

基于DEM的火壤建模与上升器发射动力学研究

王惠娟^{1,2}, 周迪², 张胜², 周典², 唐晓峰², 刘广²

(1. 南京航空航天大学 航天学院, 南京 211106; 2. 上海机电工程研究所, 上海 201109)

摘要: 火星表面发射起飞是实现火星采样返回任务的关键环节之一。为准确评估火星上升器(Mars Ascent Vehicle, MAV)发射起飞时的动力学响应, 基于离散单元法(Discrete Element Method, DEM)构建了模拟火壤颗粒介质模型, 研究模拟火壤的承载力学特性。构建了“模拟火壤-着陆器-发射装置-上升器”多要素耦合动力学模型, 开展了倾斜热发射动力学仿真。结果表明, 在斜坡表面沿不同方向发射时, 上升器发射分离时姿态角变化较小, 偏航、俯仰、滚转角分别不大于 1.0° 、 3.2° 、 0.18° ; 上升器运动将影响模拟火壤对着陆器各足垫支撑载荷的幅值, 发射过程中着陆器俯仰角与滑移量较小, 整体姿态稳定, 可有效支撑上升器的发射分离过程。研究方法可用于指导星表发射装置的动力学仿真与稳定性设计。

关键词: 火星上升器; 发射; 离散单元法; 动力学仿真; 姿态角

中图分类号: V476.4, V525

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2025)03-0261-10

DOI: 10.3724/j.issn.2096-9287.2025.20240093

引用格式: 王惠娟, 周迪, 张胜, 等. 基于DEM的火壤建模与上升器发射动力学研究[J]. 深空探测学报(中英文), 2025, 12(3): 261-270.

Reference format: WANG H J, ZHOU D, ZHANG S, et al. Research on modeling of martian soil based on discrete element method and launch dynamics of Mars ascent vehicles[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2025, 12(3): 261-270.

引言

火星是太阳系中与地球十分相似的一颗行星, 通过采样返回任务获取火星表面土壤(简称“火壤”)与岩石样本, 对于研究生命科学、地质学、环境演化等具有极为重要的意义。早在20世纪, 美苏两国已实现了月球表面土壤的采样与返回, 并对火星发射了一系列环绕器与着陆器开展探测任务^[1]。中国于2020年通过“嫦娥五号”完成了月球采样返回^[2], 同年开展的“天问一号”任务实现了火星环绕、着陆与巡视探测^[3]。截至目前, 国内外尚未获得火壤样本, 因此火星采样返回任务成为了当今航天领域的重要研究方向之一。

火星采样返回任务需经历从地球发射至火星、火星表面起飞及返回地球等关键环节。地面发射技术经数十年的发展, 相对成熟, 而火星表面发射技术目前尚无成功实施的案例。与月球和地球表面起飞上升相比, 火星表面的大气环境、引力场特性、起飞初始条件等约束条件, 要求上升器具有轻小型化和大干质比的特点^[4]。火星上升器的概念构型, 从早期具有双推进器系统的着陆器构型到单级固体火箭构型, 再到如今的二级火箭构型, 国外已研究了多种概念方案。美国

洛克希德·马丁公司(Lockheed Martin Space Systems Company)对火星上升器系统进行了初步的概念设计研究, 并提出了一种倾斜热发射支持系统, 如图1(a)所示, 该系统主要由集成热控系统、发射筒和发射机构等组成^[5]。美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的马歇尔太空飞行中心(Marshall Space Flight Center)与喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory)联合开发了一种上升器设计概念, 并提出了一种侧向冷弹射支持系统^[6-7], 如图1(b)所示。张胜^[8]对国外火星上升器发射技术进行了归纳与总结, 对发射方式与关键技术进行了对比分析, 综合考虑着陆器表面安装、保温性能以及火星表面地形适应性能力等, 认为倾斜热发射方式较为适宜。

面向星表着陆、行驶^[9]、采样与发射起飞等任务, 研究探测器与星壤的耦合作用特性可用于指导探测器的机构设计, 提高探测作业的可靠性。根据各国对火星的探测可知, 火星是一颗沙漠行星, 表面遍布着陨石坑、火山、沙丘与峡谷, 地势起伏显著。火星表面被一层松散、未固结或固结较差的颗粒状风化物质覆盖, 这种颗粒状材料被称为火星土壤^[10]。

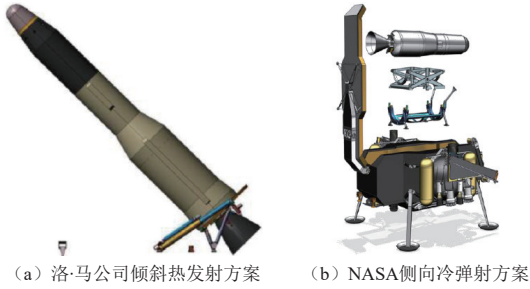


图1 火星上升器方案^[5,7]
Fig. 1 Scheme diagram of MAV^[5,7]

为支撑火面科研作业,国内外学者根据对火星的探测结果,研制了多种模拟火壤。Peter等^[11]采用玄武岩、砂粒及粉尘等材料配置了MMS(Mojave Mars Simulant)系列模拟火壤,其内摩擦角与“海盗号”(Viking)着陆点附近火壤接近,通过研究火壤与采样工具的相互作用,有效支撑了“凤凰号”(Phoenix)着陆器的登陆以及火表采样作业。薛龙^[12]基于火星巡视探测器数据,结合模拟火壤的粒径分布与力学特性,设计了面向地面试验的模拟火壤,开展了力学参数反演与模型修正研究。

通过开展数值仿真计算,模拟星壤的力学特性,可直观地分析探测器在星壤表面的动态响应。Zhang^[13]和Jerome^[14]等采用离散单元法分别模拟了月壤与火壤特性,分析了滑移率对月球车、火星车的行驶动力学特性。梁绍敏^[15]对航天器的着陆过程进行了“离散元-有限元-多体动力学(Multibody Dynamics, MBD)”耦合算法仿真与试验研究,分析了颗粒状月壤与航天器的相互作用。

目前,针对探测器与星壤耦合过程动力学的研究主要面向着陆缓冲、星表行驶与钻取采样等,对星表发射技术的研究鲜有报道。由于火星独特的环境特性,上升器起飞上升过程与月面具有较大差异,无法直接借鉴月球上升器的发射方式。对于数值仿真方法,基于离散单元法(Discrete Element Method, DEM)主要用于模拟散体介质的力学行为,而MBD则主要用于模拟结构、机构的动力学过程,仅依靠单一方法无法有效模拟“火壤与着陆器耦合”及“上升器发射”的完整过程。

本文基于DEM构建模拟火壤力学模型,对某型基于倾斜热发射的火星上升器发射装置进行动力学系统建模,开展“DEM-MBD”耦合仿真,系统分析上升器发射过程中模拟火壤与着陆器的耦合特性及其对上升器发射过程的影响,评估发射稳定性,为火星上升器发射装置的设计与星表发射仿真方法提供参考。

1 基于DEM的模拟火壤建模

1.1 离散单元法(DEM)

DEM最早由Cundall和Strack在1979年提出^[16],最早主要用于模拟散体材料的热动力响应特性。DEM把颗粒介质定义为可独立运动的微小单元,克服了基于连续性假设本构模型在模拟材料产生大变形、大位移时的不足。DEM单元之间通过接触模型进行载荷传递,并基于牛顿第二定律进行坐标位置更新^[17]。针对火壤颗粒干燥,受扰动后易产生变形、沉陷的特性,用DEM方法进行火壤颗粒介质的建模较为合适。

与基于连续介质假设的力学问题不同,颗粒介质的物理方程通过循环计算的方式求解位移与阻力,主要过程为:

- 1) 根据作用力与反作用力原理以及颗粒与相邻颗粒之间的接触模型,获得颗粒所受的外部载荷和颗粒间相对位移;
- 2) 根据相对位移,通过牛顿第二定律确定相邻颗粒间新的不平衡力,直至规定的循环次数或颗粒运动趋于稳定;
- 3) 在每一时间步内,遍历整个颗粒集合,直至所有颗粒趋于稳定。

1.2 Hertz-Mindlin无滑动接触模型

火壤颗粒间的相互作用力可基于球形单元的非线性接触模型进行计算,本文采用Hertz-Mindlin无滑动接触模型,考虑颗粒间的法向和切向弹力、阻尼力,静摩擦力与滚动摩擦力^[18],如图2所示为粒子间相互作用力示意。

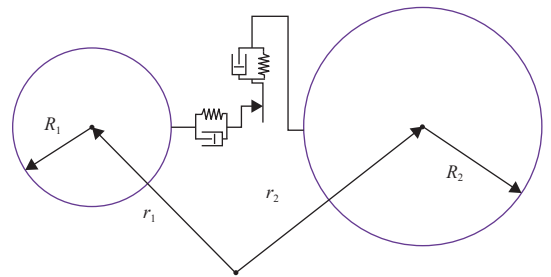


图2 粒子间作用力
Fig. 2 Interaction forces between particles

假设两球形颗粒粒子半径分别为 R_1 和 R_2 ,发生弹性接触时,法向重叠量 α_n 可表示为

$$\alpha_n = R_1 + R_2 - |r_1 - r_2| \quad (1)$$

其中, r_1 、 r_2 分别为颗粒球心的位置向量。颗粒之间的接触面为圆面,接触半径 a 为

$$a = \sqrt{\alpha_n R^*} \quad (2)$$

其中, R^* 为颗粒有效半径, 可由下式计算

$$\frac{1}{R^*} = \frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \quad (3)$$

若颗粒与刚性边界接触, 则认为刚性边界为半径无穷大的球体。颗粒之间的法向弹簧力 F_n^s 为

$$F_n^s = \frac{4}{3} E^* \sqrt{R^*} \alpha_n^{3/2} \quad (4)$$

其中, E^* 为等效弹性模量。法向阻尼力 F_n^d 定义为

$$F_n^d = -2 \sqrt{\frac{5}{6}} \beta \sqrt{S_n m^*} v_n^{rel} \quad (5)$$

其中: β 为系数; S_n 为法向刚度; m^* 为等效质量; v_n^{rel} 为颗粒相对速度的法向分量值。颗粒间切向弹簧力 F_t^s 定义为

$$F_t^s = -S_t \delta_t \quad (6)$$

其中: S_t 为切向刚度; δ_t 为切向重叠量。颗粒间的切向阻尼力 F_t^d 定义为

$$F_t^d = -2 \sqrt{\frac{5}{6}} \beta \sqrt{S_t m^*} v_t^{rel} \quad (7)$$

其中: S_t 为切向刚度; v_t^{rel} 为切向相对速度。

颗粒间的滚动摩擦力通过力矩施加至接触表面, 定义如下

$$T_i = -\mu_r F_n R_i \omega_i \quad (8)$$

其中: μ_r 为滚动摩擦系数; F_n 为所有法向载荷之和; R_i 为接触点到质心的距离; ω_i 为接触点处颗粒的单位角速度矢量。

1.3 模拟火壤建模与验证

本文基于模拟火壤开展研究, 模拟火壤采用火山灰制备, 其化学组成、力学与物理特性等与火壤相

近, 宏观物理性质类似于地面的干砂。采用滚动等效法^[19], 通过放大球形颗粒间的滚动摩擦系数模拟非球形颗粒间的接触特性, 仿真采用参数见表1^[20]、表2^[14]。

表1 模拟火壤颗粒材料参数^[20]

Table 1 Material parameters of martian soil simulant			
颗粒密度/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	颗粒形状	泊松比	内摩擦角/ $^\circ$
2.8×10^3	单圆球	0.3	43

表2 模拟火壤颗粒接触参数^[14]

Table 2 Contact parameters of martian soil simulant			
接触对象	恢复系数	静摩擦系数	滚动摩擦系数
颗粒-颗粒	0.75	0.8	0.15
颗粒-刚体	0.50	0.6	0.10

模拟火壤颗粒大小将影响模型中颗粒数量, 进而显著影响单次仿真的求解时长。为获取适用于后续仿真分析的颗粒尺寸, 首先通过“模拟火壤贯入阻力仿真”校验模型参数, 其次, 通过“着陆器沉陷仿真”进行颗粒敏感性分析, 获得适用于多要素耦合仿真的颗粒大小。

通过贯入阻力试验对模拟火壤的圆锥指数 (Cone Index, CI) 进行测试, 将土壤硬度仪以30 mm/s匀速压入模拟火壤中, 如图3 (a) 所示。对多个位置进行测试并对相同深度的圆锥指数求平均值。构建半径1、2、4、6 mm的火壤颗粒模型 (保持材料及接触参数不变), 开展贯入仿真颗粒敏感性分析, 对基于DEM建模的模拟火壤模型进行验证。颗粒半径为2 mm的火壤模型如图3 (b) 所示, 此外, 建立土壤硬度仪锥头模型, 其直径为12.8 mm, 锥头锥角为30°。相比于模拟火壤颗粒, 锥头可近似于刚体。根据仿真所得颗粒流速可直观地分析锥头附近模拟火壤颗粒的运动特性, 如图3 (c) 所示。火壤颗粒首先被锥头推向四周, 随后在外围粒子围压作用下被推向锥形。

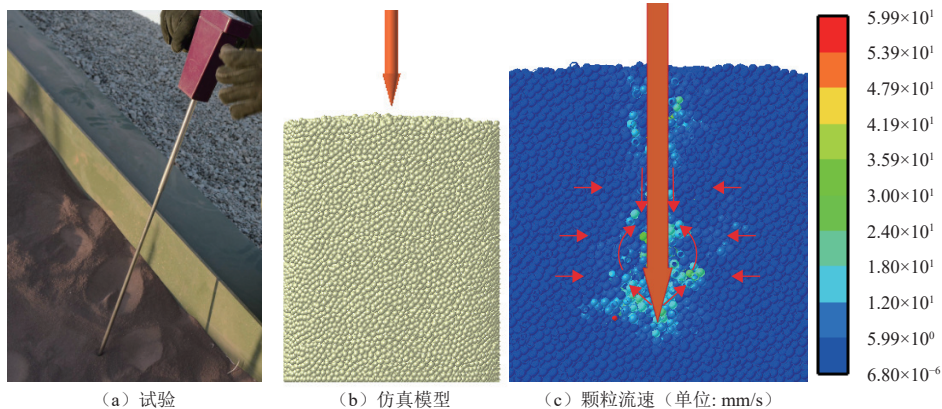


图3 贯入阻力试验与仿真

Fig. 3 Experiment and simulation of penetration resistance

仿真与试验所得圆锥指数如图4所示,圆锥指数均随着贯入深度的增长逐渐增大。锥头贯入模拟火壤时,其受力主要分为模拟火壤对锥头向上的反作用力,以及模拟火壤对锥头、锥杆的侧向摩擦力。在贯入过程中,模拟火壤的密实度、模拟火壤颗粒与锥杆的接触面积随深度增加,故锥头所受反作用力和摩擦力逐渐增大。当“锥头-颗粒”,“颗粒-颗粒”间接触位置产生变化时,锥头所受阻力将产生一定的突变,这导致了圆锥指数曲线的不断波动。

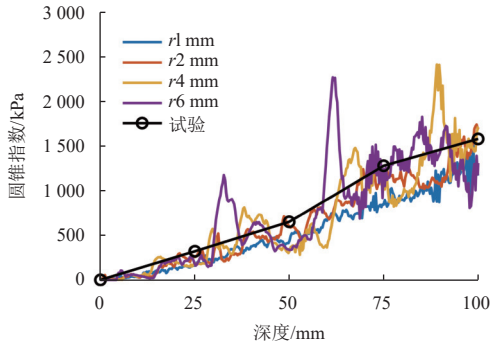
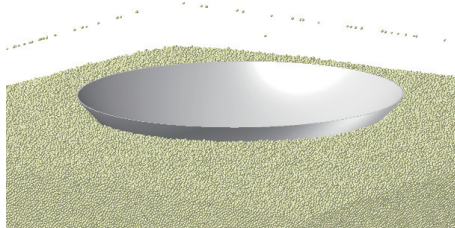


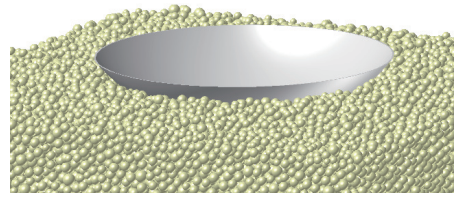
图4 圆锥指数
Fig. 4 Cone index

由于半径为4 mm或6 mm的颗粒尺寸相对较大,颗粒与锥头产生错位滑移时锥头所受载荷产生了较为显著的波动,而半径为1 mm的颗粒计算所需时长约为2 mm颗粒的7倍。采用三阶多项式拟合半径2 mm颗粒的仿真结果,并与试验数据进行对比,在不同深度下,仿真与试验所得圆锥指数相对误差为8.2%,一致性较好,模拟火壤材料与接触参数可用于后续仿真分析。

开展多要素耦合的发射动力学仿真需构建较大尺度的模拟火壤颗粒域,所需计算时间成本更高,基于着陆器沉陷仿真进一步开展颗粒敏感性分析。分别构建半径为2、4、6、8 mm的火壤颗粒与着陆器模型,使着陆器在重力作用下逐渐下沉,如图5所示,半径2 mm和8 mm算例中着陆器静止时足垫的沉陷状态。不同算例中,地面沉陷量为71.6~72.4 mm,火壤承载特性对当前变化范围内的颗粒尺寸敏感性较低,然而,半径8 mm仿真所需时长为2 mm的1.5%。



(a) 颗粒半径2 mm



(b) 颗粒半径8 mm

图5 沉陷状态

Fig. 5 Settlement condition

综合上述分析,在一定范围内改变颗粒的大小对计算结果影响较小,综合考虑求解效率与仿真精度,选取8 mm半径的颗粒用于模拟火壤与着陆器耦合过程的仿真。

2 “着陆器-发射装置-上升器”动力学建模

2.1 结构组成与工作原理

参考文献[5, 8, 21]的上升器方案,对采用倾斜热发射方式的火星上升器发射装置进行设计,如图6所示,主要由发射筒、适配器、起竖机构、起竖回转支座等组成。发射装置与上升器集成于着陆器上方,起竖回转支座固定于着陆器表面,与发射筒一端铰接。分别定义着陆器坐标系OXYZ和上升器坐标系oxyz,方向如图6所示。

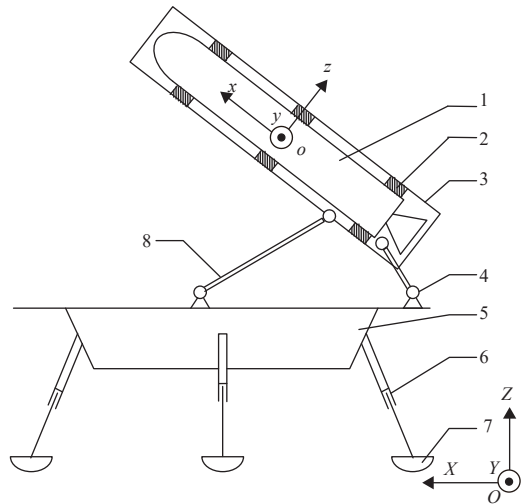


图6 结构组成

Fig. 6 Structural composition diagram

为承受地球表面起飞、地火转移、火星减速着陆等过程中的载荷,上升器由发射筒内的3组适配器支承。适配器可通过自身的弹性变形,降低上升器所受冲击载荷。上升器采用热发射模式,火面发射前,发射筒在起竖机构驱动下绕起竖回转支座转动至既定发射角度,上升器在发动机推力作用下沿轴向作加速运

动。适配器随上升器同步运动并约束上升器沿径向的运动。在上升器发射过程中, 3组适配器依次离筒并与上升器分离。

2.2 动力学建模

根据发射系统拓扑构型, 基于动力学软件ADAMS (Automatic Dynamic Analysis of Mechanical Systems) 构建动力学模型, 本文重点分析发射过程中上升器的姿态响应特性, 同时研究发射筒与发射平台在松软火壤表面的动态响应, 对模型作如下简化^[22]:

1) 将着陆器定义为刚体, 忽略着陆器内部结构间的相对运动;

2) 所有铰链约束均为理想约束;

3) 不考虑上升器发动机点火与气体扩散的过程, 将发动机推力通过“推力-时间”数据直接施加于上升器尾部;

4) 火星地表风速最大约30 m/s, 表面大气压为500~700 Pa, 大气密度约地球的1%, 且上升器发射出筒过程速度较低, 上升器出筒过程所受风载不大于50 N, 对上升器运动过程影响较小, 故忽略发射过程上升器所受风载;

5) 上升器发射出筒过程总时长不大于1 s, 假设发射过程中火星环境温度不变;

6) 不考虑上升器离筒后的起控飞行阶段, 仅分析上升器在发动机推力于重力作用下的发射分离过程。

适配器位于发射筒与上升器之间(如图7所示), 通过自身形变对上升器各向过载进行缓冲, 同时在发射过程中进行导向。上升器的发射分离姿态对后续飞行过程具有极为重要的影响, 需合理模拟适配器对上升器的支撑作用。

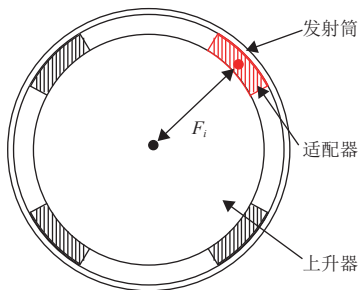


图7 适配器建模
Fig. 7 Modeling of adapters

在多刚体动力学仿真中, 引入弹性体模拟适配器的弹性变形及其与周围结构的接触作用将极大降低计算效率。采用AKISPL (Akima Spline) 样条插值函数来定义“载荷-适配器压缩量”关系, 沿上升器径向建立单轴力 (Single-Component Force), 模拟适配器对上

升器的径向适配力, 适配器的“适配力-压缩量”曲线如图8所示。

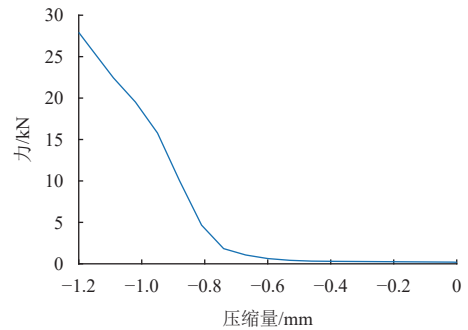


图8 适配器载荷特性
Fig. 8 Load characteristics of adapters

2.3 DEM-MBD耦合仿真方法

为准确模拟上升器在模拟火壤表面发射的动力学过程, 需分别构建基于DEM的模拟火壤颗粒介质模型以及基于多体动力学 (Multi-Body Dynamics, MBD) 的“着陆器-发射装置-上升器”组合体模型, 开展“DEM-MBD”耦合仿真计算。如图9所示, 主要的计算过程为:

1) 根据颗粒介质与结构体的相对位置关系进行接触检测并求解接触载荷, 该接触载荷作为颗粒介质所受外部载荷, 求解离散元颗粒的动力学方程, 更新颗粒域的速度矢量与位置坐标等信息;

2) 在多刚体系统中, 根据颗粒介质的接触力和其它结构的载荷求解运动方程, 更新结构运动信息;

3) 将更新后的结构位置等参数作为颗粒的边界条件, 进行下一步迭代计算, 直至系统达到总计算时长。

着陆器与模拟火壤耦合模型如图10所示, 进一步的, 将发射装置与上升器集成于着陆器上方, 构建完整的“模拟火壤-着陆器-发射装置-上升器”多要素耦合动力学模型。

3 发射动力学响应分析

3.1 仿真算例

火星探测器采用自主着陆的形式实现火面的减速与着陆, 着陆器着陆位置的坡度以及上升器着陆后相对于坡面的方向存在不确定性。为分析上升器发射姿态响应, 本章针对不同坡度与发射方位角开展动力学仿真分析。

如图11所示为着陆器位于斜坡(坡度为 α)表面时的状态, 定义斜坡沿垂直方向的截面为A-A, 发射装置起竖时, 发射筒轴线所在平面为B-B, 两平面夹角定义为发射方位角 β 。定义发射筒轴线与水平面之间的夹

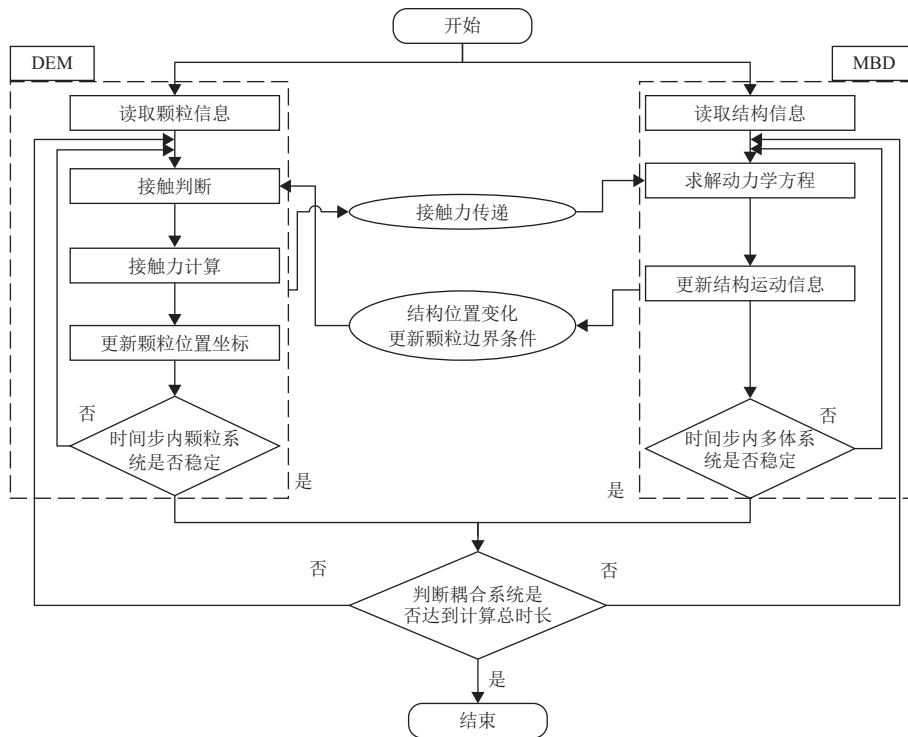


图9 仿真计算流程
Fig. 9 Simulation flowchart

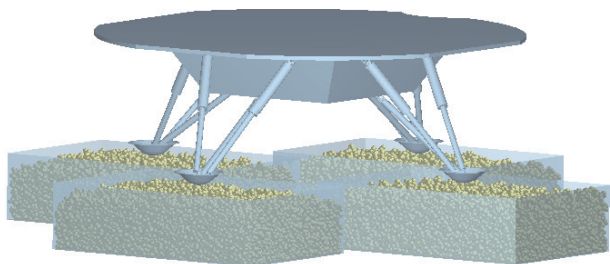


图10 模拟火壤-着陆器耦合动力学模型
Fig. 10 Coupling model of martian soil simulatand lander

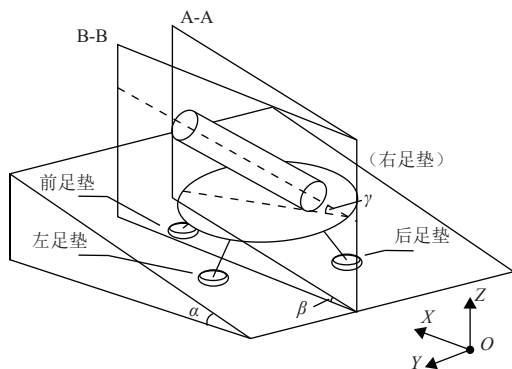


图11 角度和足垫命名
Fig. 11 Definition of angles and footpads

角为发射角 δ ，此时起竖角度为 γ 。参考“海盗号”等探测器的着陆位置，地面坡度 α 不大于 8° ，由此，分别对水平地面和 8° 坡度条件下不同发射方位角 $(0^\circ, 45^\circ, \dots,$

$180^\circ)$ 开展研究，保持发射角度 $\delta = 60^\circ$ 。为便于说明，下文中将“ 8° 坡度 0° 发射方位角”简写为“ $(8^\circ 0^\circ)$ ”，其余算例依此类推。将着陆器坐标系下，X轴前向的足垫命名为“前足垫”，沿逆时针各足垫分别命名为“左足垫”“后足垫”和“右足垫”。

3.2 上升器响应特性分析

上升器发射过程中，当第3组适配器随上升器运动出筒后，发射筒对适配器的约束作用解除，此后上升器仅受到重力与发动机推力作用，定义该时刻为上升器分离时刻。各算例中，上升器分离时刻为 $571.0 \sim 572.1$ ms (相对误差为0.2%)，分离速度为 $7.88 \sim 7.92$ m/s (相对误差为0.51%)，如图12所示。在相同

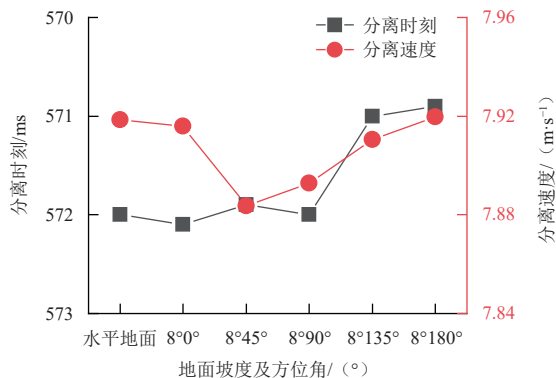


图12 上升器分离时刻与速度
Fig. 12 Separation time and velocity of MAV

发动机推力与发射角度下, 当地面坡度不大于 8° 时, 上升器分离时间与分离速度受坡度影响较小。

上升器的起飞过程主要分为“筒内点火发射”与“出筒起控飞行”两个阶段, 上升器离筒时刻的姿态角变化量将影响后续起控时的控制难度及入轨精度, 因此需合理控制上升器发射分离时的姿态角变化量。不同算例中各组适配器分离时刻约为 0.35 s , 0.48 s 和 0.57 s , 上升器运动过程的偏航角、俯仰角和滚转角响应如图13所示, 图中竖线表示各组适配器的分离时刻。当前、中适配器分离时, 偏航角与俯仰角(绝对值)的增大趋势存在明显增强, 这是由于适配器逐级分离的过程中, 逐渐减弱了对上升器姿态的约束作用。偏航

角受坡度和发射方位角的影响较为显著, 当坡度 α 越小或平面A-A与B-B之间的锐角越小时, 上升器分离时的偏航角越小。不同算例中, 上升器俯仰角变化趋势较为一致。整体而言, 在不大于 8° 坡面发射时, 上升器分离时刻的姿态角响应幅值均较小, 偏航、俯仰、滚转角分别不大于 1.0° 、 3.2° 、 0.18° , 发射装置对上升器发射分离时刻的姿态角变化量控制较好, 能够满足上升器飞行控制精度要求。

3.3 模拟火壤对足垫承载特性分析

通过仿真计算获取足垫与模拟火壤的接触力, 可评估发射过程中模拟火壤对足垫的承载特性, 进而评估着陆器的稳定性。部分算例中, 模拟火壤对各足垫的承载力变化如图14所示。在初始时刻, 由于发射装置已完成起竖动作, 发射装置与上升器质心靠近着陆器后足垫, 此时模拟火壤对后足垫承载力较大。此后, 上升器在推力作用下逐渐加速, 上升器对发射装置的载荷主要为沿 $-z$ 向的下压力以及沿 $+x$ 向的适配器摩擦力, 模拟火壤对前足垫的承载力逐渐增大, 后足垫所受载荷的变化与之相反, 以保持着陆器在模拟火壤表面的平衡。

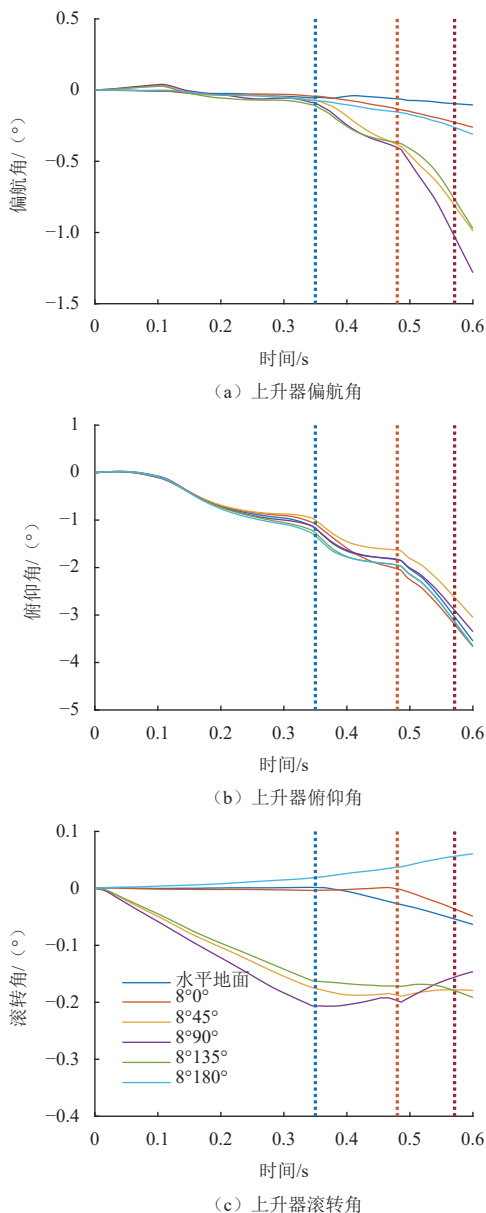


图 13 上升器姿态角
Fig. 13 Attitude angles of MAV

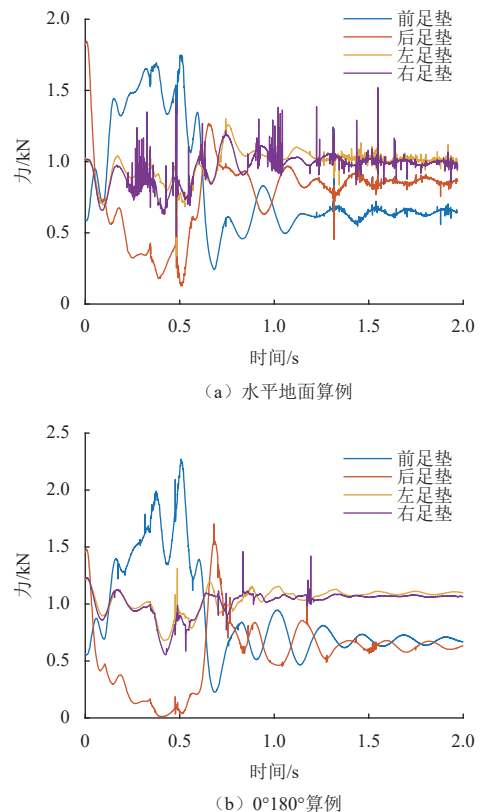


图 14 足垫所受承载力
Fig. 14 Bearing capacity of footpads

对各足垫在发射过程中所受模拟火壤承载力的最小值进行统计, 如图15所示。各算例中, 承载力最小

的足垫均为后足垫,其中, $\beta = 0^\circ$ 、 135° 及 180° 时,后足垫在部分时间内承载力较小, $\beta = 135^\circ$ 时,最小承载力为 0.51 N (持续时长不大于 0.1 s),即着陆器后足垫存在短时的“虚支”状态,需结合着陆器响应进一步分析稳定性。

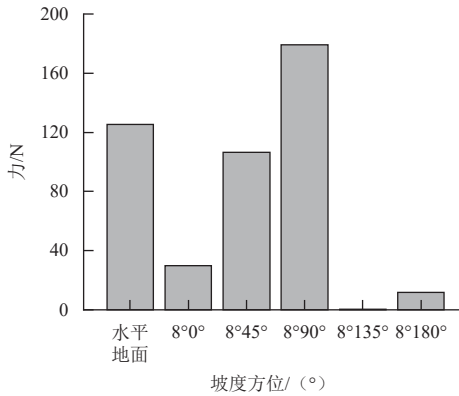


图 15 承载力最小值

Fig. 15 Minimum bearing capacity of footpads

3.4 着陆器稳定性分析

在发射过程中,着陆器的姿态角变化与滑移量反映了“发射平台”的稳定性,若着陆器姿态角变化较大,部分仍处于发射筒内的上升器将叠加上着陆器的姿态变化量,影响分离时刻的姿态。而着陆器过大的滑移则会影响到筒所需时间或引入不确定因素,如足垫与不平整火壤的磕碰等。取着陆器俯仰角(其它姿态角响应较小)与 X 向滑移量进行分析,评估发射平台的稳定程度。

如图16所示,发射过程中的俯仰角为负值,表示着陆器在上升器载荷作用下出现了“低头”现象,着陆器俯仰角(绝对值)呈现出先增大再减小,最终趋于稳定的变化规律。最大俯仰角出现时刻约 0.51 s ,与上升器质心出筒时刻对应,随后,着陆器俯仰角逐渐减

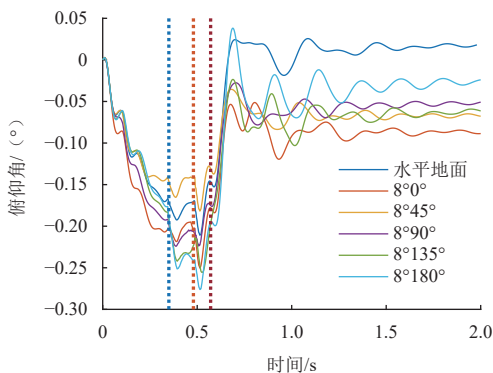


图 16 着陆器俯仰角

Fig. 16 Pitch angle of lander

小。发射引起的着陆器俯仰运动使模拟火壤颗粒域在宏观上产生了一定的形变,故达到静止状态后,着陆器俯仰角与发射前存在差异。着陆器最大俯仰角为 -0.28° ($8^\circ 180^\circ$),发射后稳定状态的最大俯仰角约为 -0.1° ($8^\circ 0^\circ$)。整体而言,着陆器俯仰运动幅值较小。

着陆器沿 X 方向的滑移量如图17所示。在发射过程中,适配器对发射筒施加沿 $+x$ 方向的摩擦力(见图6),进而带动着陆器产生沿 $+X$ 方向的滑移。最后一组适配器分离后,适配器与发射筒之间再无载荷传递。

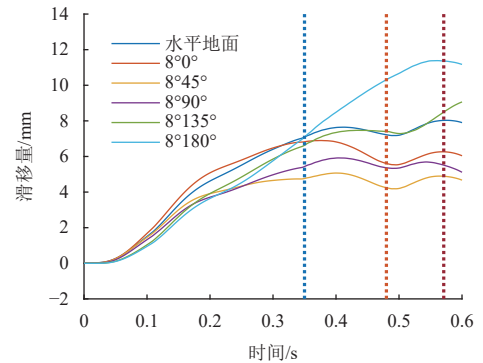


图 17 着陆器滑移量

Fig. 17 Slip amount of lander

结合模拟火壤对足垫的承载力以及着陆器的俯仰、滑移特性可知,在发射后约 1.5 s 后,各响应趋于稳定,且着陆器俯仰与滑移幅值均较小,其中,着陆器的最大滑移量为 11.4 mm ,可忽略不计。综上所述,在不大于 8° 坡度下,发射过程中着陆器姿态变化幅值较小,整体姿态稳定,可有效支撑上升器的发射分离过程。

4 结论

本文通过构建“模拟火壤-着陆器-发射装置-上升器”多要素动力学模型,开展了火星上升器发射动力学仿真研究,主要结论如下:

1) 基于DEM构建的模拟火壤颗粒介质能够反映火壤的散体状态,有效分析了模拟火壤对着陆器的承载特性。

2) 在不大于 8° 坡面条件下,上升器发射分离时间与速度基本一致,姿态角变化幅值整体较小,偏航、俯仰、滚转角分别不大于 1.0° 、 3.2° 、 0.18° ,发射装置对上升器的姿态控制效果较好,能够满足上升器飞行控制精度要求。

3) 上升器发射过程中,着陆器产生了一定的俯仰与滑移运动但可在短时间内趋于稳定,未产生翻转现象,着陆器可稳定支撑上升器的发射分离过程。

4) 本文结合离散元与多体动力学开展了联合仿真分析,同步模拟了上升器的发射分离与松散介质对发射平台的支承特性,研究方法结论可用于支撑星表发射装置的设计与优化。

参考文献

- [1] 谢更新,张玉花.解密好奇号——火星巡视探测器任务与设计[M].北京:中国宇航出版社,2021:1-27.
- [2] 舒燕,邢卓异,张旭辉,等.嫦娥五号探测器月面起飞设计与实现[J].中国科学:技术科学,2021,51(12):1465-1479.
SHU Y, XING Z Y, ZHANG X H, et al. Designing and implementing the liftoff of Chang'e-5 spacecraft from the Moon[J]. *Scientia Sinica(Technologica)*, 2021, 51(12): 1465-1479.
- [3] 张荣桥,刘山洪,李海涛,等.基于“天问一号”数据的自主火星重力场构建[J].中国科学:物理学力学天文学,2023,53(8):189-196.
ZHANG R Q, LIU S H, LI H T, et al. Martian gravity field recovery based on the Tianwen-1 mission data[J]. *Scientia Sinica(Physica, Mechanica & Astronomica)*, 2023, 53(8): 189-196
- [4] FERREIRA E, AUGROS P, ORTEGA G. GNC design for a Mars ascent vehicle [C]//Proceedings of the 6th International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems. Loutraki, ESA: ESA, 2006.
- [5] ROSS D, RUSSELL J, SUTTER B. Mars Ascent Vehicle (MAV): designing for high heritage and low risk[C]//Proceedings of 2012 IEEE Aerospace Conference. USA: IEEE, 2012.
- [6] YAGHOUBI D, MA P. Integrated design results for the MSR DAC-0. 0 Mars ascent vehicle[C]// Proceedings of 2021 IEEE Aerospace Conference. USA: IEEE, 2021.
- [7] PRADEEP B, RAZMIG K, KEITH N, et al. Overall thermal architecture and design of the Mars sample retrieval lander mission[C]//Proceedings of 51st International Conference on Environmental Systems. USA: [s. n.], 2022.
- [8] 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 & SPACE DEFENSE*, 2023, 6(3): 66-76.
- [9] 潘冬,李德伦,袁宝峰,等.火星车系统动力学建模与仿真分析[J].*深空探测学报(中英文)*, 2020, 7(5): 437-444.
PAN D, LI D L, YUAN B F, et al. Dynamics modeling and simulation analysis of Mars roversystem[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2020, 7(5): 437-444.
- [10] 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.
- [11] PETERS G H, ABBEY W, BEARMAN G H, et al. Mojave Mars simulant—characterization of a new geologic Mars analog[J]. *Icarus*, 2008, 197(2): 470-479.
- [12] 薛龙.工程用模拟火星壤研制与地面力学参数就位估计研究[D].长春:吉林大学,2017.
XUE L. Engineering of Martian soil simulant and in situ identification of terrain parameter for planetary rovers[D]. Changchun: Jilin University, 2017.
- [13] ZHANG K D, ZHANG Y Q, WU J L, et al. Three-dimensional MFBDD-DEM coupling simulation of flexible wire mesh wheel-soil over lunar rough terrain[J]. *Computational Particle Mechanics*, 2025(12), 1349-1370.
- [14] JOHNSON J B, KULCHITSKY A V, DUVOY P, et al. Discrete element method simulations of Mars Exploration Rover wheel performance[J]. *Journal of Terramechanics*, 2015, 62: 31-40.
- [15] 梁绍敏.航天器着陆过程分析的离散元-有限元-多体-动力学耦合算法及应用[D].大连:大连理工大学,2021.
LIANG S M. DEM-FEM-MBD coupling algorithm for spacecraft landing process analysis and applications[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2021.
- [16] CUNDALL P A, STRACK O D. A discrete numerical model for granular assemblies[J]. *Geotechnique*, 1979, 29(1): 47-65.
- [17] 王国强,郝万军,王继新.离散单元法及其在EDEM上的实践[M].西安:西北工业大学出版社,2010.
- [18] 侯续研.月面钻取采样离散元仿真[M].哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2020.
- [19] 武士轻,王滨滨,侯绪研,等.足垫垂直冲击月壤理论模型研究[J].*载人航天*, 2020, 26(2): 135-141.
WU S Q, WANG Y B, HOU X Y, et al. Research on theoretical model of vertical impact of foot pad on lunar soil[J]. *Manned Spaceflight*, 2020, 26(2): 135-141.
- [20] 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].长春: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]. Changchun: Jilin University, 2017.
- [21] LANDIS G A, OLESON S R, PACKARD T W, et al. Design study of a Mars ascent vehicle for sample return using insitu generated propellant[C]// Proceedings of the 10th Symposium on Space Resource Utilization. Grapevine: AIAA, 2017.
- [22] 姜毅,魏听林,陈苗.发射动力学[M].北京:北京理工大学出版社,2015.

作者简介:

周迪(1994-),男,博士,工程师,主要研究方向:发射装置设计与动力学仿真分析。本文通信作者。

通信地址:上海市闵行区中春路1333-1号(201109)

E-mail: zd421315159@163.com

Research on Modeling of Martian Soil Based on Discrete Element Method and Launch Dynamics of Mars Ascent Vehicles

WANG Huijuan^{1,2}, ZHOU Di², ZHANG Sheng², ZHOU Dian², TANG Xiaofeng², LIU Guang²

(1. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;

2. Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: The launch and takeoff process of spacecraft from Mars is one of the key steps in the mission of Mars Sampling Return (MSR). Based on the Discrete Element Method (DEM), a particle medium model of Martian soil simulant is established to study the bearing behavior of the soil. A multi-factor coupling dynamic model including Martian soil, lander, launcher and Mars Ascent Vehicle (MAV) is also constructed to perform oblique-launch simulation. Results show that the changes in attitude angles of the MAV are relatively small under different launch directions on a slope. The yaw, pitch and roll angles of the MAV are respectively no greater than 1.0° , 3.2° and 0.18° during the launch and separation process. The launch process will affect the magnitude of the bearing load of the Martian soil simulant on each footpad of the lander. However, the lander's pitch angle and sliding distance are small. The overall attitude of the lander is stable, which means the lander can effectively support the MAV's launch process. The research method used in this paper is able to guide the dynamics simulation and stability design of planetary launch devices.

Keywords: Mars sampling return; launch; discrete element method; dynamics simulation; attitude angle

Highlights:

- A particle medium model of Martian soil simulant is established based on DEM, effectively simulating the supporting behavior of the soil on the lander's footpad during the launch process and its elastic recovery after unloading.
- The study found that when the slope is no greater than 8 degrees, the slope and launch azimuth have only a slight influence on the MAV's separation time and velocity, with relative errors not exceeding 0.51%. The launch device can reliably control the MAV's attitude.
- In some cases, the lander's footpad is prone to virtual support phenomena, but the lander's overall attitude remains stable which effectively supports the MAV's launch and separation process.
- DEM-MBD coupling simulations are performed, synchronously modeling the MAV's launch process and the lander's interaction with the loose medium.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]