连, 高压室产生的燃气流入低压室后, 一方面向前推动上升器, 另一方面经尾喷管向后流出, 产生向前的推力以平衡发射筒的后坐。

根据动量守恒定律, 由无后坐条件得到尾喷管的喉部面积  $S_{t2}$  为:

$$S_{t2} = \frac{1}{\eta_{C_F} C_F \varphi} S_2 \quad (9)$$

式中:  $\eta_{C_F}$  为低压室尾喷管推力修正系数, 一般取

0.88~0.95,  $C_F$  为推力系数。

考虑到火星发射任务的可靠性需求和火星较大的昼夜温差, 高压室装药选择某型改性双基药复合火药, 这种火药能量特性较高、力学性能较好、具有较好的环境适应性且在空间固体火箭发动机中的应用较成熟, 能够满足火星上升器发射的需求。该种火药的相关参数如表 4 所示。

表 4 火药性能参数

Table 4 Propellant Performance Characteristics

参数	数值
特征速度 $/(m \cdot s^{-1})$	1560
临界压强/Pa	$2 \times 10^6$
定压燃温/K	3190
燃气体常数 $/(J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1})$	320
燃气比热比	1.25
密度 $/(kg \cdot m^{-3})$	1720
燃速压强指数	0.315
燃速系数 $/(m \cdot s^{-1} \cdot Pa)$	$9.258 \times 10^{-5}$

由内弹道设计的基本方程可求得高压室喷管喉部面积  $S_{t1}$  为

$$S_{t1} = \frac{\bar{p}_2 (V_{20} + S_2 l_k)}{p_1 \varphi_2 K_0 \tau_2 \sqrt{RT_1 t_k}} + \frac{S_{t2} \bar{p}_2}{p_1 \sqrt{\tau_2}} \quad (10)$$

式中:  $\varphi_2$  为喷管流量修正系数,  $\tau_2$  为低压室和高压室工作温度之比, 通常取  $\tau_2 = 0.65 \sim 0.9$ ,  $l_k$  为装药燃烧结束时上升器的位移, 可由下式算出:

$$l_k = \frac{1}{2} \bar{a}_m t_k^2 \quad (11)$$

根据选定的压强, 由平衡压强公式可算出面喉比, 从而得出装药燃烧表面积  $S_b$  为

$$S_b = \frac{\varphi_2 p_1^{1-n}}{\rho_p a C^*} S_{t1} \quad (12)$$

式中:  $n$  为燃速压强指数,  $\rho_p$  为火药密度,  $a$  为燃速系数,  $C^*$  为特征速度。

取高压室工作时间  $t_k$  为:

$$t_k = \partial t_g \quad (13)$$

式中: 系数  $\partial = 0.9 \sim 0.95$ 。

由高压室工作时间和装药燃面可以求出增面燃烧单孔管状药的肉厚  $e_1$ 、装药体积  $V_p$ 、质量  $m_p$  和火药燃速  $u$  为<sup>[17]</sup>:

$$e_1 = u t_k \quad (14)$$

$$V_p = \frac{1}{2} S_b e_1 \quad (15)$$

$$m_p = \frac{1}{2} S_b e_1 \rho_p \quad (16)$$

$$u = a p_1^n \quad (17)$$

综上所述, 将设计的内弹道参数整合如表 5 和表 6 所示。

表 5 低压室参数

Table 5 Parameters of the low-pressure chamber

参数	数值
内径/m	0.3
平均压强/Pa	$1.198 \times 10^5$
上升器平均发射加速度 $/(m/s^2)$	25
上升器在发射筒中运动时间/s	0.4
尾喷管喉部面积/m <sup>2</sup>	0.0426
初始容积/m <sup>3</sup>	0.110

表 6 高压室参数

Table 6 Parameters of the low-pressure chamber

参数	数值
工作压强/Pa	$1.5 \times 10^7$
装药燃烧时间/s	0.38
喷管喉部面积/m <sup>2</sup>	$4.19 \times 10^{-4}$
装药燃面/m <sup>2</sup>	0.1250
装药肉厚/m	$6 \times 10^{-3}$
装药质量/kg	0.64
内径/m	0.2
长度/m	0.15

### 1.3 求解载荷曲线

完成内弹道参数的设计后, 利用四阶龙格-库塔算法求解经典内弹道方程组<sup>[18]</sup>, 获得上升器所受的弹射力曲线和低压室尾喷管的反后坐力曲线。为验证本研究建立的内弹道计算模型的准确性, 采用文献[19]中弹丸弹射试验数据进行对比验证。相关内弹道计算参数如表 7 所示。

表 7 试验参数

Table 7 Parameters of the experiment

参数	数值	参数	数值
高压室容积/m <sup>3</sup>	$4.5 \times 10^{-5}$	火药形状特征量	1.68
低压室容积/m <sup>3</sup>	$4.25 \times 10^{-4}$	火药形状特征量	-0.4405

低压室横截面	0.05526	次要功系数	1.07
积/m <sup>2</sup>			
喷嘴半径/m	2.4×10 <sup>-3</sup>	绝热指数	1.145
破孔压力/Pa	4×10 <sup>6</sup>	燃速系数	4.05×10 <sup>-7</sup>
火药密度	1670	燃速指数	0.7
/(kg/m <sup>3</sup> )			
火药质量/kg	0.01	弹丸质量/kg	1.1
火药弧厚 (m)	1.1×10 <sup>-3</sup>	弹丸行程 (m)	0.77

仿真得到弹丸的发射初速为 74.5751 m/s，试验结果为 73.9355 m/s，相对误差为 0.86%，由此可认为，本研究建立的内弹道计算模型具有较高的准确性。

代入火星上升器冷发射的内弹道设计参数，得到的上升器弹射力曲线及低压室尾喷管反后坐力曲线如图 1 所示。上升器所受推力  $F_e$  与尾喷管反后坐力  $F_h$  可由下式计算：

$$F_e = S_2 p_2 \quad (18)$$

$$F_h = \eta_{c_f} C_F p_2 S_{12} \quad (19)$$

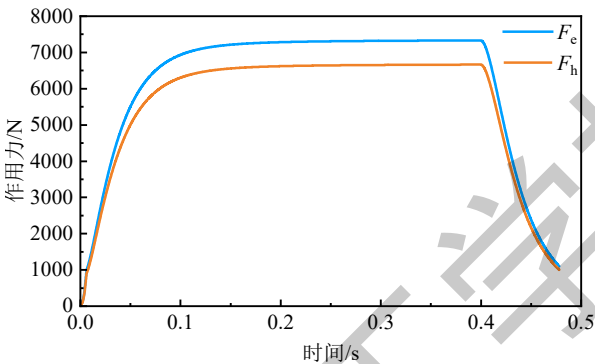


图 1 弹射力与反后坐力曲线

Fig.1 Ejection force and counter-recoil force curve

同时还可解出上升器的加速度和速度曲线如图 2 所示。由曲线可知，在当前内弹道参数下，上升器的离筒速度达到 8 m/s，最大加速度为 21.20 m/s<sup>2</sup>，当前设计结果能够满足发射要求。

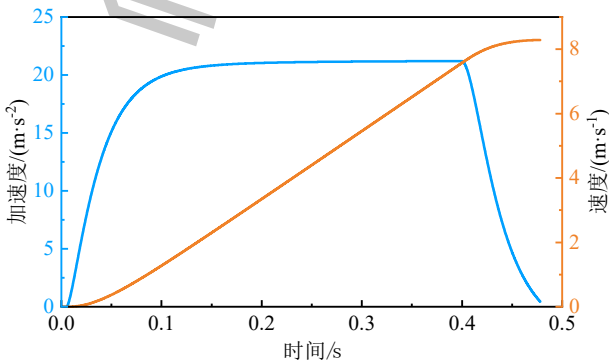


图 2 上升器速度和加速度曲线

Fig.2 Velocity and acceleration curve of the MAV

## 2 发射动力学模型及火星土壤建模

### 2.1 几何模型简化与拓扑结构确定

实际的上升器倾斜冷发射系统组成复杂，需要进行适当的简化。根据该问题的特点，将发射装置简化为包含发射架、仪器箱、2 对活塞缸、2 对活塞杆、发射筒(包括导轨)、上升器和 12 个滑块共 7 类 20 个部件的系统，如图 3 所示。上升器和滑块的相关几何参数如图 4 所示。其中，上升器滑块与导轨的装配间隙为 2 mm。发射装置的总质量为 800 kg，上升器质量为 300 kg，各部件的质量参数分布如表 8 所示。各部件的连接拓扑关系如图 5 所示。

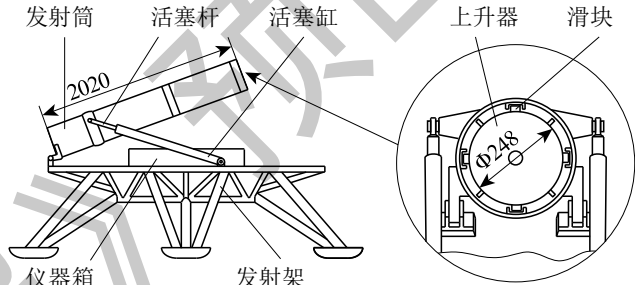


图 3 上升器发射系统模型示意图 (mm)

Fig.3 Schematic diagram of the MAV launch system model (mm)

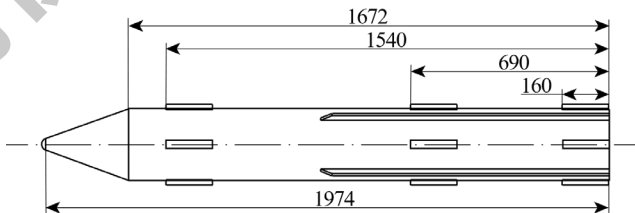


图 4 上升器和滑块的几何参数 (mm)

Fig.4 Geometric parameters of the MAV and sliders (mm)

表 8 部件质量参数

Table 8 Mass parameters of components

部件	质量/kg
发射筒	250
发射架	400
仪器箱	100
活塞缸	17
活塞杆	8
上升器	300
滑块	0.3

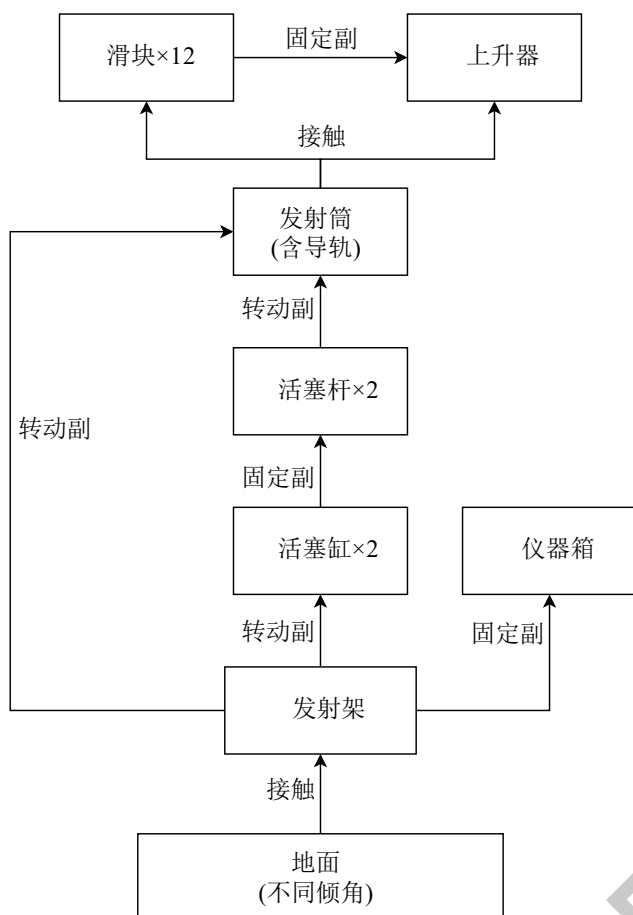


Fig.5 Topological structure relationship diagram of the MAV launch system model

由于起竖设备为伺服电动缸, 当起竖至指定角度后, 活塞杆即被锁死, 而本研究针对上升器发射过程, 并不涉及起竖过程, 故活塞缸与活塞杆之间采用固定副连接。实际发射过程中各运动副之间的间隙相对较小, 可忽略不计; 此外, 在发射过程中运动副产生的相对运动也较小, 因此均采用理想约束模型。

## 2.2 柔性体建模

对包含导轨的发射筒进行柔性化建模，由于本研究中柔性体的接触效应和非线性变形不显著，故采用模态柔性体方法进行建模。在多体系统动力学仿真软件 RecurDyn 的网格划分模块中，使用实体四面体单元 Solid4(Tetra4)进行网格划分。发射筒的材料为碳纤维复合材料，其材料密度为  $1790 \text{ kg/m}^3$ ，弹性模量为  $360 \text{ GPa}$ ，泊松比为  $0.2$ 。

为在确保计算结果精度的前提下提高计算效率,进行网格无关性分析。通过控制网格尺寸,将网格数量依次定为 5w、10w、15w、20w、25w 和 30w 进行

划分,不同数量的网格如图 6 所示。比较不同网格密度模型的 1 至 20 阶模态的固有频率,结果如图 7 所示。在低阶模态(6 阶及以下),六组网格的固有频率之间的差异较小,而在高阶模态下,5w 和 10w 网格的固有频率与其余四组相比存在较大差异。

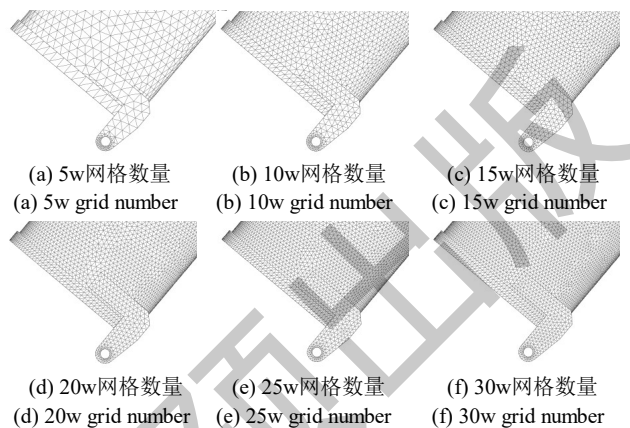


Fig.6 Different number of grids

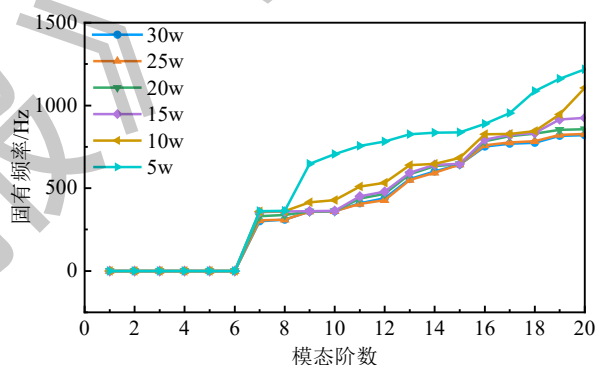


图 7 不同网格尺度固有频率与模态阶数关系曲线  
Fig.7 Relationship curve between natural frequency and modal order at different mesh scales

以 30w 网格模型为参考, 计算得到了其他网格数量模型固有频率的最大相对误差, 如表 9 所示。由表可得, 25w 网格模型的相对误差最小, 为 2.81%, 低于 5%。综合考虑计算成本与精度, 最终选择 25w 网格模型进行动力学分析, 对应的网格尺寸为 8 mm。

表 9 不同网格尺度的最大相对误差

Table 9 Maximum relative error at different mesh scales

网格单元数量	相对误差/%
5w	79.16
10w	34.74
15w	12.74
20w	7.05



## 2.3 坐标系设置

为了清晰地描述上升器发射过程中各部件的运动状态,仿真分析需要建立以下三个坐标系,分别为:大地坐标系  $OXYZ$ 、发射架坐标系  $o_1x_1y_1z_1$  和与上升器固连的上升器坐标系  $o_2x_2y_2z_2$ , 三者的位置关系如图 8 所示。

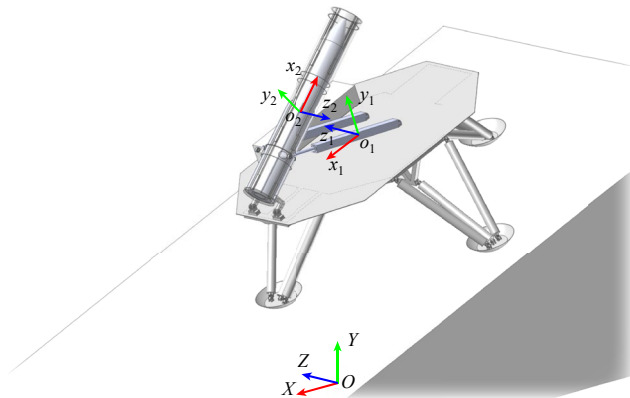


图 8 坐标系设置

Fig.8 Coordinate system setup

## 2.4 火星土壤离散元模型建立

离散元法将研究对象视为有限离散单元组成的集合,通过牛顿运动定律以及力和位移的关系,确定单元的运动规律以及单元之间的相互作用力<sup>[20]</sup>,该方法专门用于解决不连续介质的数值模拟问题,例如粒状非黏性土壤和黏性土壤<sup>[21]</sup>。

本研究采用离散元建模软件 EDEM 建立火星土壤离散元模型。该软件通过不同的接触模型模拟材料的弹性、塑性行为以及可压缩性和粘性等性质。火星表面的土壤主要由岩石经腐蚀、沉积以及严重风化作用形成<sup>[22]</sup>,这些作用使火星土壤表现出内聚力小、结构松散和不易固结的特性。本研究选用吉林大学研发的模拟火壤 JLU5 Mars-4,其含水率为 0.19%<sup>[23]</sup>。由于含水率较低,可忽略土壤塑性的影响。因此,本研究采用 Hertz-Mindlin 接触模型描述火星土壤颗粒之间的相互作用<sup>[24]</sup>。

为适应火星环境,假设土壤颗粒均质,采用粒径 5 mm 的单球颗粒,粒径分布根据颗粒半径的 0.8 至 2.5 倍随机生成,接触半径为颗粒半径的 3 倍,并采用 Hertz-Mindlin 接触模型。火星土壤的参数依据文献<sup>[25]</sup>确定,弹性模量参考文献<sup>[26]</sup>提供的 210 K 温

度下的数据。相关参数如表 10 所示。

表 10 火星土壤参数

Table 10 Parameters of Martian soil

参数	数值
密度 /( $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ )	1500
弹性模量/MPa	780
泊松比	0.3
恢复系数	0.5
静摩擦系数 (颗粒间)	0.5
静摩擦系数 (颗粒与支腿)	0.56
滚动摩擦系数	0.01

由于发射装置仅有四个支腿与地面接触,且各支腿之间的距离较远,为了提高计算效率并降低计算成本,仅在支腿附近建立土槽模型。土槽的初始长宽高分别为 2000 mm、800 mm、400 mm,土壤颗粒的有效填充高度为 390 mm。在发射装置滑移较大的工况下,适当增加土槽的长度和宽度,但保持土槽深度不变,以保证发射装置始终在土壤模型范围内运动,不会与土槽边界发生碰撞接触。土槽与发射装置支腿足垫的相对位置关系如图 9 所示。

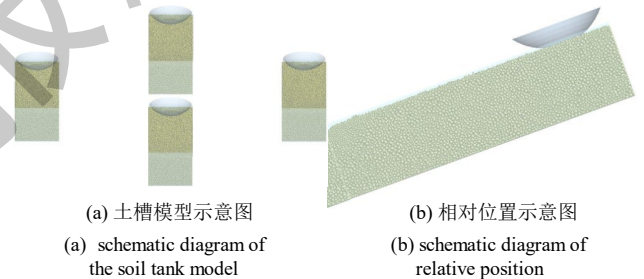


图 9 火星土壤建模示意图

Fig.9 Schematic diagram of mars soil modeling

在 EDEM 中建立土壤模型后,与多体动力学软件 RecurDyn 进行联合仿真分析。在 RecurDyn 的 External SPI 模块中创建 Wall,并选择发射装置的 4 个足垫作为与土壤颗粒接触的几何体。在 EDEM 中启用 RecurDyn Coupling 选项,建立与 RecurDyn 联合仿真的接口。仿真过程中,RecurDyn 将力施加于 EDEM 中 Wall 附着的足垫,当足垫与火星土壤接触时,力作用于火星土壤颗粒,同时火星土壤颗粒对足垫施加反作用力,并将作用力返回到 RecurDyn 中参与整体计算。

## 2.5 载荷条件设置

为简化火星大气压对弹射燃气流动的影响,将

系统发射过程所受的激励载荷简化为弹射力  $F_e$  和反后坐力  $F_h$ ，相应的载荷输入曲线如图 10 所示。仿真时间为 2 s，其中 0~0.001 s 为重力加载阶段；0.001~1.1 s 为仅施加重力的载荷自适应平衡阶段；弹射力和反后坐力作用的开始时刻为 1.1 s，结束时刻为 1.578 s。

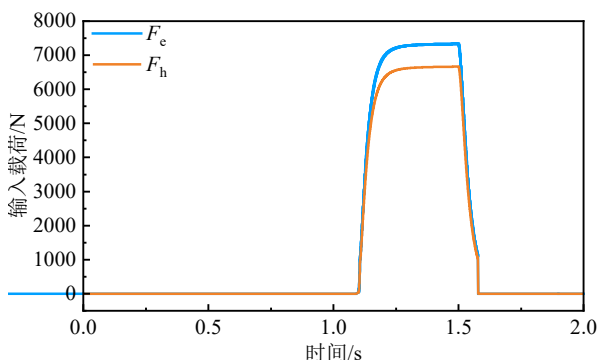


图 10 模型载荷施加曲线

Fig.10 Model load application curve

## 2.6 内弹道设计验证

为验证内弹道设计以及内弹道方程求解结果是否与多体动力学仿真结果相符，将由设计结果数值计算得到的上升器运动参数曲线与动力学仿真结果曲线进行对比，如图 11 和图 12 所示。

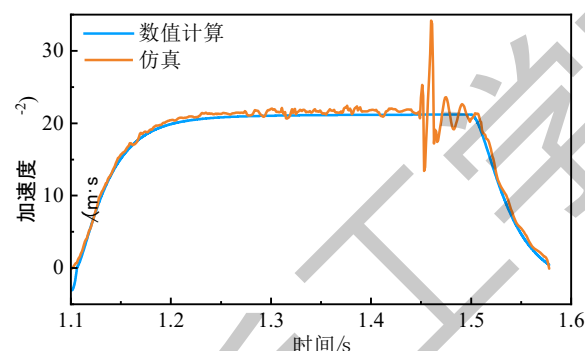


图 11 上升器加速度曲线

Fig.11 Acceleration curve of the MAV

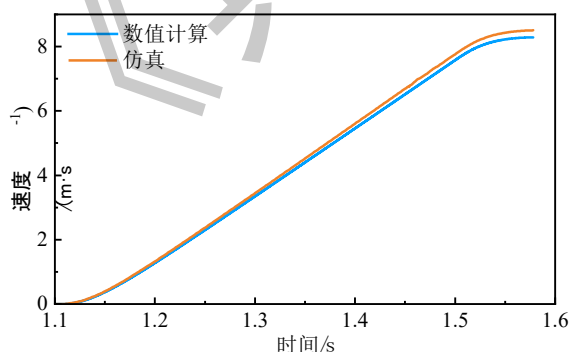


图 12 上升器速度曲线

Fig.12 Velocity curve of the MAV

由图 11 和图 12 可知，两组曲线一致性较好。另外，在 1.425~1.475 s 期间，仿真加速度曲线出现了显著波动，这种波动主要是由于导轨与滑块间存在间隙，且上升器的质心位于上滑块与中滑块之间，当上滑块滑离导轨后，重力引起的低头力矩会使上升器底部滑块与上导轨碰撞，从而导致加速度的波动。在加速度的剧烈变化阶段以外，两条加速度曲线的最大相对误差为 2.76%，速度曲线的最大相对误差为 2.41%。

## 3 发射动力学仿真结果及分析

本文以火星上升器倾斜冷发射系统的多体动力学仿真模型为研究对象，研究地面倾角、朝向以及“虚腿”现象对发射动力学参数的影响，分析发射装置的发射稳定性和上升器的发射精度。

为评估发射稳定性，选择发射架四个支腿沿发射装置坐标系  $y$  方向的位移作为动力学参数。该方向的位移能够反映发射装置是否发生倾斜或倾覆。位移的绝对值越小，发射装置的稳定性越好。

由于发射装置的倾斜会影响上升器的出筒姿态，本文参考美国航空航天局的相关技术标准和指南<sup>[27]</sup>，规定发射装置的倾斜角度不得超过  $0.5^\circ$ ，否则认为发射稳定性受到破坏。发射过程中发射装置的倾斜主要体现在支腿的离地高度变化，由于允许倾斜角度  $\alpha$  较小，将倾斜角度转换为支腿离地高度差  $h$  以量化倾斜程度：

$$h = L_1 \alpha \quad (20)$$

式中： $h$  为前后腿或左右腿在  $y$  方向的位移差， $L_1=3500$  mm 为发射装置前后腿或左右腿之间的距离。根据计算，允许的支腿  $y$  向位移差为 30.5433 mm。

为评估发射精度，选择上升器滚转角位移、角速度，俯仰角位移、角速度以及偏航角位移、角速度作为动力学参数。各参数的绝对值越小，发射精度越高。参考文献[28]给出的精度要求，规定姿态角扰动绝对值在  $5^\circ$  即  $8.7266 \times 10^{-2}$  rad 以内。

### 3.1 无后坐设计验证

倾斜冷发射过程中，发射装置将承受较大的后坐力。为了提高发射稳定性，对弹射器进行了并联式无后坐设计。为了验证无后坐设计的必要性和有效性，本节将对比分析有无后坐设计两种情况下发射装置的稳定性。



为排除土壤离散元性质的干扰，建立刚性的水平地面进行仿真，保证刚性地面的接触参数与土壤相同。有无后坐两种工况下装置前支腿的  $y$  向位移如图 13 所示。

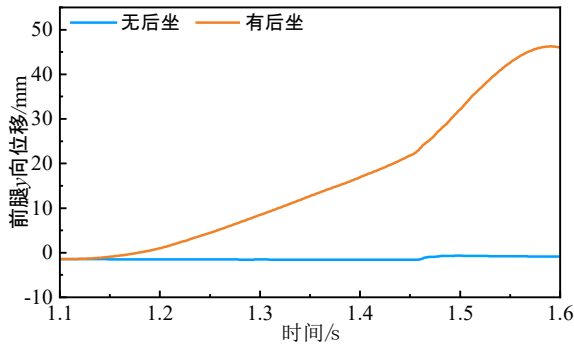


图 13 发射装置前腿  $y$  向位移曲线

Fig.13 Displacement curve at  $y$ -direction of the front leg of the launch device

在有无后坐两种工况下，上升器离筒时刻的装置位移分别为  $-0.8479 \text{ mm}$  和  $45.8600 \text{ mm}$ 。与无后坐工况相比，有后坐时装置的倾斜程度提高了两个数量级，且超过了允许值，发射稳定性受到破坏。综上所述，针对火星环境因素进行的并联式无后坐设计方案是有必要的，它能够显著提高发射装置的稳定性，确保发射安全。

### 3.2 土壤离散化的影响

火星土壤具有内聚力低、结构松散且不易固结的特性，这导致其承载和应力传递特性可能与地球土壤有所不同。在传统的连续介质建模中，土壤通常被简化为均匀的弹塑性体，而对于火星土壤而言，基于离散元法的土壤地面建模更能够反映颗粒土壤在载荷作用下的滑动、滚动等动力学特性，从而为发射架与地面接触过程的动力学分析提供更准确的结果。

本文以上坡  $20^\circ$  工况为例，对比了地面离散化前后支腿的  $y$  向位移变化情况。两种仿真模型如图 14 所示，离散元土壤的变形情况如图 15 所示，仿真全过程支腿  $y$  向位移变化曲线如图 16 所示。

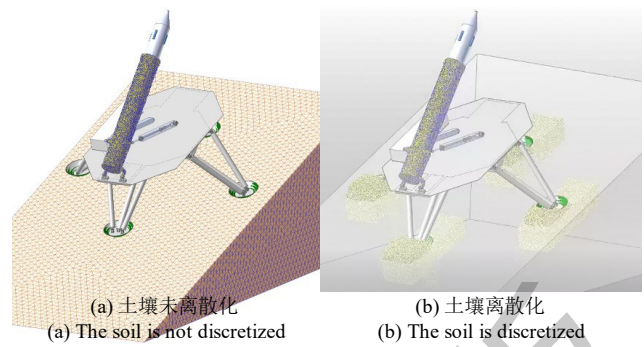


图 14 是否离散化仿真模型示意图

Fig.14 Illustration of non-discrete and discrete simulation model

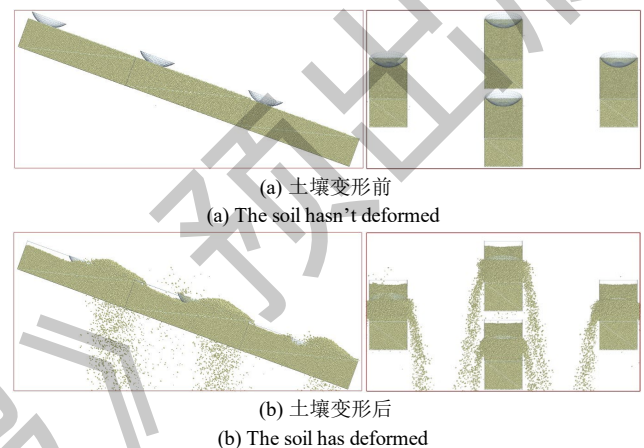


图 15 土壤变形情况图

Fig.15 Schematic diagram of soil deformation

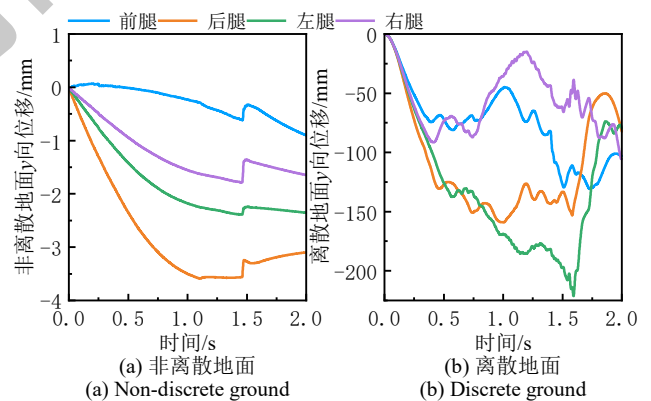


图 16 是否离散化发射架支腿  $y$  向位移曲线

Fig.16 Displacement curve at  $y$ -direction of whether discretized

计算结果表明，在连续介质假设下，支腿的最大位移相对较小，且位移分布较为均匀，这主要是因为连续模型将土壤视为刚度较大的整体，其变形受到限制。然而，在离散土壤条件下，支腿的位移显著增大，且呈现出更强的非对称性。这一现象反映了土壤颗粒在载荷作用下的滑移与局部压密效应，导致支腿与地面的接触刚度降低，从而使支腿沉降增大。由

于离散化土壤模型更接近火星土壤的实际特性，本文采用离散元方法对土壤进行建模。

3.3 地面倾角和朝向研究

与地球发射不同，火星发射的着陆区域地形特征具有一定的未知性和随机性，因此需要建立典型的着陆面特征以开展极端工况仿真。建立不同倾角的地面，在不同倾角的地面上将发射筒起竖至不同角度，但保持发射筒轴线与水平线呈  $50^\circ$  夹角，并假设所有支腿均成功触地并承载，无“虚腿”现象。本研究分析平地、两种斜面和四种朝向共九种工况下的发射动力学参数。斜面上发射装置的四种不同朝向如图 17 所示，工况安排如表 11 所示。

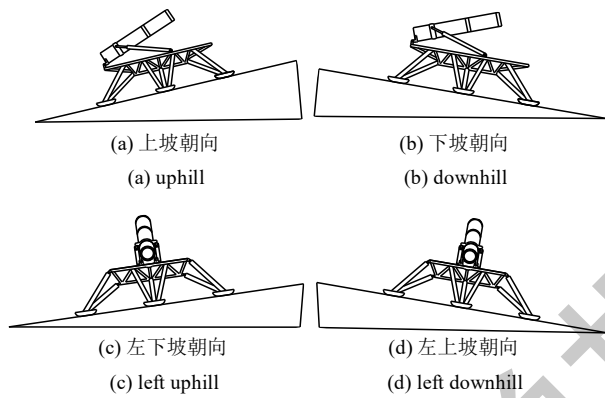


图 17 发射装置朝向示意图

Fig.17 Direction schematic of the launch device

表 11 地面倾角工况安排

Table 11 Ground inclination working condition arrangement

工况	地面倾角/ ( $^\circ$ )	朝向	起竖角度/ ( $^\circ$ )
1	0	-	50
2	20	上坡	30
3	20	下坡	70
4	20	左上坡	50
5	20	左下坡	50
6	30	上坡	20
7	30	下坡	80
8	30	左上坡	50
9	30	左下坡	50

由于发射稳定性只影响上升器在发射筒中的运动，仅需考察 1.1~1.578 s 的位移曲线。取发射期间前、后腿在  $y$  方向的位移差进行分析，如图 18 和图 19 所示。取上升器出筒时刻 1.578 s 的前后腿位移差如表 12 所示。

表 12 出筒时刻前后腿  $y$  向位移差

Table 12 Displacement difference at  $y$ -direction between front and rear legs at the moment of exit

工况	位移差/mm
平地	2.84
上坡 $20^\circ$	-50.55
下坡 $20^\circ$	-51.09
左上坡 $20^\circ$	19.98
左下坡 $20^\circ$	-18.57
上坡 $30^\circ$	129.74
下坡 $30^\circ$	-39.18
左上坡 $30^\circ$	-4.03
左下坡 $30^\circ$	-30.83

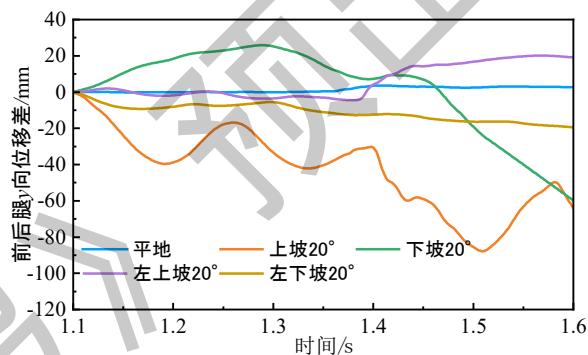


图 18  $20^\circ$  倾角地面前后腿  $y$  向位移差

Fig.18 Displacement difference at  $y$ -direction between front and rear legs at a  $20^\circ$  inclination angle

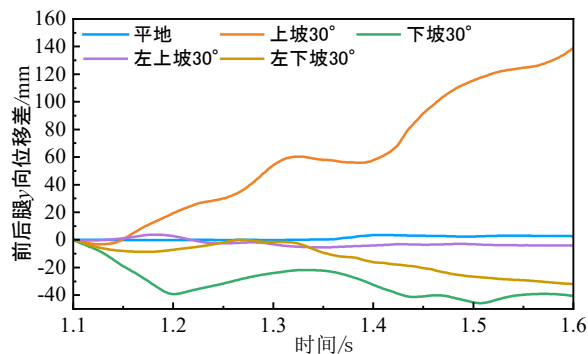


图 19  $30^\circ$  倾角地面前后腿  $y$  向位移差

Fig.19 Displacement difference at  $y$ -direction between front and rear legs at a  $30^\circ$  inclination angle

对表 12、图 18 和图 19 分析发现，在平地工况下发射装置的倾斜最小，随着地面倾角增加，发射装置的倾斜程度增大，相较于平地， $20^\circ$  和  $30^\circ$  地面上装置的最大倾斜程度分别增加了 20 倍和 44 倍，稳定性降低；同一地面倾角的四种朝向中，上坡和下坡朝向时，发射装置的倾斜超过了允许值 30.54 mm，

发射稳定性受到破坏，而侧向朝向的两种工况倾斜值均较小，稳定性较好。四种朝向中，上坡朝向时，发射装置的倾斜程度最大， $30^\circ$  倾角地面上的前后腿位移差达到了 129.74 mm，为稳定允许值的四倍。这是由于上坡朝向时，发射筒的起竖角度最小，弹射反作用力的后坐分量最大，在后坐力和重力沿斜面分量的作用下，装置发生较大倾斜，发射稳定性最差。因此，为保证发射稳定性，可以通过优化着陆器支撑结构设计、增强多方向支撑力来提升地形适应性，同时发射地点应选择倾斜程度较小的地面，并优先考虑侧向朝向，避免上坡或下坡的朝向。

在不同工况下，发射装置的运动情况不同，为准确描述上升器在发射筒内的运动，取与发射筒固连的坐标系作为参考坐标系来分析上升器的运动参数。对平地 and 两种斜面的上坡朝向工况进行分析，上升器在发射筒中运动的角位移与角速度如图 20 所示，出筒时刻的角位移如表 13 所示。

表 13 出筒时刻上升器角位移

Table 13 Angular displacement of the MAV at the moment of exit

	平地	上坡 $20^\circ$	上坡 $30^\circ$
滚转角/rad	-0.0004	-0.0030	0.0185
俯仰角/rad	0.0064	-0.0343	0.0029
偏航角/rad	-0.0022	-0.0182	0.0206

分析表明，在平地工况下，上升器的扰动角最小；随着地面倾角的增加，上升器的扰动角和角速度增大，且波动幅度更大。然而，在出筒时刻，上升器在三个方向上的扰动角位移值均未超过  $5^\circ$ ，在发射允许范围以内。

在 1.38 s 时，上升器的俯仰角位移发生显著变化，这是由于上滑块出筒，导致上升器在重力作用下出现“低头现象”；在 1.46 s 时，三个方向的角位移与角速度均出现变化，这是由于上升器的“低头现象”导致下滑块与上导轨碰撞，进而影响了上升器的运动参数。上升器的扰动主要受到装置稳定性和与装置间碰撞的影响，而受到火星重力的影响较小。

在 1.46 s 时，上坡  $20^\circ$  工况滑块碰撞瞬间发射筒的总位移和应力分布云图分别如图 21 和图 22 所示。需要说明的是，直接得到的位移为对象在全局坐标系的总位移，其数值同时受到发射装置整体运动和地面变形等因素的影响，故位移的具体数值并不具有直接的研究意义。本研究更关注位移的相对大小和发射筒的变形情况，故将发射筒底部中心节点的位移设定为零，对相对位移的云图进行绘制与分析。

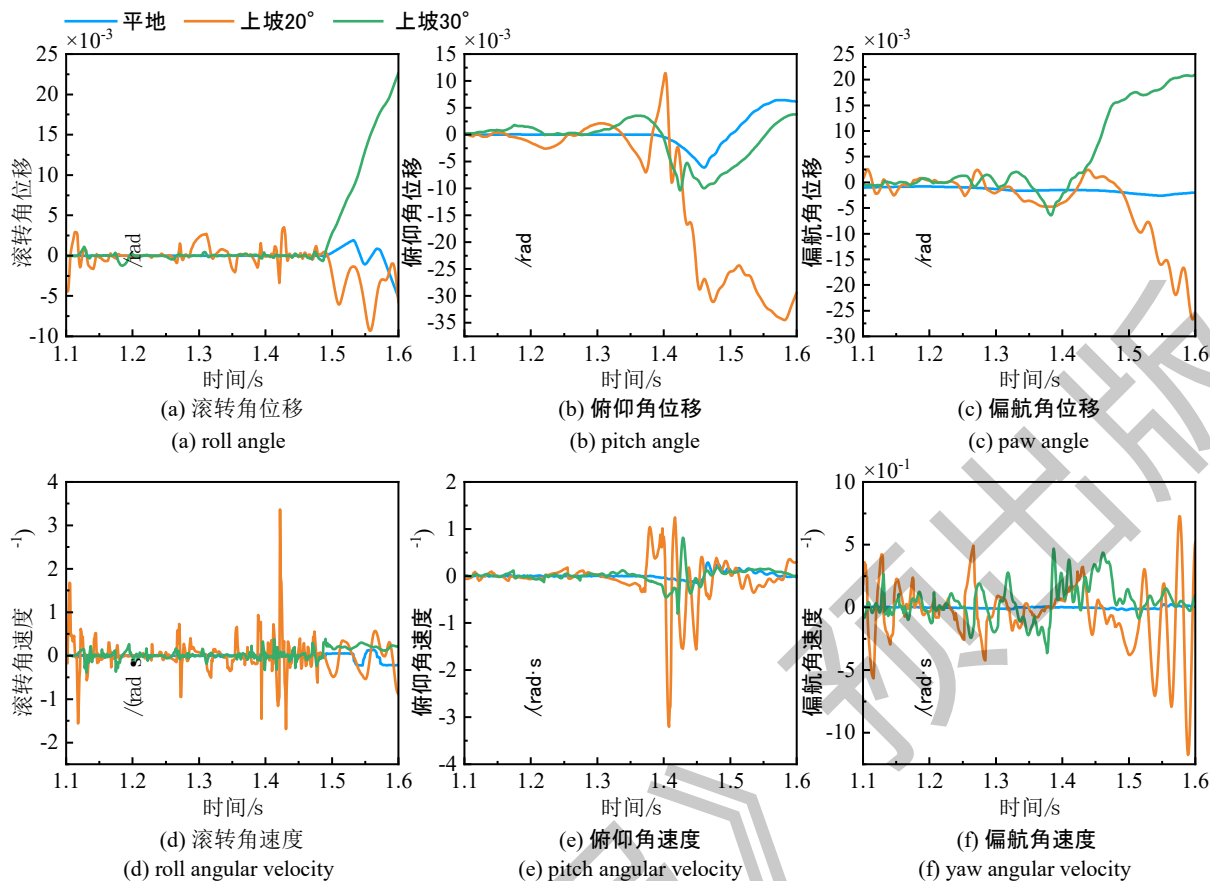


图 20 上升器角位移、角速度曲线

Fig.20 Angular displacement and angular velocity curve of the MAV

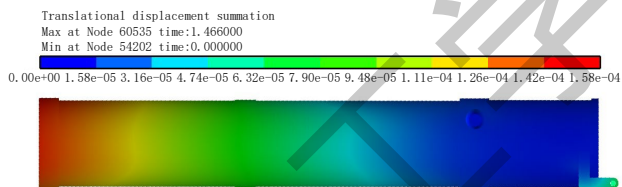


图 21 发射筒的总相对位移云图

Fig.21 The total relative displacement contour plot of the launch tube

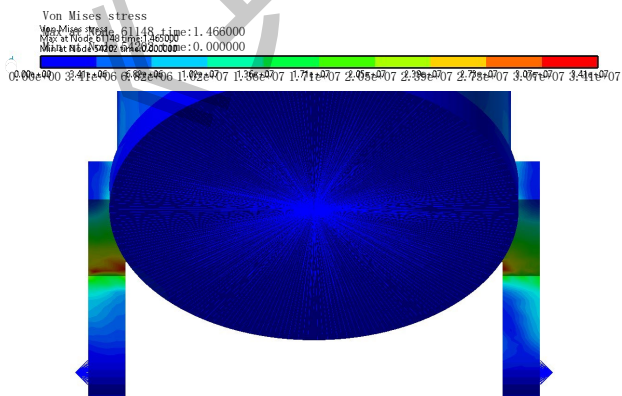


图 22 发射筒后支腿的应力云图

Fig.22 The stress cloud plot of the rear leg of the launch tube

从图 21 和图 22 中可以看出,滑块碰撞时,发射筒的变形和应力达到了整个发射过程中的最大值。其中,虽然发射筒的最大变形较小,仅为 0.16 mm,但筒口的相对位移大于中部和后部,这仍将导致上升器的出筒姿态出现扰动。此外,发 3 射筒后支腿转角处的应力值最大,为 34.1 MPa,出现了应力集中现象。由于滑块导轨间存在间隙,应力分布呈现一定的不对称性。虽然这并未造成结构破坏,但作为潜在的危险位置,该位置在后续设计研究中应予以重点关注,并可以通过优化结构设计,如倒圆角处理或采用局部加强等方式缓解应力集中问题。

此外,在不同工况条件下,发射筒的位移和应力最大值存在一定差异,但变形分布一致,最大应力的位置相同。最大变形和最大应力均出现在左上坡 30° 工况,分别为 0.73 mm 和 217 MPa。上升器与发射筒的碰撞时刻差异较小,原因在于发射角度均设定为

50°，上滑块出筒后，上升器所受的重力矩相同，因此碰撞时刻几乎一致。

3.4 “虚腿”现象研究

火星上升器的发射装置通过四条支腿提供支撑，这在发射过程中可能导致过约束超静定的问题，从而某一支腿可能因不受力而悬空，产生“虚腿”现象<sup>[29]</sup>。由于地球重力较大，且土壤大多为高压缩性黏土，承载能力较强，因此“虚腿”导致的装置翻转、倾覆等不利现象可能由于较大的支持力和摩擦力而被掩盖，但相关现象可能在火星发射中出现，从而导致发射失败。为了分析“虚腿”现象对火星上升器发射过程的影响，本研究对不同支腿虚支情况下的发射过程进行建模和仿真分析。

发射装置的重心偏向后方和左方，当后腿或左腿虚支时，发射装置通常会失去平衡并发生倾覆，这也表明该支腿为主要支承腿，在实际过程中不会出现虚支的状况。上述九种工况中，发射前能够保持平衡，但发射过程中由于上升器与装置的碰撞扰动会发生倾覆的工况如表 14 所示。如表所示，尽管在右腿虚支情况下，发射装置能保持静平衡，但在某些工况下，发射过程中的扰动仍可能导致装置倾覆。这表明，存在虚支情况时，即使着陆器能够平稳着陆，发射时也可能因倾覆导致发射失败，因此有必要采取

措施检测并解决“虚腿”问题。

表 14 倾覆的工况

Table 14 Overturning condition

工况	“虚腿”
平地	右支承腿
上坡 20°	右支承腿
下坡 20°	前/后支承腿
左上坡 20°	左支承腿
上坡 30°	右支承腿
下坡 30°	前/后支承腿
左上坡 30°	左支承腿

对上坡 30° 工况重点分析，比较前腿虚支和右腿虚支两种情况下四条支腿的 y 向位移与无虚支情况的差异，如图 23 所示，并将发射过程各支腿的位移变化统计于表 15 中。

表 15 发射过程支腿位移变化

Table 15 Displacement variation of support legs during the launch process

	无虚支	前腿虚支	右腿虚支
前腿位移/mm	74.46	-18.69	-93.4
后腿位移/mm	-55.28	-10.66	-91.39
左腿位移/mm	-36.70	-36.22	89.55
右腿位移/mm	55.88	6.87	-274.34

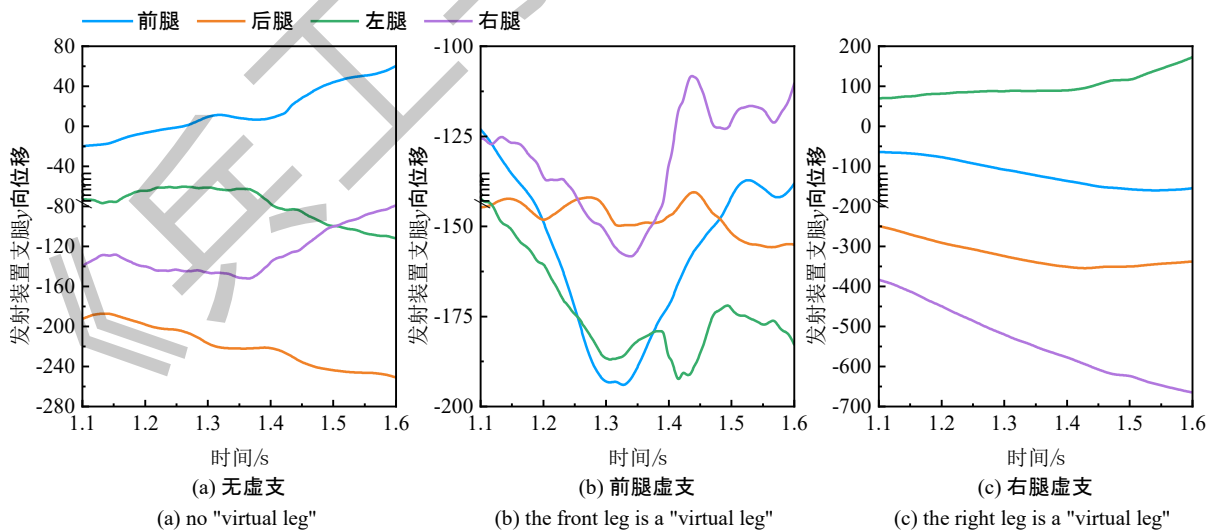


图 23 发射装置支腿 y 向位移

Fig.23 Displacement at y-direction of the launch device support legs

如表 15 和图 23 所示，在前腿虚支工况下，位移曲线与无虚支情况相比有显著差异，并出现了明



显的晃动。这是因为虚支的支腿未与地面接触，缺少地面支持力的作用，导致发射过程中装置更容易发生晃动。在右腿虚支工况下，发射装置向右侧翻倒并倾覆，这将导致发射失败。此外，三种工况下发射筒的相对位移和应力最大值的数量级相同，发射筒的变形分布一致，筒口位移大于后部，且最大应力均出现在发射筒后支腿转角处。这表明“虚腿”现象对发射筒的受力和变形影响不大。

在火星的低重力条件和特殊的土壤特性下，“虚腿”现象容易导致发射装置的翻转或倾覆，直接降低发射装置的稳定性。这一规律为未来着陆器支撑结构的抗失稳设计提供了重要参考。通过优化调平系统的自动控制策略等措施来解决“虚腿”问题，有助于确保发射的可靠性和稳定性<sup>[30]</sup>。

## 4 结论

本研究以火星上升器倾斜冷发射系统为研究对象，基于弹射内弹道经典理论对满足火星上升器发射要求的零维内弹道参数进行设计，基于发射动力学理论，建立发射平台和上升器的多体系统数值仿真模型，并基于离散元法模拟火星土壤等散粒体的运动行为，验证无后坐设计和离散元建模的必要性，研究地面倾角与“虚腿现象”对上升器发射的发射稳定性和发射精度的影响，得出以下结论：

1) 针对火星表面的独特环境，基于经典内弹道学理论，对并联无后坐的燃气式弹射器的低、高压室的装填条件与构造诸元进行设计，得到满足发射需求的内弹道方案，使上升器的离筒速度达到  $8\text{ m/s}$ ，同时最大加速度为  $21.20\text{ m/s}^2$ ，满足发射需求。

2) 为了应对倾斜冷发射带来的较大后坐力以及火星低重力和特殊地面特性带来的较低发射稳定性，对弹射器进行了并联式无后坐设计。仿真分析表明，有后坐情况下，发射装置在发射期间的倾斜程度显著增加，增大了两个数量级，验证了无后坐设计的必要性和有效性。

3) 火星土壤的离散元建模能够更好地捕捉土壤颗粒之间的相互作用、颗粒流动等效应，从而更准确地反映火星土壤的动力学行为。

4) 地面倾角越大，发射装置的稳定性和发射精度越差；在同一倾角的不同朝向下，上坡朝向时发射装置的稳定性最差，侧向朝向的稳定性最好。因此，在选择发射地点时，应尽量选择倾斜程度较小

的地面，同时选择侧向朝向，避免上坡或下坡的朝向，以防止发射装置稳定性受到破坏。上升器的扰动主要受到发射装置稳定性的影响，受火星重力的影响较小。

5) “虚腿”现象会显著降低发射稳定性，并在某些情况下可能造成发射装置倾覆，导致发射失败。在发射时应通过相关控制策略检测并避免“虚腿”现象的发生。

综上所述，火星低密度大气、低重力以及特殊土壤特性等环境因素改变了内弹道设计要求、发射稳定性及精度特性。本研究针对火星大气参数对弹射内弹道进行了设计，并对火星上升器发射系统进行了发射动力学分析，通过数值仿真，有效评估了火星冷发射技术的可行性，识别了潜在问题并总结了规律性特征，揭示了发射装置在不同倾角和方向下的稳定性规律。然而，由于火星环境的复杂性和不确定性，仅依赖仿真难以全面预测任务实施中的挑战。未来的研究将结合火星模拟实验进一步验证仿真结果，并通过改进模型、研究火星环境扰动等方式提高研究精度、进一步增强方法的适应性，并针对典型工况进行更深入的研究，为 2030 年火星采样返回任务提供更加可靠的技术支持。

## 参考文献 (References)

- [1] JONES A. Achieving mars sample return on a single Ares V launch[D]. Huntsville: The University of Alabama in Huntsville, 2010.
- [2] 马永丽, 李沐阳, 马子皓, 等. 火星上的气固流态化模拟实验[J]. 化工进展, 2024, 43(8): 4203-4209.  
MA Y L, LI M Y, MA Z H, et al. Experiment of simulation study on gas-solid fluidization on Martian environments[J]. Chemical Industry and Engineering Progress, 2024, 43(8): 4203-4209. (in Chinese)
- [3] 赵健楠, 赵源, 张诗琪, 等. 火星水资源探测、开采及原位利用研究进展[J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2024, 52(8): 29-40.  
ZHAO J N, ZHAO Y, ZHANG S Q, et al. Research progress on exploration, exploitation, and in-situ utilization of Martian water resources[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2024, 52(8): 29-40. (in Chinese)



- [4] 时蓬, 范全林, 汤惟玮. 关于 2030 年前火星采样返回科学任务的展望[J]. 空间科学学报, 2020, 40(3): 301-304.
- SHI P, FAN Q L, TANG W W. Prospects of mars sample return science mission before 2030[J]. Chinese Journal of Space Science, 2020, 40(3): 301-304. (in Chinese)
- [5] 张胜, 唐晓峰, 刘可平, 等. 火星上升器发射技术综述[J]. 空天防御, 2023, 6(3): 66-76.
- ZHANG S, TANG X F, LIU K P, et al. Review on research status of mars ascent vehicle's launching technology[J]. Air and Space Defense, 2023, 6(3): 66-76. (in Chinese)
- [6] ROSS D, RUSSELL J, SUTTER B. Mars ascent vehicle(MAV): designing for high heritage and low risk[C]//2012 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, US: IEEE, 2012: 1-6.
- [7] SENGUPTA A, PAUKEN M, KENNETT A, et al. Systems engineering and support systems technology considerations of a Mars ascent vehicle[C]// 2012 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT US: IEEE, 2012: 3028-3038.
- [8] SHOTWELL R, BENITO J, KARP A, et al. Drivers, Developments and options under consideration for a Mars ascent vehicle[C]// 2016 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, US: IEEE, 2016: 1-14.
- [9] LANDIS G A, OLESON S R, PACKARD T W, et al. Design study of a Mars ascent vehicle for sample return using in-situ generated propellant[C]// Proceedings of the 10th Symposium on Space Re-source Utilization. Grapevine, TX, US: AIAA, 2017: 0424.
- [10] YAGHOUBI D, MA P. Integrated design results for the MSR DAC-0.0 Mars ascent vehicle[C]// 2021 IEEE Aerospace Conference (50100). Big Sky, MT, US: IEEE, 2021: 1-17.
- [11] 谭大成. 弹射内弹道学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2015.
- TAN D C. Interior ballistics of catapults[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2015. (in Chinese)
- [12] VANDAELE, A.C., AOKI, S., BAUDUIN, S, et al. Composition and chemistry of the Martian atmosphere as observed by Mars express and exomars trace gas orbiter[J]. Space Science Reviews, 2024, 220(7): 75-112.
- [13] 常勇强, 曹子栋, 赵振兴, 等. 多组分气体热物性参数的计算方法[J]. 动力工程学报, 2010, 30(10): 772-776.
- CHANG Y Q, CAO Z D, ZHAO Z X, et al. Calculation method for thermal properties of multi-component gas[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2010, 30(10): 772-776. (in Chinese)
- [14] 孙冠文, 崔寒茵, 李超, 等. 火星大气频散声速剖面建模方法及其对声传播路径的影响[J]. 物理学报, 2022, 71(24): 271-283.
- SUN G W, CUI H Y, LI C, et al. Methods of modelling dispersive sound speed profiles of Martian atmosphere and their effects on sound propagation paths[J]. Acta Physica Sinica, 2022, 71(24): 271-283. (in Chinese)
- [15] 黄飞, 吕俊明, 程晓丽, 等. 火星进入器高空稀薄气动特性[J]. 航空学报, 2017, 38(5): 15-21.
- HUANG F, LV J M, CHENG X L, et al. Aerodynamics of Mars entry vehicles under hypersonic rarefied condition[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(5): 15-21. (in Chinese)
- [16] 庞春桥, 陶钢, 李召, 等. 轻型无后坐力炮的动不平衡冲量特性[J]. 兵工学报, 2020, 41(12): 2424-2431.
- PANG C Q, TAO G, LI Z, et al. Dynamic unbalance impulse characteristics of a light recoilless rifle[J]. Acta Armamentarii, 2020, 41(12): 2424-2431. (in Chinese)
- [17] 贾乐凡, 史宏斌, 沙宝林. 翻转条件下固体火箭发动机药柱-衬层界面力学响应[J]. 推进技术, 2022, 43(12): 390-396.
- JIA L F, SHI H B, SHA B L. Dynamic response of solid rocket motor grain-liner interface under flip condition[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(12): 390-396. (in Chinese)
- [18] 程李东, 姜毅, 张曼曼, 等. 水压式垂直发射装置内弹道建模与分析[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2022, 43(2): 221-227.
- CHENG L D, JIANG Y, ZHANG M M, et al. Modeling and analyzing the interior trajectory of hydraulic submersible vertical missile launchers[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2022, 43(2): 221-227. (in Chinese)
- [19] 廖欢欢, 张海波, 熊勇, 等. 高低压室发射弹丸内弹道仿真与试验研究[J]. 弹道学报, 2022, 34(4): 45-51.
- LIAO H H, ZHANG H B, XIONG Y, et al. Simulation and experimental study on interior ballistics of projectiles launched with high-low pressure chamber[J]. Journal of Ballistics, 2022, 34(4): 45-51.

- [20] 杨磊, 涂冬媚, 朱启银, 等. 考虑变温幅值影响的颗粒循环热固结离散元法试验研究[J]. 岩土力学, 2022, 43(增刊 1): 591-600.
- YANG L, TU D M, ZHU Q Y, et al. Experimental research on discrete element method of particle cyclic thermal consolidation considering the influence of variable temperature amplitude [J]. Rock and Soil Mechanics, 2022, 43(S1): 591-600. (in Chinese)
- [21] 肖万港, 周云波, 傅耀宇, 等. 土壤对军用越野车辆机动性能影响分析[J]. 兵工学报, 2024, 45(1): 288-298.
- XIAO W G, ZHOU Y B, FU Y Y, et al. Analysis of the Influence of Soil on the Maneuverability of Military Off-road Vehicles[J]. Acta Armamentarii, 2024, 45(1): 288-298. (in Chinese)
- [22] 欧阳自远, 肖福根. 火星及其环境[J]. 航天器环境工程, 2012, 29(6): 591-601.
- OUYANG Z Y, XIAO F G. Mars and its environment[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2012, 29(6): 591-601. (in Chinese)
- [23] 刘汉生, 王江, 赵健楠, 等. 典型模拟火星土壤研究进展[J]. 载人航天, 2020, 26(3): 389-402.
- LIU H S, WANG J, ZHAO J N, et al. Research progress of typical Martian soil simulants[J]. Manned Spaceflight, 2020, 26(3): 389-402. (in Chinese)
- [24] 王庚祥, 马道林, 刘洋, 等. 多体系统碰撞动力学中接触力模型的研究进展[J]. 力学学报, 2022, 54(12): 3239-3266.
- WANG G X, MA D L, LIU Y, et al. Research progress of contact force models in the collision mechanics of multi-body system[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2022, 54(12): 3239-3266. (in Chinese)
- [25] 吴宝广. 星球着陆器钻采及着陆条件下高紧实度模拟星壤整备及其性能研究[D]. 吉林: 吉林大学, 2017.
- WU B G. The Preparation and Performance Analysis of High Compactness Simulated Planet Soil Under the Condition of Planetary Lander Equipment's Drilling Samples and Landing[D]. Jilin: Jilin University, 2017. (in Chinese)
- [26] Ash R L, Emery J, Crane B, et al. Mechanical properties of icy Mars regolith simulant: assessment of a potential ISRU feedstock[A]. 8th Symposium on Space Resource Utilization[C]. San Diego, CA, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [27] NASA Engineering Management Council. Structural Design and Test Factors of Safety for Space-flight Hardware: NASA-STD-5001[S]. Washington, DC, US: NASA, 2014.
- [28] 张震东, 马大为, 仲健林, 等. 某型导弹冷发射装备场坪适应性研究[J]. 兵工学报, 2020, 41(2): 280-290.
- ZHANG Z D, MA D W, ZHONG J L, et al. Research on adaptability of a cold launching system of missile to launching site[J]. Acta Armamentarii, 2020, 41(2): 280-290. (in Chinese)
- [29] 付国华, 张礼学, 翟杰勇, 张应红. 一种基于多元感知的电动调平装置“虚腿”判定方法[J]. 桂林电子科技大学学报, 2022, 42 (3): 181-186.
- FU G H, ZHANG L X, ZHAI J Y, et al. A judgment method of "Virtual leg" of electric leveling device based on multiple perception[J]. Journal of Guilin University of Electronic Technology, 2022, 42 (3): 181-186. (in Chinese)
- [30] 王武, 付小强, 卢青山, 等. 某型火箭炮运弹车自动调平控制系统的设计与实现[J]. 兵工学报, 2022, 43(增刊 1): 82-87.
- WANG W, FU X Q, LU Q S, et al. Design and implementation of automatic leveling control system for a rocket launcher ammunition supply vehicle[J]. Acta Armamentarii, 2022, 43(S1): 82-87. (in Chinese)