

小天体探测器附着缓冲系统设计及稳定性分析

杨 宇¹, 田 浩¹, 史纪鑫², 葛东明², 徐景全¹, 黄意新¹

(1. 哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001; 2. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

摘 要: 面向极弱引力小天体表面附着探测需求, 设计了一种三足式探测器附着缓冲系统, 开展了附着过程的稳定性分析。为实现在极弱引力环境下无反弹地稳定附着于小天体表面, 在考虑着陆速度与倾角误差的前提下, 设计了一种二级缓冲系统, 分别采用粘扣带剥离耗能和泡沫铝压溃吸能降低接触碰撞过程对探测器稳定性的影响。建立了探测器多体系统动力学模型、探测器足垫-表面碎石接触碰撞动力学模型, 基于多体动力学与离散元联合仿真, 获得了不同的着陆倾角与速度情况下, 探测器的运动规律。结果表明, 二级缓冲系统具有良好的缓冲吸能效果, 可有效地防止探测器反弹、滑移和倾覆等现象, 在一定倾角与速度范围内探测器能稳定附着于小天体表面。研究成果可为未来小天体探测任务着陆方案设计提供技术支撑。

关键词: 小天体探测; 附着系统; 稳定性分析; 粘扣带

中图分类号: P185.7

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2024)06-0559-11

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2024.20240015

引用格式: 杨宇, 田浩, 史纪鑫, 等. 小天体探测器附着缓冲系统设计及稳定性分析[J]. 深空探测学报(中英文), 2024, 11(6): 559-569.

Reference format: YANG Y, TIAN H, SHI J X, et al. Design and stability analysis of attachment buffer system for small celestial body detector[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2024, 11(6): 559-569.

引 言

小天体探测是探索宇宙生命起源、获取太阳系形成与演化机制等重要信息的有效途径^[1-4]。现阶段, 小天体探测已逐渐由早期的远距离飞越、轨道绕飞等非接触式探测, 向长期附着、原位探测与采样返回等接触式探测发展^[5]。小天体质量小、引力弱且不规则、运动状态复杂、表面形貌及星壤的先验知识匮乏且具有较大的不确定性。这些特性容易导致探测器附着过程中出现弹跳、滑移甚至重新返回轨道等现象。如日本的“隼鸟号”(Hayabusa)探测器在接触采样时附着失败^[6], “罗塞塔”(Rosetta)任务的“菲莱号”(Philae)彗星探测器^[7]也由于地形环境复杂, 导致两次意外弹跳, 未能降落于预定的区域。因此, 如何设计可重复使用的附着缓冲机构, 将附着过程中残余的动能耗散或储存, 是在小天体表面实现稳定附着的关键条件。

目前, 探测器附着系统多采用筒结构腿式方法, 在缓冲筒内部缓冲结构方面的研究, 主要集中在基于塑性形变原理的蜂窝材料缓冲、薄壁金属管缓冲, 基于转换为弹性势能原理的机械弹簧式缓冲、金属橡胶

缓冲, 以及基于阻尼方法的电磁阻尼缓冲、液压阻尼缓冲等装置。蜂窝铝材料具有密度低、压溃强度弱、压缩变形大且空间适应性强等优点^[8-9], 已在“嫦娥”系列月球探测器得到了应用。针对机械弹簧式缓冲方案, 文献^[10]设计了一种弹簧-棘轮可重复式缓冲装置, 当缓冲腿沿其轴向移动时, 缓冲筒将动能转换为弹簧弹性势能。针对金属橡胶缓冲方案, 金属丝的交错形成空隙, 在受到外力作用时, 利用金属丝间的碰撞摩擦等吸收能量, 可应用于苛刻温度、压强等恶劣环境^[11]。磁流变缓冲方案通过改变磁性粒子排列, 从而改变磁流变液的流动特性, 形成可变的阻尼力。学者针对其磁流变液材质^[12]、结构设计与优化^[13]、力学模型^[14]开展了相关研究, 为磁流变缓冲应用于工程实际提供了理论支撑。

在面临多个小天体或行星多点探测任务时, 通常要求缓冲器具有可重复使用的特性, 降低任务成本, 提高经济性^[15-20]。机械弹簧式缓冲装置质量大、吸能密度低且存在恢复力, 容易引起探测器回弹。液压式缓冲装置密封性要求较高, 需着重考虑温度控制, 否则

收稿日期: 2024-03-15 修回日期: 2024-09-10

基金项目: 国家自然科学基金(52205257); 国防科工局稳定支持项目(HTKJ2023KL502018)

低温环境下容易造成液体泄露。磁流变缓冲装置同样受温度影响较大,易发生凝聚和板结现象,导致力学特性发生变化,难以应用于深空探测超低温环境^[21]。同时,小天体探测附着过程中相对速度较小,使得探测器与星表接触碰撞时,不需要承载类似于行星探测器着陆时的巨大冲击力。此外,粘扣带近年来在航天领域得到了应用,如“嫦娥五号”月壤采样任务,在发射阶段用于将电缆固定在钻机外壳侧壁防止晃动,在钻具沿导轨竖直向下进尺运动时,达到粘扣带剥离极限后拆解随动,表现出良好的性能。为此,鉴于小天体探测器附着缓慢,以及粘扣带的可重复使用、质量小、线钩可梯度设计等优势,开展基于粘扣带剥离吸能缓冲方法的新型小冲击力小天体探测器附着机构设计。

本文以小天体附着任务为背景,设计了一种两级缓冲附着机构方案,分别采用粘扣带剥离耗能和泡沫铝应急压溃吸能,降低接触碰撞力对探测器稳定性的影响。基于上述设计方案,利用多体动力学和离散元方法,建立了探测器多体系统动力学模型、探测器足垫-颗粒介质接触碰撞动力学模型,分析了探测器在不同倾角及速度工况下,探测器与表面碎石接触碰撞力以及粘扣带剥离力对探测器附着过程的稳定性影响,实现了弱引力环境下微速附着过程无反弹与可重复使用的功能,可为未来小天体探测缓冲任务提供技术参考。

1 附着机构设计与优化

1.1 目标功能

本文所提出的附着机构安置于可展开柔性材料内部,如图1所示,探测器以一定的速度和倾角,在小天体弱引力作用下加速撞向其表面,与表面碎石接触碰撞后,通过所设计的附着缓冲机构消耗动能,不发生反弹与侧翻等现象,分析接触碰撞力和剥离力对探测器稳定性的影响,验证探测器附着缓冲机构的有效性。

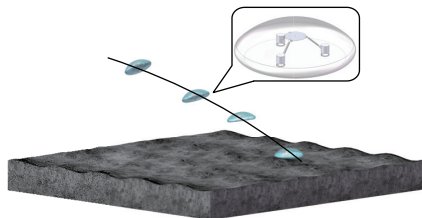


图1 附着缓冲概念示意
Fig. 1 Concept of attachment buffer

1.2 设计方案与动力学建模

1) 设计方案

附着缓冲机构设计方案如图2所示,包含载荷固定

板、柔性连接梁和缓冲筒和转接件等。其中载荷固定板是智能处理模块的承载平台,上部放置探测器的主体部分。柔性连接梁用于连接缓冲筒与载荷固定板,连接梁中部与上部开口,便于精密仪器走线。缓冲筒的设计是缓冲装置机构的关键,分为两级结构,如图3所示,第一级包括缓冲筒外筒、触地杆与触地环、粘扣带与剥离盘、压实滚轮、复位机构、精密仪器固定架等,为主要缓冲机构;第二级包括泡沫铝支撑架与泡沫铝,为备用缓冲结构,防止探测器附着速度超限等恶劣情况,精密仪器受到剧烈撞击造成破坏。缓冲筒设计优势在于:具有可重复利用的特性,压实滚轮可提高挂钩率,增强了缓冲效果;可沿轴向设计阶梯式线钩密度,实现梯度变阻尼力设计;无恢复力,过程中能量已被耗散,防止回弹;结构样式简单,安全可靠,整体质量小。

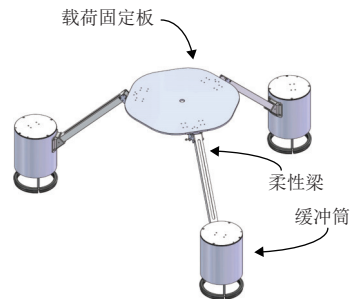


图2 缓冲机构
Fig. 2 Buffer mechanism

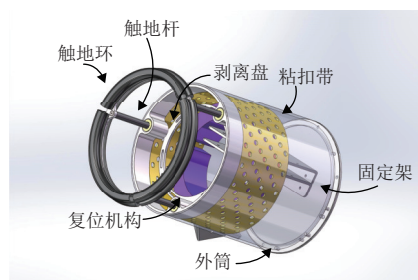


图3 缓冲筒内部结构
Fig. 3 Internal structure of buffer cylinder

柔性连接梁在箱型管状构型基础上,采用6061型号铝合金材质,以结构固有频率大于55 Hz和小于60 Hz为设计指标要求,开展柔性化设计。根据结构设计要求,柔性连接梁的长度400 mm,且考虑到柔性连接梁两侧的关节尺寸,则有效设计长度300 mm,尺寸如图4所示。基于粒子群优化算法的柔性连接梁设计流程如图5所示,将槽宽 d 、槽深 s 、槽间距 L 、槽口数量 n 作为优化变量,且定义4个变量之间的约束条件,关系如式(1)~(3)所示。

$$2\left(\frac{d}{2}\right) + nL = 300 \text{ mm} \quad (1)$$

$$L - 2\left(\frac{d}{2}\right) > d \quad (2)$$

$$0 < s < 25 \text{ mm} \quad (3)$$

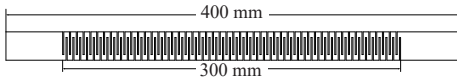


图 4 柔性连接梁尺寸图
Fig. 4 Size diagram of flexible connection beam

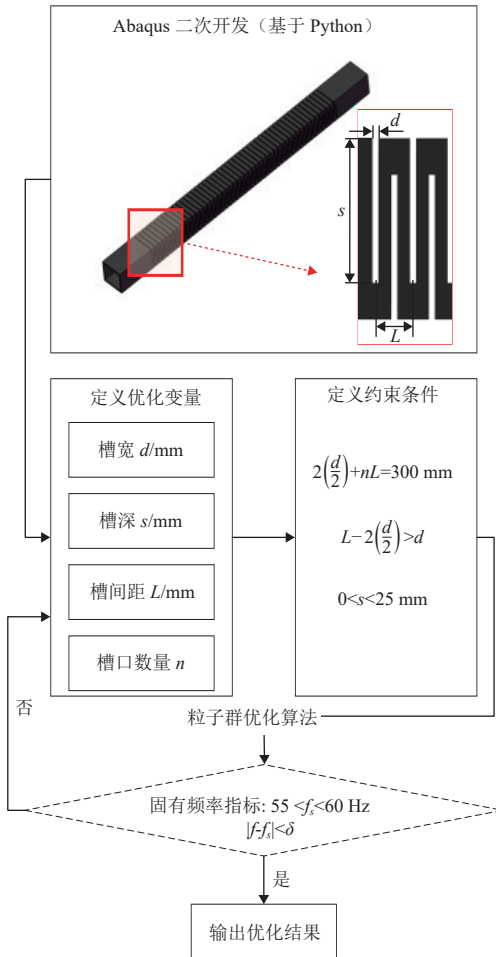


图 5 基于粒子群优化算法的柔性连接梁设计流程示意图
Fig. 5 Schematic diagram of flexible connection beam design process based on particle swarm optimization algorithm

根据所定义的优化变量和约束条件, 采用粒子群算法对柔性连接梁开展优化设计, 以满足其一阶固有频率在 55~60 Hz 约束的要求, 算法具体流程如图 6 所示。符合条件的柔性梁结构与基频计算结果如图 7 所示。柔性连接梁采用多槽交叉式开口结构, 符合基频要求的梁构型: 槽宽 0.5 mm、槽间距 6 mm, 槽口个数 52, 槽深递进式增加, 以 3、4、5、6、8、10 mm

从一端至另一端递进增加, 其前 6 阶固有频率如表 1 所示。缓冲机构样机如图 8 所示。

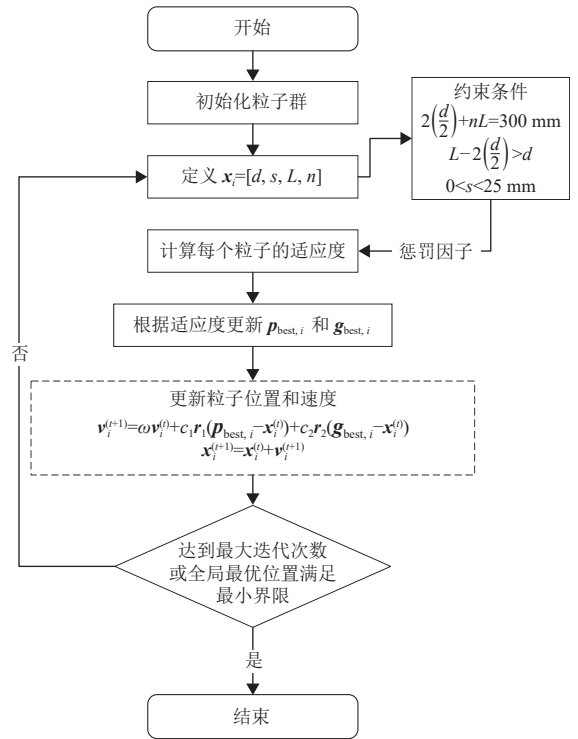


图 6 基于粒子群优化算法的流程图
Fig. 6 Flow chart based on particle swarm optimization algorithm

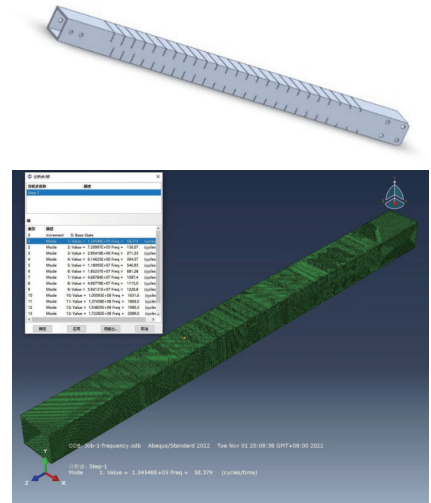


图 7 柔性梁结构与基频计算结果
Fig. 7 Flexible beam structure and fundamental frequency calculation results

表 1 柔性梁的固有频率
Table 1 Natural frequency of flexible beam

| 阶数 | 固有频率/Hz |
|----|---------|
| 1 | 58.379 |
| 2 | 130.070 |
| 3 | 271.230 |
| 4 | 394.570 |
| 5 | 546.830 |
| 6 | 681.280 |

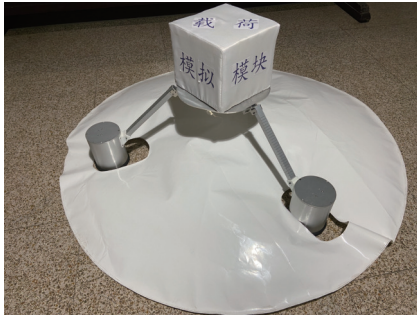


图8 柔性缓冲机构样机
Fig. 8 Flexible buffer mechanism prototype

2) 动力学建模

多体动力学模型作以下假设：触地杆与触地环等足垫部分为刚性体，在接触过程中不会发生弹性形变且无能量损耗，仅用于星表与探测器间力的传递，且仅考虑轴向力作用，不考虑由于触地杆等活动部件位移、柔性梁形变导致的探测器质心位置与转动惯量变化，缓冲筒质量集中于圆柱筒的形心。探测器动力学模型如图9所示，其中坐标系 Oxy 为探测器体坐标系，坐标原点位于探测器质心， $O_ix_iy_i$ 为惯性坐标系。以附着区中心点为原点建立惯性坐标系，建立动力学模型。

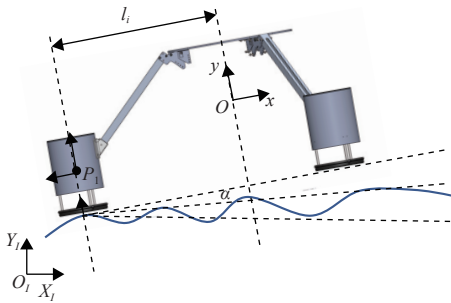


图9 动力学模型
Fig. 9 Dynamics model

$$\begin{cases} \mathbf{p}_c = [x, y, z]^T \\ \Phi = [\varphi, \psi, \theta]^T \end{cases} \quad (4)$$

其中： \mathbf{p}_c 为探测器质心位置矢量； Φ 为欧拉角。

通过开展缓冲结构与星表受力关系，建立的动力学方程为

$$\begin{cases} \mathbf{J}_c \ddot{\Phi} = \sum_{i=1}^3 \mathbf{l}_i \times \mathbf{F}_i \\ m \ddot{\mathbf{p}}_c = \mathbf{G}_a + \sum_{i=1}^3 \mathbf{F}_i \end{cases} \quad (5)$$

其中： m 为探测器质量； \mathbf{J}_c 为质心处绕体轴的转动惯量； \mathbf{G}_a 为小天体引力； \mathbf{l}_i 为缓冲筒质心到探测器整体质心的位置矢量； \mathbf{F}_i 为缓冲筒所受外力，包括与星表碰撞后，粘扣带产生的剥离力和外部摩擦力。

缓冲筒内部的粘扣带分为毛面和钩面两部分，二者的实际扣合情况较复杂，理论模型需配合试验参数构建。剥离强度 P_N 计算方法为

$$P_N = K\omega M_N f_N \quad (6)$$

其中： P_N 为整片粘扣带剥离强度； K 为剥离系数； ω 为挂钩率； M_N 为线钩密度； f_N 为单钩剥离法向力。

剪切强度计算方法为

$$P_t = \omega M_t f_t \quad (7)$$

其中： P_t 为整片粘扣带剪切强度； M_t 为面钩密度； f_t 为单钩剪切力。

2 碰撞过程动力学仿真与稳定性分析

2.1 初始仿真条件

本文分别采用多体动力学建模和离散元方法，建立探测器多体系统动力学模型及探测器足垫-颗粒介质接触碰撞动力学模型，开展探测器垂直和倾斜附着两种典型工况的稳定性分析，实现弱引力环境下微速附着过程中探测器无反弹、无倾覆、可重复使用的功能。保证性能设计指标为纵向速度为既定设计纵向速度的3倍、横向速度为既定设计横向速度的2倍时，接近缓冲系统的上限能力。探测器各坐标轴定义如图10所示。倾斜工况时，探测器倾角为 45° 且缓冲筒1和3贴近星表。在垂直工况下，分析了探测器在不同纵向初始速度附着时的运动规律及稳定性表现。在倾斜工况下，主要分析了探测器在不同纵向速度以及附带横向初始速度时，探测器的运动规律及稳定性表现。

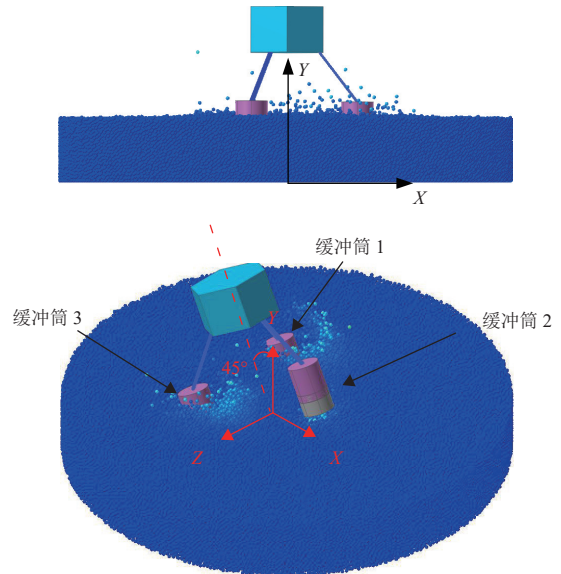


图10 小天体附着系统仿真模型示意图
Fig. 10 Schematic diagram of simulation model of small celestial body landing system

仿真参数选取: 探测器总质量111.15 kg, 转动惯量 $I_{xx} = 10.596, I_{yy} = 9.174, I_{zz} = 10.596$ 。小天体弱引力加速度 0.01 m/s^2 , 缓冲筒中足垫的材料参数如表2所示。星壤力学特性参数颗粒形状采用球形颗粒模型, 并利用Hertz-Mindlin模型来模拟颗粒间的接触行为。通过颗粒填充的方法构建小天体表面颗粒介质的离散元模型, 并将其与多体动力学模型结合, 形成一个耦合仿真模型。土槽的材料参数见表3, 碎石堆颗粒介质的尺寸、质量、颗粒间的接触特性参数及小天体表面特性参数见表4, 颗粒与足垫和底层地面的接触特性参数见表5(表5未涉及的参数与表4相同)。表4和表5中, P-P表示颗粒与颗粒之间的接触关系, P-T表示颗粒与足垫之间的接触关系, P-B表示颗粒与底层地面之间的接触关系。此外, 粘扣带剥离力与剥离距离关系采用与文献[22]相同的试验结果。

表 2 缓冲筒中足垫的材料参数

Table 2 Material parameters of foot cushion in buffer cylinder

| 名称 | 数值 |
|--------------------------------------|-------|
| 密度/($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$) | 4 500 |
| 弹性模量/GPa | 40.22 |
| 泊松比 | 0.34 |

表 3 土槽的材料参数

Table 3 Material parameters of soil bin

| 名称 | 数值 |
|--------------------------------------|-------|
| 密度/($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$) | 4 500 |
| 弹性模量/GPa | 40.22 |
| 泊松比 | 0.34 |

2.2 工况设置

参考典型附着着陆工况, 设置纵向初速度但无横向速度且探测器倾角 0° 。倾斜附着工况, 标准纵向和横向速度均设计为 100 mm/s , 纵向初速度划分与垂直工况相同, 横向初速度在工程实际中一般要求小于纵向初速度, 具体工况设置如表6所示。

表 4 颗粒特性及颗粒间接触特性参数

Table 4 Particle characteristics and contact parameters between particles

| 名称 | 数值 |
|--|-------|
| 颗粒粒径/mm | 10 |
| 颗粒材料密度/($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$) | 2 790 |
| 颗粒材料弹性模量/MPa | 10 |
| 颗粒材料泊松比 | 0.3 |
| 恢复系数 (P-P) | 0.8 |
| 滚动摩擦因数 (P-P) | 0.12 |
| 静摩擦因数 (P-P) | 1.7 |
| 颗粒深度 | 300 |
| 碎石槽高度 | 500 |
| 碎石槽直径 | 2.4 |

表 5 颗粒与探测器、底层地面接触特性参数

Table 5 Contact characteristic parameters of particles with detector and ground

| 名称 | 数值 |
|--------------|------|
| 恢复系数 (P-T) | 0.80 |
| 滚动摩擦因数 (P-T) | 0.25 |
| 静摩擦因数 (P-T) | 1.20 |
| 恢复系数 (P-B) | 0.80 |
| 滚动摩擦因数 (P-B) | 0.25 |
| 静摩擦因数 (P-B) | 1.20 |

表 6 工况设置

Table 6 Operation setting

| 工况名称 | 横向速度 V_x /($\text{mm}\cdot\text{s}^{-1}$) | 纵向速度 V_y /($\text{mm}\cdot\text{s}^{-1}$) |
|------|---|---|
| 工况01 | 0 | -100 |
| 工况02 | 0 | -200 |
| 工况03 | 0 | -300 |
| 工况11 | 100 | -100 |
| 工况12 | 100 | -200 |
| 工况13 | 100 | -300 |
| 工况22 | 150 | -200 |
| 工况23 | 150 | -300 |
| 工况33 | 200 | -300 |

2.3 探测器垂直附着稳定性分析

探测器工况03的附着过程如图11所示。工况03为纵向速度最大的工况, 仿真结果更具有代表性。

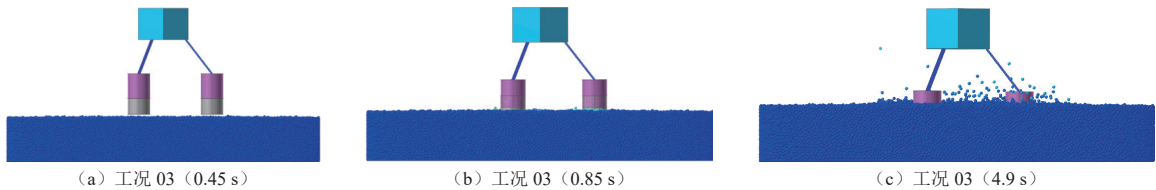


图 11 探测器垂直附着稳定性仿真结果(工况03)

Fig. 11 Simulation results of vertical landing stability of lander (under condition 03)

探测器垂直附着工况下, 纵向位移和横向位移结果如图12和图13所示。根据图12可知当探测器以不同的纵向初速度垂直附着时, 探测器纵向位移在5 s内即可进入稳定状态。说明探测器在缓冲机构和颗粒介质

作用下, 可在较短时间内耗散动能。由于探测器纵向速度差异, 导致稳定阶段时, 侵入表面碎石的深度不同, 并且随着速度的增大侵入深度也增加。探测器横向位移结果如图13, 结果表明存在较小程度上的波

动,但波动范围不超过2 mm,说明垂直工况下探测器并未发生横向滑移。

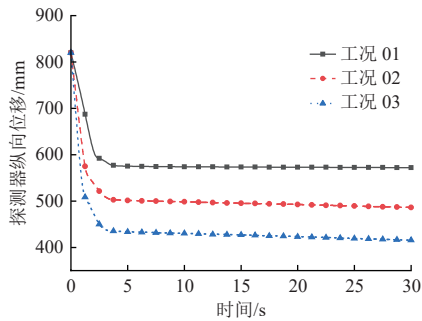


图 12 探测器纵向位移
Fig. 12 Longitudinal displacement of lander

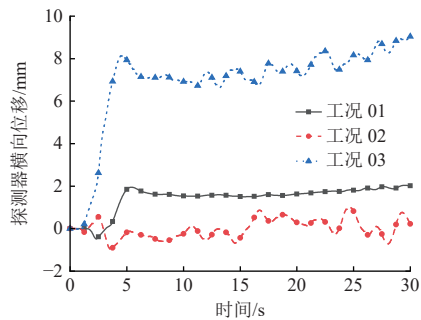


图 13 探测器横向位移
Fig. 13 Lateral displacement of lander

探测器纵向速度随时间变化的曲线如图14所示。初始时刻,探测器纵向速度分别为 $-100\sim-300$ mm/s,随后探测器在与颗粒介质接触碰撞力和缓冲机构的共同作用下减速。3种工况下的纵向速度均在5 s内快速下降并逐渐趋于稳定。说明探测器在附着过程中得到了有效缓冲。探测器的横向速度随时间变化的曲线如图15所示。小天体颗粒介质与探测器的相互作用并非完全均匀,导致横向速度在稳定阶段呈现小范围(± 2 mm/s)的波动,并不影响探测器附着过程的稳定性。该结果说明缓冲结构在减弱纵向速度时并未引起横向速度的大范围变化,确保了附着的稳定性。

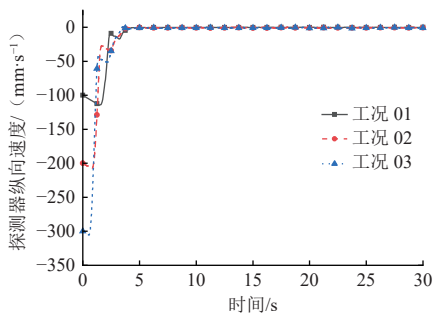


图 14 探测器纵向速度
Fig. 14 Longitudinal velocity of lander

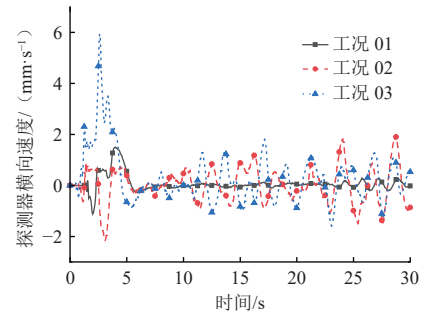


图 15 探测器横向速度
Fig. 15 Lateral velocity of lander

探测器质心本体坐标系相对于惯性坐标系姿态变化的曲线如图16~18所示。结果表明,探测器的俯仰角、偏航角及滚转角均在 $\pm 1^\circ$ 内小范围内波动,并未出现大范围姿态偏转的情况。

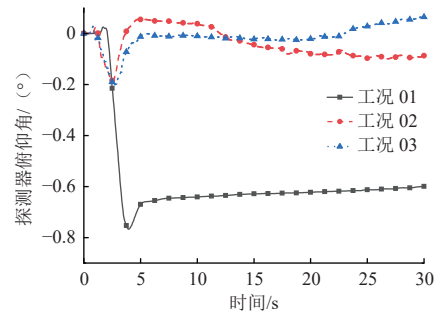


图 16 探测器俯仰角
Fig. 16 The pitch angle of lander

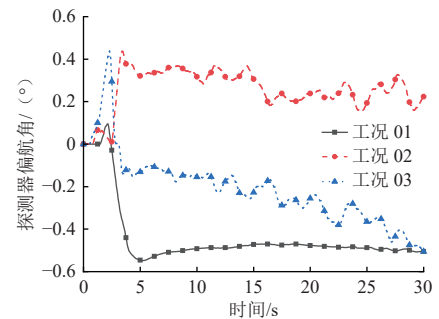


图 17 探测器偏航角
Fig. 17 The yaw angle of lander

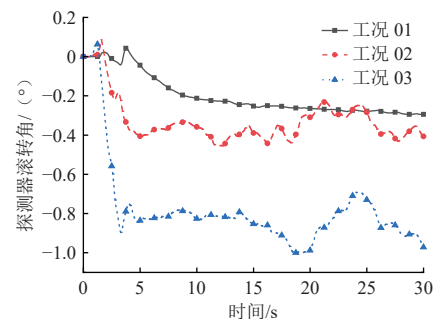


图 18 探测器翻滚角
Fig. 18 The roll angle of lander

3个缓冲筒内粘扣带剥离距离随时间的变化曲线如图19~21所示。结果表明,随着纵向速度的增加,探测器所需的耗散动能增大,剥离距离也相应地逐渐增大。由于3个足垫几乎同时接触颗粒介质,所以3个粘扣带的剥离几乎呈现相同规律。以粘扣带1为例,在工况03中,最大的剥离距离可达110 mm,并逐渐稳定。

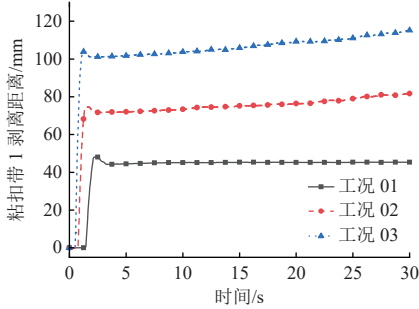


图 19 粘扣带1剥离距离

Fig. 19 Stripping distance of hook and loop fastener #1

2.4 探测器倾斜附着稳定性分析

在工况11状态下,探测器倾斜附着的稳定性仿真结果如图22所示,展示了探测器在0.1、0.6、5.5、8.15、13.5和30 s时刻姿态和位移的变化态势,反映了探测器从初始附着到最终稳定的动态变化过程。6组不同倾斜附着工况在第30 s(最终时刻)时探测器的稳定

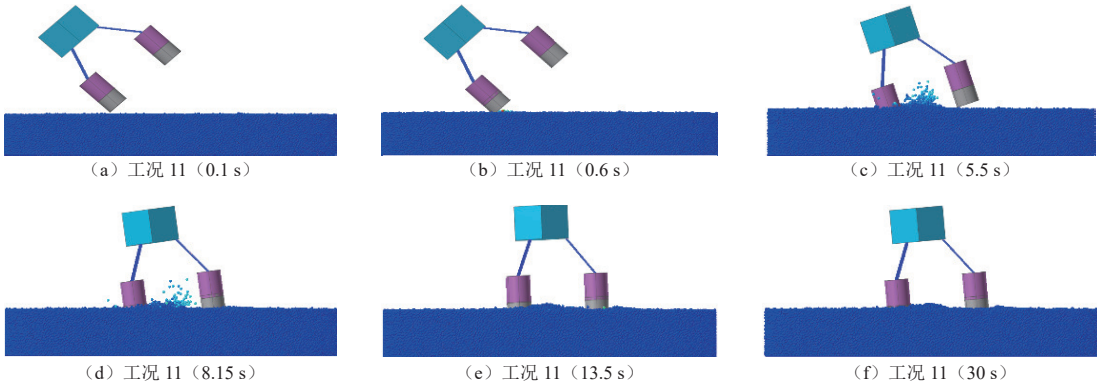


图 22 探测器倾斜附着稳定性仿真结果(工况11)

Fig. 22 Simulation result of oblique landing stability of lander under (condition 11)

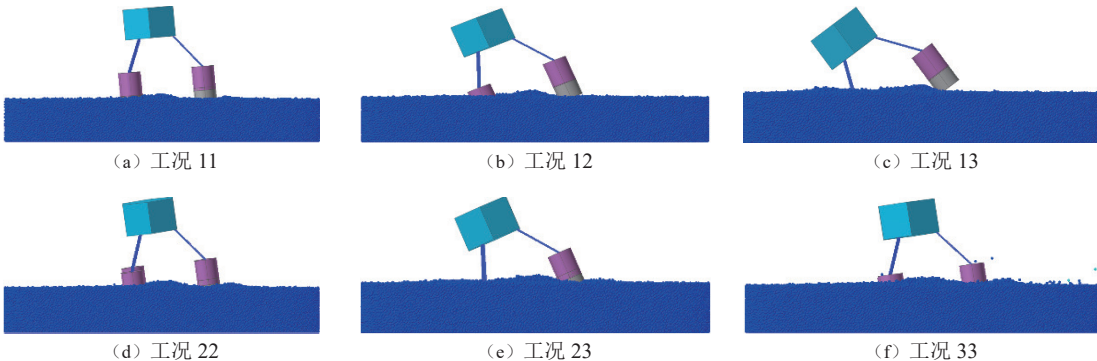


图 23 探测器倾斜附着稳定性仿真结果

Fig. 23 Simulation results of oblique landing stability of lander

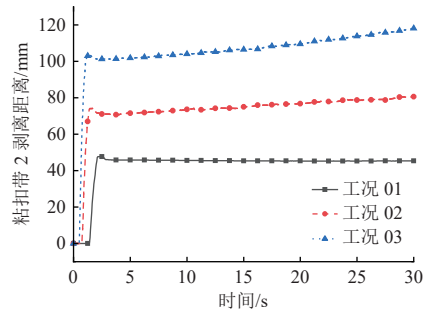


图 20 粘扣带2剥离距离

Fig. 20 Stripping distance of hook and loop fastener #2

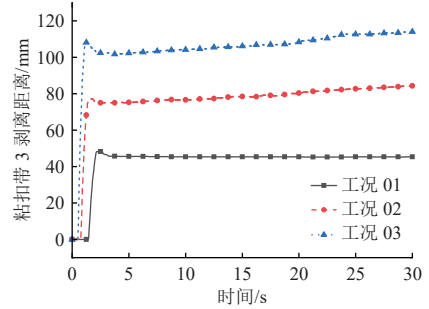


图 21 粘扣带3剥离距离

Fig. 21 Stripping distance of hook and loop fastener #3

状态如图23所示。结果表明,在不同倾角与速度的工况下,探测器均能实现稳定附着,并未出现倾覆或滑

移的现象。探测器质心纵向位移和横向位移的结果分别如图24和图25所示。探测器纵向初始位移714.14 mm, 横向初始位移-655 mm。两者数值在1.74 s之前迅速下降, 且均在10 s内趋于稳定。

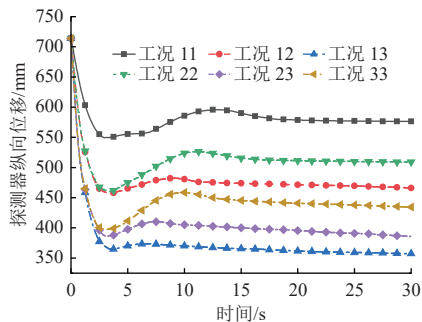


图 24 探测器纵向位移

Fig. 24 Longitudinal displacement of lander

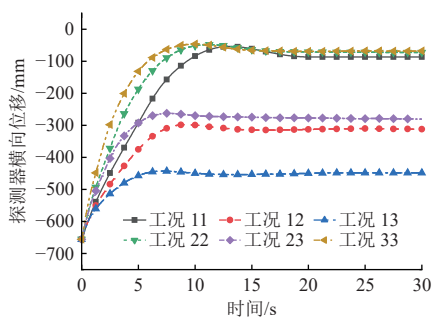


图 25 探测器横向位移

Fig. 25 Lateral displacement of lander

探测器质心纵向速度和横向速度的仿真结果分别如图26和图27所示。不同工况下, 探测器纵向速度在5 s前快速下降, 逐渐减小至0, 证明缓冲系统有效。横向速度初始值为100~200 mm/s, 各工况的横向速度在15 s内同样减小逐渐减小至0。

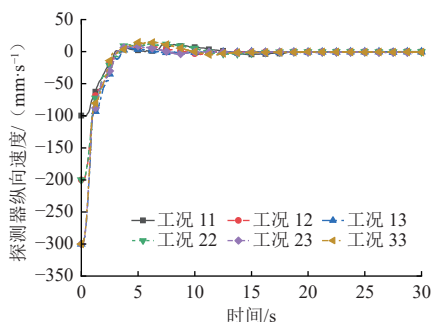


图 26 探测器纵向速度

Fig. 26 Longitudinal velocity of lander

探测器质心的俯仰角、偏航角和滚转角分别如图28~30所示。倾斜工况初始时刻, 探测器质心速度处于XOY竖直平面, 偏航角为45°, 俯仰角和滚转角分别为0°。在附着过程中, 俯仰角和滚转角分别在±1°

和±3°内小范围变化, 并逐渐稳定。偏航角由初始的45°逐渐减小。颗粒介质具备承载能力和流动性, 使得探测器不同速度工况附着时, 最终稳定的偏航角也不尽相同。例如工况13, 纵向速度为横向速度的3倍, 在附着过程中纵向缓冲筒1和缓冲筒3的侵入深度较大, 缓冲筒2的侵入深度较小, 因此稳定阶段的偏航角数值较大。

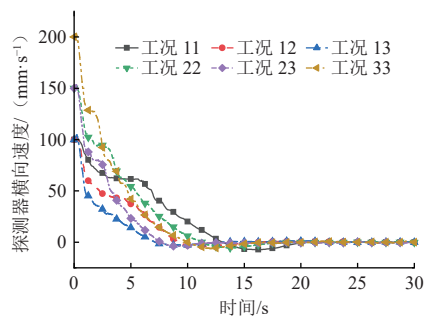


图 27 探测器横向速度

Fig. 27 Lateral velocity of lander

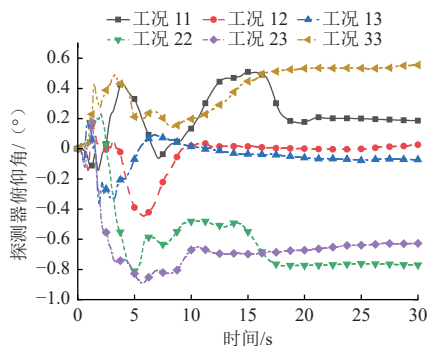


图 28 探测器俯仰角

Fig. 28 Pitch angle of the lander

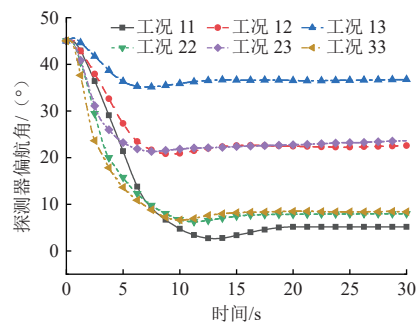


图 29 探测器偏航角

Fig. 29 Yaw angle of lander

探测器在倾斜附着工况下, 粘扣带1、粘扣带2以及粘扣带3的剥离距离随时间变化的曲线如图31~33所示。探测器在初始附着阶段, 粘扣带的剥离距离迅速增加, 表明探测器在附着初期经历了较大的冲击力和相应的缓冲过程。随着时间的推移, 各粘扣带的剥离

距离逐渐趋于稳定, 反映了缓冲机构有效地吸收了冲击能量, 以确保探测器在不同的倾斜工况下能够实现稳定附着。

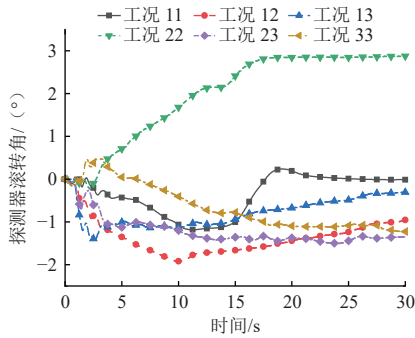


图 30 探测器滚转角
Fig. 30 Roll angle of the lander

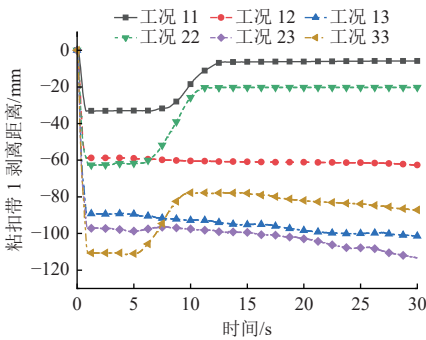


图 31 粘扣带1剥离距离
Fig. 31 Stripping distance of hook and loop fastener #1

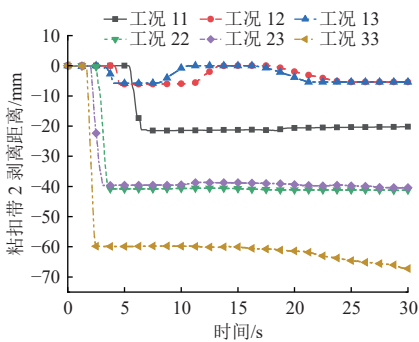


图 32 粘扣带2剥离距离
Fig. 32 Stripping distance of hook and loop fastener #2

探测器在倾斜附着的情况下, 缓冲筒1和3 (内含粘扣带) 首先接触碎石颗粒, 随后在横向初速度的作用下, 缓冲筒2接触碎石颗粒。从图31和图33可以看出, 工况11、工况22和工况33相对于其它工况存在一定程度的剥离复位现象。该现象是由于惯性作用及粘扣带不存在恢复力, 探测器旋转导致缓冲筒产生相对位移, 从而自主复位。随着探测器稳定回落, 形成二次缓冲并逐渐趋于稳定。

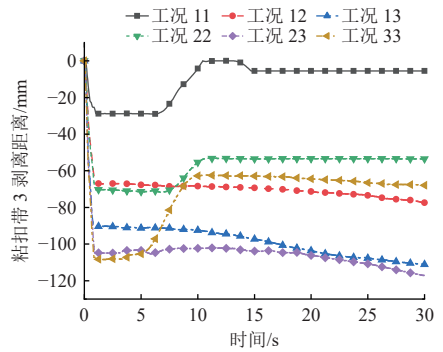


图 33 粘扣带3剥离距离
Fig. 33 Stripping distance of hook and loop fastener #3

通过图23最后时刻的探测器姿态可以看出, 工况11、工况22和工况33的探测器姿态相对稳定, 且偏航角最小。这一结果在图29也得到了进一步的验证, 表明在这些工况下, 探测器能较好地控制其姿态, 避免了过大的偏航角。具体来看, 工况11、工况22和工况33在倾斜附着过程中, 由于初始速度较高, 缓冲效果较为显著。结果表明, 所设计的缓冲结构在不同倾斜工况下均能有效工作, 确保探测器的稳定性和安全性, 证明了缓冲结构在复杂工况下的可靠性。

3 结 论

本文面向弱引力环境下的附着需求, 设计了一种两级缓冲系统, 分别利用多体动力学方法和离散元方法建立了耦合动力学模型, 基于仿真结果开展稳定性分析, 并得到如下结论:

1) 设计的小天体探测器附着机构由载荷固定板、柔性连接梁和缓冲筒等部分组成, 其中缓冲筒包含两级缓冲结构方式, 一级缓冲采用粘扣带剥离耗散能量, 二级缓冲采用泡沫铝压溃应急吸能方式。在接触小天体表面时, 能够产生剥离力, 吸收探测器动能, 具有缓冲的作用。

2) 探测器足垫与表面碎石发生接触, 产生接触力促使缓冲筒内部结构出现位移差, 从而带动粘扣带剥离实现能量耗散。在不同附着的垂直、倾斜倾角以及速度工况下, 探测器纵向初速度、横向初速度以及姿态均能实现稳定收敛, 避免探测器在接触过程中反弹或侧翻等现象, 证明了该系统具有良好的附着稳定性。

3) 在倾斜附着条件下, 由于探测器旋转和惯性作用, 先附着的缓冲筒实现了自主复位, 并在回落过程中实现了二次缓冲, 证明了系统的可重复性。仿真结果验证了缓冲方案的有效性, 可为未来小天体附着缓冲方案提供技术参考。

参 考 文 献

- [1] 崔平远, 陆晓萱, 朱圣英, 等. 小天体柔性附着状态协同估计方法[J]. 宇航学报, 2022, 43(9): 1219-1226.
CUI P Y, LU X X, ZHU S Y, et al. Cooperative state estimation method for small celestial body flexible landing[J]. Journal of Astronautics, 2022, 43(9): 1219-1226.
- [2] 崔平远, 张成宇, 朱圣英, 等. 小天体柔性附着技术[J]. 宇航学报, 2023, 44(6): 805-816.
CUI P Y, ZHANG C Y, ZHU S Y, et al. Technologies for flexible landing on small celestial bodies[J]. Journal of Astronautics, 2023, 44(6): 805-816.
- [3] 刘德赞, 赖小明, 王露斯, 等. 小天体表面采样技术综述[J]. 深空探测学报(中英文), 2018, 5(3): 246-261.
LIU D Y, LAI X M, WANG L S, et al. Summary of sampling technology for small celestial bodies[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5(3): 246-261.
- [4] 程雅苹, 杨勇, 郭万磊. 小行星物质组成研究新方法探索[J]. 中国空间科学技术, 2023, 43(6): 25-31.
CHENG Y P, YANG Y, GUO W L. New methods for studying the composition of asteroids[J]. Chinese Space Science and Technology, 2023, 43(6): 25-31.
- [5] 龚自正, 李明, 陈川, 等. 小行星监测预警、安全防御和资源利用的前沿科学问题及关键技术[J]. 科学通报, 2020, 65(5): 346-372.
GONG Z Z, LI M, CHEN C, et al. The frontier science and key technologies of asteroid monitoring and early warning, security defense and resource utilization[J]. Chinese Science Bulletin, 2020, 65(5): 346-372.
- [6] YANO H, KUBOTA T, MIYAMOTO H, et al. Touchdown of the Hayabusa spacecraft at the Muses sea on Itokawa[J]. Science, 2006, 312(5778): 1350-1353.
- [7] BIELE J, ULAMEC S, MAIBAUM M, et al. The landing(s) of Philae and inferences about comet surface mechanical properties[J]. Science, 2015, 349(6247): 1-6.
- [8] 陈金宝, 钱佳程, 贾山, 等. 新型多级铝蜂窝缓冲器的缓冲性能研究与分析[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(S1): 1-6.
CHEN J B, QIAN J C, JIA S, et al. Research and analysis of cushioning performance of new multistage aluminum honeycomb buffer[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(S1): 1-6.
- [9] 黄江平, 满剑锋, 杨建中, 等. 铝蜂窝材料温度环境适应性试验研究[J]. 载人航天, 2016, 22(3): 313-316.
HUANG J P, MAN J F, YANG J Z, et al. Experimental research on thermal environment adaptability of aluminum honeycomb[J]. Manned Spaceflight, 2016, 22(3): 313-316.
- [10] LEE J A, CARINI J, CHOI A, et al. Lunar lander conceptual design[R]. US: NASA, 1989.
- [11] 王少纯, 邓宗全, 高海波, 等. 月球着陆器用金属橡胶高低温力学性能试验研究[J]. 航空材料学报, 2004, 24(2): 27-31.
WANG S C, DENG Z Q, GAO H B, et al. Experimental investigation on mechanical property of metal rubber used in lunar lander in high or low temperature[J]. Journal of aeronautical Materials, 2004, 24(2): 27-31.
- [12] SUN M, LI X D, ZHOU Z, et al. Analysis of damping characteristics of magnetorheological damper under impact load[J]. Materials, 2022, 15(12): 1-14.
- [13] LI L B, HU G L, YU L F, et al. Development and performance analysis of a new self-powered magnetorheological damper with energy-harvesting capability[J]. Energies, 2021, 14(19): 1-14.
- [14] 寿梦杰, 廖昌荣, 叶宇浩, 等. 冲击载荷下磁流变缓冲器的动力学行为[J]. 机械工程学报, 2019, 55(1): 72-80.
SHOU M J, LIAO C R, YE Y H, et al. Dynamic behavior of magnetorheological energy absorber under impact loading[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(1): 72-80.
- [15] 王永滨, 武士轻, 牟金岗, 等. 可重复使用新型着陆缓冲装置设计[J]. 航天返回与遥感, 2021, 42(4): 1-9.
WANG Y B, WU S Q, MOU J G, et al. Research on new reusable landing buffer[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2021, 42(4): 1-9.
- [16] DOU W Y, QIU X H, XIONG Z W, et al. A footpad structure with reusable energy absorption capability for deep space exploration lander: design and analysis[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2023, 36(1): 257-270.
- [17] CARABELLESE D, BARBERO D, PINO P, et al. Preliminary design of a reusable lunar lander/ascender for on-orbit refueling[C]//Proceedings of AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum. Virtual Event : AIAA, 2020.
- [18] XU Y, HUANG H, ZHANG C, et al. Energy absorption behaviors of a novel buffer lander-leg with Yoshimura core[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2024, 37(4): 333-342.
- [19] HUANG M. Control strategy of launch vehicle and lander with adaptive landing gear for sloped landing[J]. Acta Astronautica, 2019, 161: 509-523.
- [20] BEAUREGARD L, URBANO A, LIZY-DESTREZ S, et al. Multidisciplinary design and architecture optimization of a reusable lunar lander[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2021, 58(4): 1186-1199.
- [21] MAEDA T, OTSUKI M, HSASHIMOTO T. Overturning protection control of lunar-planetary lander with semi-active shock absorber[J]. Transactions of the JSME, 2014, 80(816): DR0235-DR0235.
- [22] 王大鹏, 刘天喜, 刘德赞, 等. 航天器随动电缆粘扣带剥离力学特性分析[C]//中国力学大会-2017暨庆祝中国力学学会成立60周年大会. 北京: 中国力学学会, 2017.
WANG D P, LIU T X, LIU D Y, et al. Analysis of the mechanical properties of Velcro stripping force for spacecraft trailing cables[C]//Proceedings of the 2017 China Mechanics Conference and the 60th Anniversary of the Chinese Society of Mechanics (B). Beijing: China Mechanics Conference, 2017.

作者简介:

杨宇(1994-), 男, 博士研究生, 主要研究方向: 小天体附着采样动力学与控制。

通信地址: 哈尔滨工业大学359信箱(150001)

电话: (451)86417756

E-mail: 19b918115@stu.hit.edu.cn

黄意新(1987-), 男, 副教授, 主要研究方向: 小天体附着采样、探测器-星表接触力学特性研究。**本文通信作者。**

通信地址: 哈尔滨工业大学359信箱(150001)

电话: (451)86417756

E-mail: huangyixin@hit.edu.cn

Design and Stability Analysis of Attachment Buffer System for Small Celestial Body Detector

YANG Yu¹, TIAN Hao¹, SHI Jixin², GE Dongming², XU Jingquan¹, HUANG Yixin¹

(1. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: To meet the requirement of adhesion detection on the surface of extremely weak gravitational small celestial bodies, a three-legged detector attachment buffer system was designed, and a stability analysis of the attachment process was carried out. In order to achieve stable attachment to the surface of the small body without rebound in a very weak gravitational environment, a two-stage buffer system was designed considering with the error of landing speed and inclination angle taken into account. The energy consumption of the hook and loop fastener and the crushing energy absorption of the aluminum foam were used to reduce the influence of the contact collision process on the stability of the detector. The multi-body system dynamics model of the detector and the contact collision dynamics model of the detector footpad-granular medium were established. Based on the joint simulation of multi-body dynamics and discrete element, the motion law of the detector under different landing inclination angles and speeds was obtained. The results show that the two-stage buffer system has a good buffer energy absorption effect, which can effectively prevent the detector from rebounding, slipping and overturning. The detector can be stably attached to the surface of the small celestial body within a certain inclination angle and velocity range. The research results can provide technical support for the landing scheme design of small celestial body exploration missions in the future.

Keywords: small celestial body exploration; attaching system; stability analysis; hook and loop fastener

Highlights:

- An attaching system scheme based on the hook and loop fastener buffering is proposed for the first time.
- The designed attaching system has no restoring force during the collision process and can be reused.
- The stability analysis of the attachment process verifies the effectiveness of the attaching system scheme.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 宋利辉]