可复用小型月表飞跃器着陆缓冲装置设计与优化

王龙飞[1]，贾　山[1,3,4,5,6]，周东强[1,7]，刘韶阳[1]，袁佳琪[1]，陈金宝[2,3,4,5,6]

（1. 南京航空航天大学 航天学院，南京 211106；2. 南京航空航天大学 物理学院，南京 211106；3. 宇航空间机构全国重点实验室，南京 211106；4. 深空星表探测机构技术工信部重点实验室，南京 211106；5. 航天进入减速与着陆技术实验室，南京 211106；6. 安徽空天装备科技有限公司，滁州 239236；7. 北京空间飞行器总体设计部，北京 100094）

摘　要：针对未来月面多点位重复着陆探测的需求，提出了一种腿式可复用小型月表飞跃器。针对月表飞跃器设计了可复用的着陆缓冲装置，介绍了该装置的基本构型和重复缓冲工作机理；搭建了地面落震试验系统，在工作机理层面对设计方案的合理性进行了验证；建立着陆缓冲装置的单腿运动学和着陆动力学模型，通过虚拟样机仿真对其进行了验证；以降低着陆缓冲过程中着陆缓冲装置关键部位的结构载荷为优化目标，采用带精英策略的非支配排序遗传算法对该装置的设计参数进行优化，并对其优化结果进行仿真验证。结果表明：该装置符合预期且优化后的设计参数可将着陆缓冲过程中关键部位的结构载荷分别降低了12.49%和7.33%。可为未来月表飞跃器的设计提供参考。

关键词：月表飞跃器；着陆缓冲机构；动力学仿真；多目标优化；落震试验

中图分类号：V476.3；TH122　　**文献标识码：**A　　**文章编号：**2096-9287(2025)06-0569-10

DOI:10.3724/j.issn.2096-9287.2025.20240076

引用格式：王龙飞，贾山，周东强，等. 可复用小型月表飞跃器着陆缓冲装置设计与优化[J]. 深空探测学报（中英文），2025，12（6）：569-578.

Reference format: WANG L F，JIA S，ZHOU D Q，et al. Design and optimization of landing buffer device for reusable small lunar surface leaper[J]. Journal of Deep Space Exploration，2025，12（6）：569-578.

引　言

作为距离地球最近的天体，月球拥有十分独特的空间位置和广阔的探索前景，现在国内外围绕月球开展的探索活动依旧稳步发展[1-2]。中国在完成“绕”“落”“回”三步走后，目前正在实施的“探月四期”工程将在资源丰富的月球极区开展探测活动，为更深入地对月球进行全面的探测，并倡议多国共同参与在月球建设国际月球科研站[3-4]。新的探测任务须具备多点位、多次重复着陆的探测能力，具备可在月表反复起飞、着陆能力的月表飞跃器应运而生[5]，同时为月表飞跃器着陆缓冲装置的设计带来了新的挑战。在未来中国探月规划的背景下，设计一种适用于小型月表飞跃器的、反复缓冲的着陆缓冲装置就显得十分迫切[6]。

在着陆冲击和缓冲过载的研究领域中，文献[7]利用DEM-FEM-MBD耦合算法研究了着陆过程中月表着陆器的动力学特性及月壤的运动特性。文献[8]针对现有月球着陆动力学模型的不足，以着陆过程中的惯性力为基础提出了一种“2-2”着陆模式的软着陆动力学模型，降低了建模和分析求解的难度。文献[9]应用多体动力学与有限元分析软件相结合的方法，对着陆器的缓冲性能进行仿真分析，给出了对着陆器缓冲性能分析及验证的方法。文献[10]针对典型的4腿式月球着陆器分析了着陆工况对着陆器机构缓冲性能的研究。文献[11]对现有多级蜂窝结构进行详细分析，设计了一种新型的载人登月飞行器，其缓冲能力和着陆安全性均优于已有设计。文献[12]根据“嫦娥三号”着陆工况设计了一种圆柱形的月面着陆气囊，研究了月壤对其缓冲性能的影响。文献[13]设计了一种将轮式移动机构和磁流变缓冲器相结合的着陆缓冲机构，具有软着陆和越障的能力，但相关研究大多停留在理论层面。文献[14]设计了一种通过铝蜂窝进行压溃吸能的载人登月舱着陆缓冲装置，并通过全尺寸原理样机试验验证了设计的正确性。文献[15]针对火箭着陆设计了一种可重复使用的着陆缓冲机构，并通过优化降低了其冲击加速度响应和缓冲结构的最大受力。文献[16]通

收稿日期：2024-11-15　修回日期：2025-01-17

基金项目：国家科技专项计划（2021-JCJQ-JJ-0233，23-TQ01-04-ZT-01-017，D050202）；国家自然科学基金（52075242）；上海航天科技创新基金（SAST2022-035，SAST2023-040）；中央高校基本科研业务费（ILB24011）

过对着陆腿的数量及几何参数进行仿真分析，提出了一种可重复使用的运载火箭着陆腿布局方案。文献[17]设计了一种由集成驱动单元主动耗散能量的6足可移动重复着陆器，并研究了该着陆器的容错着陆能力。文献[18]设计了一种新型星球车悬架，通过非线性规划优化方法以悬臂的运动角度轨迹为优化目标对悬臂尺寸优化。文献[19]对组合式气囊缓冲特性进行研究，以装置的最大过载和着陆缓冲装置的比吸能为目标函数进行多优化。

上述工作主要是针对着陆器着陆缓冲过程进行仿真和试验方法的研究，在着陆缓冲装置的设计方面，利用蜂窝的压溃吸能和气囊缓冲，能胜任单次着陆的任务要求，但难以应用于未来多点探测、多次着陆的探月任务。现有关于着陆缓冲装置的优化大多着眼于机体的过载，对着陆机构冲击地面时关键部位的结构受力关注较少，而较大的结构受力极易使得着陆装置结构失效从而导致任务失败[20]。针对上述问题，本文提出一种腿式可复用的月表飞跃器着陆缓冲装置，完成了该装置的运动学和动力学建模。并搭建了地面落震试验系统，对所提出方案的工作机理进行验证。最后，以降低着陆缓冲过程中关键部位的结构载荷为优化目标，通过带精英策略的非支配排序遗传算法对该装置的设计参数进行了多目标优化，增强了飞跃器着陆之后抵抗震动和冲击的能力。

1 着陆缓冲装置机构设计

根据月表飞跃器着陆缓冲装置小型轻量化、可重复使用、着陆缓冲能力强的功能要求，及其项目要求在飞跃器主体与地面保持安全距离的前提下，可承受15 g_m（g_m为月表重力加速度）的过载等指标要求，设计了一种腿式可复用的月表飞跃器着陆缓冲装置，总体结构如图1所示。

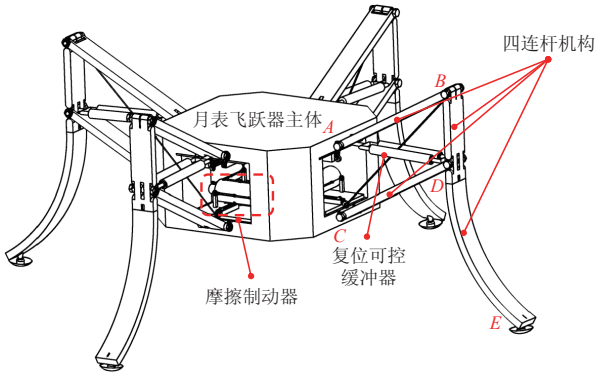


图 1 月表飞跃器着陆缓冲装置总体示意图
Fig. 1 General schematic diagram of landing buffer device of lunar surface leaper

所设计的着陆缓冲装置由对称均匀分布的4条着陆缓冲腿及相应的辅助缓冲机构组成，每条着陆腿均由单自由度的四连杆及构成配套的摩擦制动器和复位可控缓冲器组成，可在一定范围内进行姿态调节，同时具有较好的结构稳定性。与蜂窝和气囊等缓冲结构相比，本文所提出的着陆缓冲装置通过摩擦制动器、复位可控缓冲器等协同完成飞跃器着陆时的着陆缓冲工作，经过一次缓冲行程之后可恢复到初始状态从而进行多次着陆缓冲，克服了蜂窝和气囊等缓冲结构仅能进行单次缓冲的弊端，更适用于未来中国探月任务中月表飞跃器多次着陆、多点探测的任务要求。

1.1 复位可控缓冲器

该着陆缓冲装置由四连杆机构组成单腿的框架，主要吸能部件为装配于四连杆对角的复位可控缓冲器及摩擦制动器。其中在四连杆机构的铰接A和铰接D之间装配有两个相同的弹簧液压缓冲器，液体流经阻尼孔时即可将能量耗散。通过在缓冲器外部进行机构设计将其改进为复位可控的缓冲器，在缓冲行程结束后不会在内部弹簧的作用下立即回弹复位，可避免产生震动和二次着陆冲击，保障了飞跃器主体有效载荷的正常工作，其结构设计细节如图2所示。

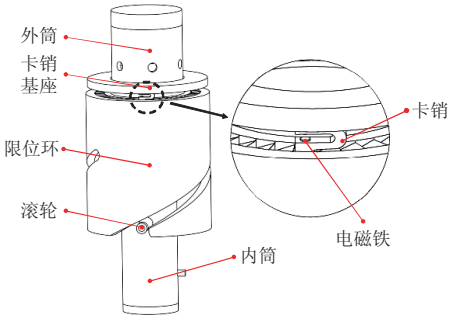


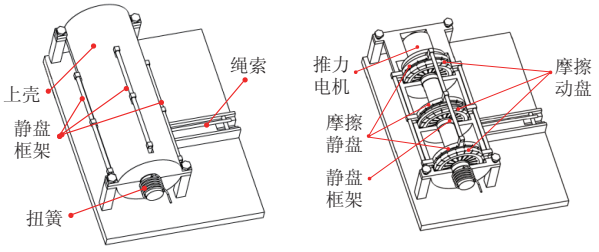
图 2 缓冲器结构示意图
Fig. 2 Schematic diagram of buffer structure

该缓冲器的复位可控、降低振动的功能主要通过内筒、外筒和限位环之间的相互作用实现。在卡销、卡销基座和滚轮的限制下，限位环和外筒之间仅能够相对转动，而与内筒在相对转动的同时还将产生相对平移运动。在着陆缓冲的过程中，缓冲器在压力作用下压缩，带动限位环正向转动，缓冲器正常进行缓冲工作。当缓冲器压缩到与外部冲击力平衡后，随着外力的降低缓冲器有回弹复位的趋势。但由于卡销的作用，限位环无法反向转动，限制了缓冲器内筒与外筒相对远离的复位运动，从而减小了缓冲器在缓冲行程结束后由于复位带来的二次冲击和震动，为有效载荷的安全性提供了保障。当整个缓冲行程结束后，装配

在卡销上的电磁铁通电，卡销弯曲即解除其对内筒的限制作用，缓冲器顺利回弹恢复至初始状态，为下一次着陆缓冲任务做准备，从而实现了多次着陆缓冲的设计要求。

1.2　摩擦制动器

摩擦制动器从铰接C处伸出一根绳索，连接至四连杆机构对角处的铰接B，其结构设计如图3所示，主要由摩擦动盘、摩擦静盘、扭簧和推力电机等组成。3个摩擦静盘通过静盘框架连接在一起。初始时在扭簧的作用下为绳索提供预紧力，当飞跃器着陆时，四连杆机构运动使得铰接B和铰接C之间的距离增加，带动绳索拉动摩擦制动器，将冲击产生的能量通过热量的形式耗散一部分。推力电机推动第一片摩擦静盘，并通过静盘框架推动3个摩擦静盘使其与摩擦动盘紧密接触，通过电机控制可改变摩擦盘之间的压力，在绳索带动摩擦动盘转动时通过，使得绳索受到不同的张紧力从而应对不同的过载情况。当缓冲行程结束后，去除制动盘之间的压力，在扭簧的作用下摩擦制动器恢复到初始状态，即可进行下次着陆缓冲任务。



（a）主视图　　（b）内部结构图

图 3　摩擦制动器结构示意图

Fig. 3　Schematic diagram of friction brake structure

1.3　工作流程

到达预定着陆区域上方的指定高度后，月表飞跃器将自身调整到竖直方向与水平方向的速度均大致降低为0的预着陆姿态，在惯性及月表微重力的作用下自由下落。飞跃器接触到月球表面之后，本文所设计的着陆缓冲装置开始工作，将飞跃器与月表碰撞时产生的冲击过载降低到有效载荷可承受的范围之内，着陆过程如图4所示。初始时绳索在摩擦制动器的作用下存在张紧力，协助着陆缓冲装置维持稳定状态。飞跃器着陆后四连杆机构发生变形，铰接A和铰接D之间的距离被压缩，对缓冲器产生挤压，使得飞跃器着陆时的一部分动能通过缓冲器耗散，铰接B和铰接C之间的距离不断增大，通过绳索使得摩擦制动器的静、动盘之间发生相对的转动，将飞跃器着陆时的部分动能以热能的形式耗散。有效缓冲行程结束后，在卡销的作用下，缓冲器暂时锁紧，从而降低了由于缓冲器复位导致飞跃器产生的反复振动。通过对装配在卡销内部的电磁铁通电，即可解除对缓冲器的限制作用。去除推力电机作用在摩擦动盘与摩擦静盘之间的压力，消除绳索对两个铰接的约束，整套着陆缓冲装置受到的限制解除，着陆缓冲装置恢复到初始状态，即可再次执行着陆缓冲任务。

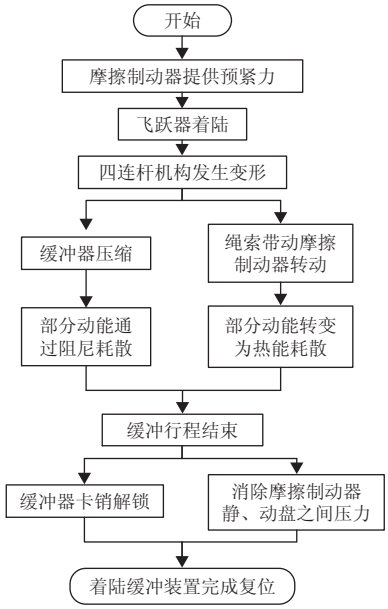


图 4　着陆缓冲装置工作流程图

Fig. 4　Workflow diagram of landing buffer device

2　工作机理地面落震试验

为验证着陆缓冲装置各个组成部分是否能够按照预定的程序进行工作，以期初步判断该方案是否合理且整个机构的工作流程是否符合预期，考虑到相关试验的成本和实际操作的可行性，选择在地球重力条件下，对本文提出的着陆缓冲装置设计构型进行地面落震试验。在工作机理的层面上，对设计方案的合理性进行验证。

本文搭建的地面落震试验系统如图5所示，主要由外框架、起吊装置、挂载框架、释放装置、分离装置和数据采集系统组成。通过外框架3根导轨的限制与引导，可确保试验对象与挂载框架一同下落时的姿态保持稳定。当试验对象和挂载框架下落至指定的位置时，分离装置可在挂载框架与外框架产生碰撞之前即可分离试验对象，不仅能消除碰撞对试验对象的落震初始姿态和能量的影响，还能确保试验对象着陆时姿态稳定可控。

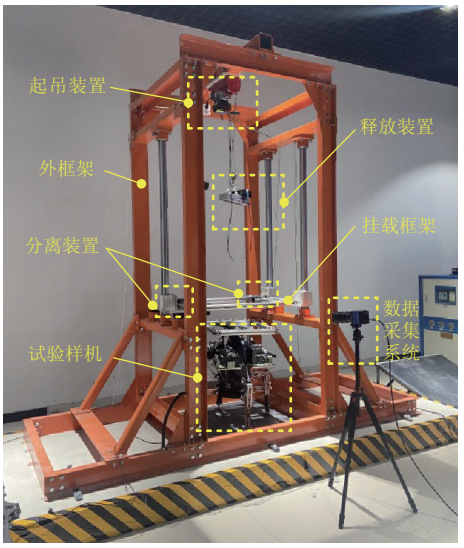
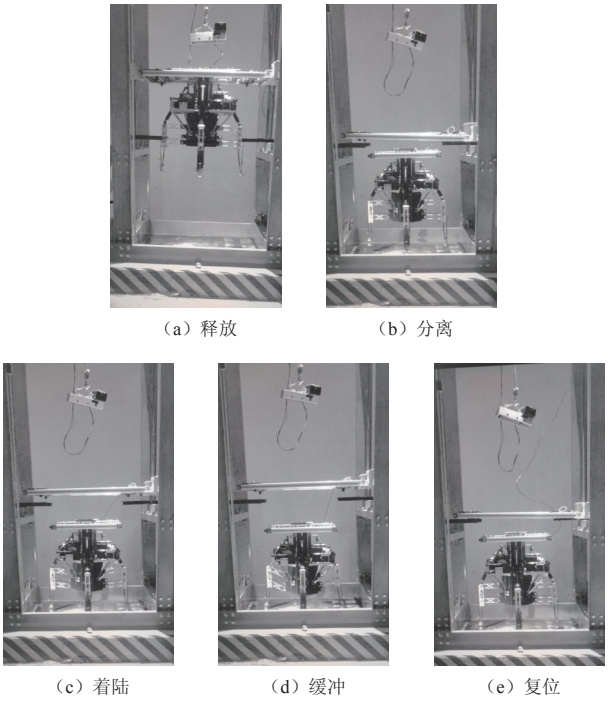


图 5　地面落震试验系统示意图
Fig. 5　Schematic diagram of ground drop test system

试验准备阶段，将试验样机以预设姿态固定在挂载框架，分离装置、释放装置锁紧。起吊装置将释放装置、分离装置、试验样机和挂载框架组成的整体吊起至预定高度，数据采集系统准备就绪。通过远程控制启动释放装置，挂载框架与原理样机一同沿着导轨自由下落。当挂载框架与原理样机下落至一定高度之后，触发分离装置，原理样机从挂载框架分离，自由下落至地面进行着陆缓冲。数据采集系统完成数据的采集，试验完成。当机体质量为90 kg、从1.5 m高度着陆时，得到的试验样机的着陆缓冲过程如图6所示。



（a）释放　（b）分离　（c）着陆　（d）缓冲　（e）复位

图 6　试验样机着陆缓冲过程图
Fig. 6　Landing buffer process diagram of experimental prototype

从试验结果可以看出，试验样机可顺畅地沿着导轨平稳下落，分离装置能够将样机从挂载框架顺利分离。当样机着陆之后，四连杆机构发生变形。四连杆中两个相对铰接之间的距离变短，压缩缓冲器进行缓冲吸能，另外两个铰接间的距离变长，拉动摩擦制动器工作，将部分动能转化为热能耗散。缓冲行程结束之后，缓冲器顺利回弹，整个着陆缓冲装置恢复至初始状态，即可进行下次着陆缓冲任务。验证了设计方案的合理性，能按照预想的设计进行缓冲及复位。在此过程中，安装在试验样机上的加速度传感器测得机体的过载曲线如图7所示。约0.5 s时试验样机释放，以重力加速度沿导轨下落。在约0.85 s时产生一个小峰值，此时试验样机从挂载框架分离。0.88 s左右时，机体着陆并产生最大过载加速度，约126.3 m/s^2。并在着陆缓冲装置的作用下，对冲击能量耗散，机体过载迅速降低，最终在2.5 s左右下降为0。结果表明上述方案设计得到的着陆缓冲装置具有一定的缓冲吸能作用。

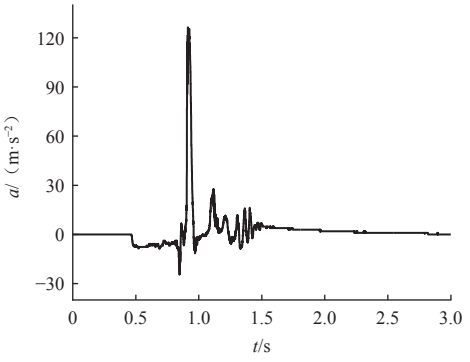


图 7　试验样机过载曲线
Fig. 7　Overload curve of test prototype

3　动力学模型建立与验证

3.1　单腿着陆过程动力学模型

飞跃器着陆的过程中，在着陆缓冲装置与飞跃器连接的铰接处将产生较大的冲击载荷，如图8所示极易造成飞跃器主体的挤压受损及铰接部位的结构失效[21]，从而导致飞跃器丧失多点探测能力。由于着陆过程的复杂性，难以对着陆时的冲击力准确估算。针对本装置的设计指标，将飞跃器处于最大过载时受到的冲击载荷峰值作为恒力施加在着陆缓冲装置的足端，建立飞跃器主体完全固定、足端受到外部作用力的动力学模型，如图9所示，其中点F、G、H、I分别表示杆AB、BD、CD和DE的质心位置。在动力学建模的过程中做出以下假设：不考虑转动幅的间隙以及摩擦；将两个相同的缓冲器简化为一个，其产生的缓冲

力满足关系：$F = kx + c\dot{x}$；所有杆件视为密度均匀的刚体，且仅在二维平面运动。

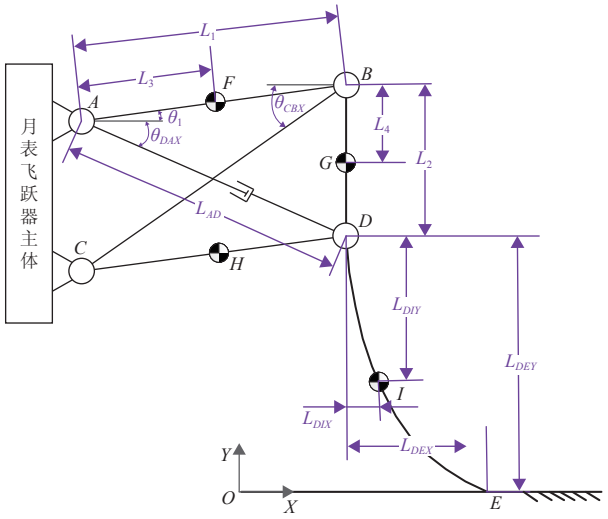


图 8　着陆缓冲装置单腿参数示意图

Fig. 8　Schematic diagram of single leg parameters of landing buffer device

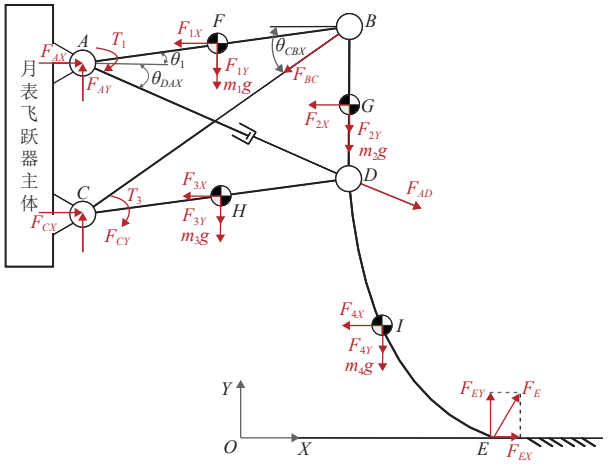


图 9　着陆缓冲装置单腿动力学模型

Fig. 9　Single leg dynamics model of landing buffer device

在可用的包络范围内，着陆缓冲装置杆件的设计参数如表1所示。

表 1　缓冲装置杆件设计参数

Table 1　Design parameters for buffer mechanism members

参数	数值
L_1/m	0.3
L_2/m	0.2
L_{DEX}/m	0.25
L_{DEY}/m	0.4
L_{DIX}/m	0.09
L_{DIY}/m	0.22
θ_0/（°）	10

通过对着陆缓冲装置单腿的结构分析可知，杆AB和杆CD运动学信息相同，且在各个杆件的约束作用下杆BD和杆DE同时在平面内做平移运动，因此在飞跃器着陆的过程中，杆BD和杆DE的运动学信息完全相同，可得：

$$a_{FX} = a_{HX} = -L_3\cos\theta_1\omega_1^2 - L_3\sin\theta_1\alpha_1 \tag{1}$$

$$a_{FY} = a_{HY} = -L_3\sin\theta_1\omega_1^2 + L_3\cos\theta_1\alpha_1 \tag{2}$$

$$a_{IX} = a_{GX} = -L_1\cos\theta_1\omega_1^2 - L_1\sin\theta_1\alpha_1 \tag{3}$$

$$a_{IY} = a_{GY} = -L_1\sin\theta_1\omega_1^2 + L_1\cos\theta_1\alpha_1 \tag{4}$$

通过运动学分析可得缓冲器与摩擦制动器两个力矢量与水平方向产生的夹角θ_{DAX}以及夹角θ_{CBX}为

$$\theta_{DAX} = \arctan\frac{L_2 - L_1\sin\theta_1}{L_1\cos\theta_1} \tag{5}$$

$$\theta_{CBX} = \arctan\frac{L_1\sin\theta_1 + L_2}{L_1\cos\theta_1} \tag{6}$$

由于四连杆机构发生变形，缓冲器压缩产生的形变量为

$$\Delta L_{AD} = L_{AD1} - L_{AD0} = \sqrt{L_1^2\cos^2\theta_1 + (L_1\sin\theta_1 - L_2)^2} - \sqrt{L_1^2\cos^2\theta_0 + (L_1\sin\theta_0 - L_2)^2} \tag{7}$$

对式（7）求导，根据假设（2）即可得到缓冲器在着陆缓冲过程中产生的作用力为

$$F_{AD} = k\Delta L_{AD} + c\Delta\dot{L}_{AD} \tag{8}$$

在式（1）～（8）的基础上，取着陆缓冲装置单腿的杆AB、BD、CD及DE为研究对象，根据牛顿–欧拉法可得该机构的动力学方程为

$$\begin{aligned}&F_{3X}L_3\sin\theta_1 - 2F_{1Y}L_3\cos\theta_1 + F_{1X}(L_2 + L_3\sin\theta_1) + F_{2X}(L_2 - \\&L_4 + L_1\sin\theta_1) - F_{2Y}L_1\cos\theta_1 - F_{4X}(L_{DIY} - L_1\sin\theta_1) - \\&F_{4Y}(L_1\cos\theta_1 + L_{DIX}) - 2m_1g_mL_3\cos\theta_1 - m_2g_mL_1\cos\theta_1 - \\&m_4g_m(L_1\cos\theta_1 + L_{DIX}) - I_1\alpha_1 - I_3\alpha_1 - F_{AX}L_2 + \\&F_{EY}(L_1\cos\theta_1 + L_{DEX}) + F_{EX}(L_{DEY} - L_1\sin\theta_1) = 0\end{aligned} \tag{9}$$

$$\begin{aligned}&F_{AX}L_1\sin\theta_1 - F_{AY}L_1\cos\theta_1 - F_{AD}L_1\sin(\theta_1 + \theta_{DAX}) - F_{1X}(L_1 - \\&L_3)\sin\theta_1 + (F_{1Y} + m_1g_m)(L_1 - L_3)\cos\theta_1 - I_1\alpha_1 = 0\end{aligned} \tag{10}$$

$$\begin{aligned}&F_{1X}L_3\sin\theta_1 - 2F_{1Y}L_3\cos\theta_1 - F_{3X}(L_2 - L_3\sin\theta_1) - \\&F_{2Y}L_1\cos\theta_1 - F_{2X}(L_4 - L_1\sin\theta_1) - F_{4Y}(L_1\cos\theta_1 + L_{DIX}) - \\&F_{4X}(L_2 + L_{DIY} - L_1\sin\theta_1) - 2m_1g_mL_3\cos\theta_1 - \\&m_2g_mL_1\cos\theta_1 - m_4g_m(L_1\cos\theta_1 + L_{DIX}) - I_1\alpha_1 - I_3\alpha_1 + \\&F_{EY}(L_1\cos\theta_1 + L_{DEX}) + F_{EX}(L_2L_{DEY} - L_1\sin\theta_1) + \\&F_{CX}L_2 = 0\end{aligned} \tag{11}$$

$$F_{CX}L_1\sin\theta_1 - F_{CY}L_1\cos\theta_1 - F_{BC}L_1\sin(\theta_{CBX}-\theta_1) - F_{3X}(L_1-L_3)\sin\theta_1 + (F_{3Y}+m_3g_{\mathrm{m}})(L_1-L_3)\cos\theta_1 - I_3\alpha_1 = 0 \quad (12)$$

补充方程为

$$F_{EX}L_{DEY} + F_{EY}L_{DEX} - F_{4X}L_{DIY} - (F_{4Y}+m_4g_{\mathrm{m}})L_{DIX} + F_{2X}(L_2-L_4) - F_{B2X}L_2 = 0 \quad (13)$$

$$F_{B1X} - F_{BC}\cos\theta_{CBX} - F_{B2X} = 0 \quad (14)$$

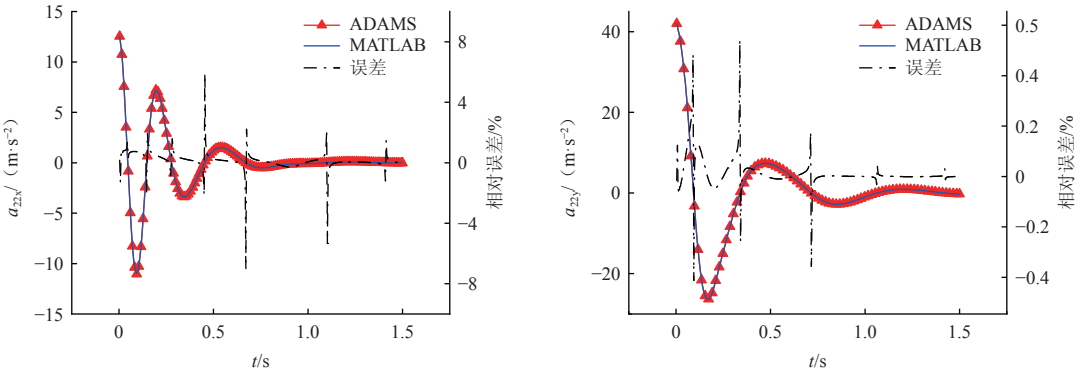
$$F_{AX} - F_{AD}\cos\theta_{CBX} - F_{1X} - F_{B1X} = 0 \quad (15)$$

其中：杆件i（i=1, 2, 3, 4）分别代表杆AB、BD、CD、DE；θ_0为杆AB初始时同X轴的夹角；θ_1为杆AB转动时同X轴的夹角；ω_1、α_1分别为杆AB转动时的角速度、角加速度；m_i（i=1, 2, 3, 4）为各个杆件的质量；g_{m}为月球表面的重力加速度；F_{iX}、F_{iY}为杆件i（i=1, 2, 3, 4）在X、Y方向的惯性力〔通过式（1）～（4）乘以相应杆件质量求解〕；I_1、I_3为杆AB、CD的转动惯量；F_{AX}、F_{AY}、F_{CX}、F_{CY}为飞跃器在铰接A与铰接C产生的作用力；F_{B1X}与F_{B2X}分别为铰接B对杆AB和杆BD在X方向产生的作用力；F_{BC}为摩擦制动器在绳索产生的拉力；F_{AD}为缓冲器产生的反作用力〔通过式（7）与式（8）求解〕；k、c分别为缓冲器的刚度系数和阻尼系数；F_E为飞跃器着陆时月表对单腿足端产生的反作用力。

3.2 单腿虚拟样机验证

通过多体动力学仿真软件建立虚拟样机模型，在相同的初始条件下对所设计的着陆缓冲装置进行动力学仿真，与数学模型得到的数据对比验证，得到着陆缓冲装置末端杆件DE的质心加速度随时间变化的曲线如图10所示，其中X方向的误差大多数时间在1%之内，偶尔会出现较大的误差波动，但整体依旧在8%以内，而Y方向的误差则整体都处于0.6%以内，当加速度趋近于0时误差较显著。这是由于此时运动学信息的真值趋近于0，较小的绝对误差在相对误差中会被放大，但杆件运动学模型的整体趋势与仿真结果曲线基本一致，验证了理论推导所得杆件运动学方程的正确性。

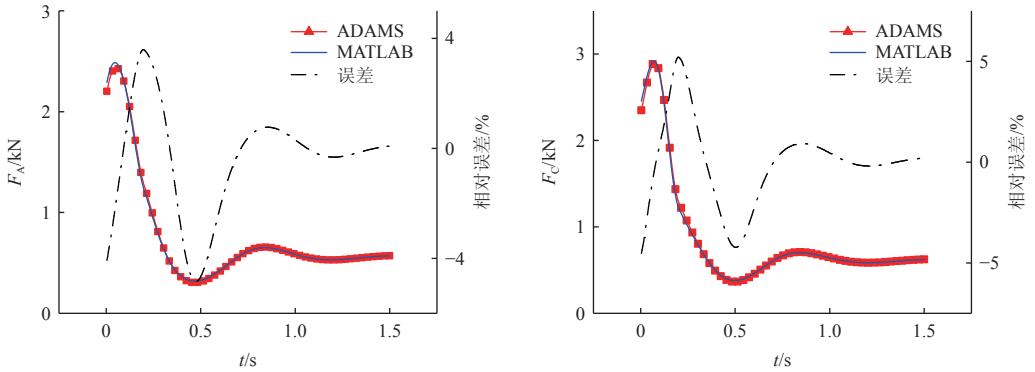
飞跃器与着陆缓冲装置相连接的两处关键部位的结构受力随时间变化的曲线如图11所示。分析结果表明，铰接点A处的误差控制在4%以内，而铰接点C处的



（a）a_{22x}随时间变化曲线　（b）a_{22y}随时间变化曲线

图 10　运动学模型同仿真模型结果对比

Fig. 10　Comparison between kinematic model and simulation model results



（a）F_A随时间变化曲线　（b）F_C随时间变化曲线

图 11　动力学模型同仿真模型结果对比

Fig. 11　Comparison between dynamic model and simulation model results

误差则在5%以内。在虚拟样机仿真的初始阶段，由于杆件的快速运动，导致产生较大的误差。随着着陆过程中冲击载荷的逐渐衰减，杆件的惯性力及相互作用力趋向稳定，相应的误差也随之减小并趋于0。总体而言，通过动力学方程计算得到的结果与虚拟仿真的结果吻合性较好，从而验证了理论推导的动力学方程的准确性。

4　着陆缓冲装置设计参数优化

以降低着陆过程中飞跃器与着陆缓冲装置在铰接部位产生的冲击载荷为优化目标，对着陆缓冲装置的参数优化。根据着陆缓冲装置需能承受15 g_m过载的设计要求，通过式$4F_{EY}-Mg-Ma=0$计算得出飞跃器在承受最大过载加速度且4条腿同时着陆时，月表作用在飞跃器着陆腿上的力F_{EY}。但考虑到飞跃器在着陆的过程中，有可能产生单腿首先触地、其次两个临近腿触地、剩下一个单腿最终触地的对着陆最为不利的“1-2-1”着陆模式[22]，因此在图9得到的动力学模型基础上，为提高该着陆缓冲装置的抗冲击性能，采用带精英策略的非支配排序遗传算法（NSGA-Ⅱ）进行多目标优化，其Pareto前沿图如图12所示，数学模型为

$$F(X)=\min\{\max[F_A(X)],\max[F_C(X)],-\min[H(X)]\}$$
$$\text{s.t.}\begin{cases}5\,000\ \text{N/m}\leqslant k\leqslant 15\,000\ \text{N/m}\\200\ \text{N}\cdot\text{s/m}\leqslant c\leqslant 1\,000\ \text{N}\cdot\text{s/m}\\500\ \text{N}\leqslant F_{BC}\leqslant 2\,500\ \text{N}\end{cases}\tag{16}$$

由图8的几何关系，可以得出

$$H=-L_1\sin\theta_1+L_{DEY}\tag{17}$$

其中：F_A为铰接A处产生的冲击载荷；F_C为铰接C处产生的冲击载荷；H为飞跃器主体与月表竖直方向的距离（铰接C与足端E在竖直方向的距离）。

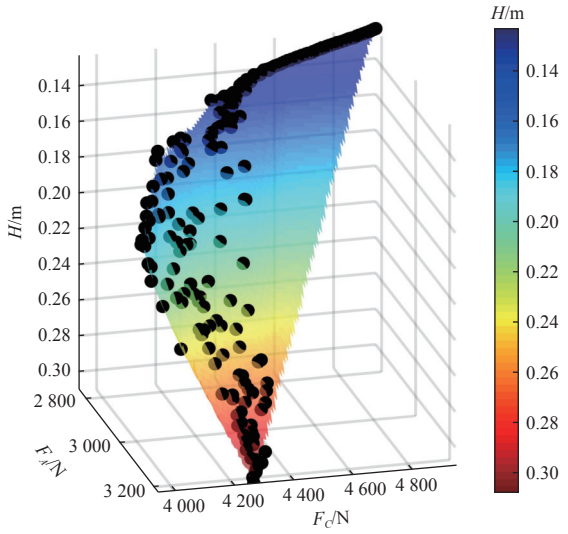


图 12　优化目标的Pareto前沿图

Fig. 12　Pareto frontier diagram of optimization target

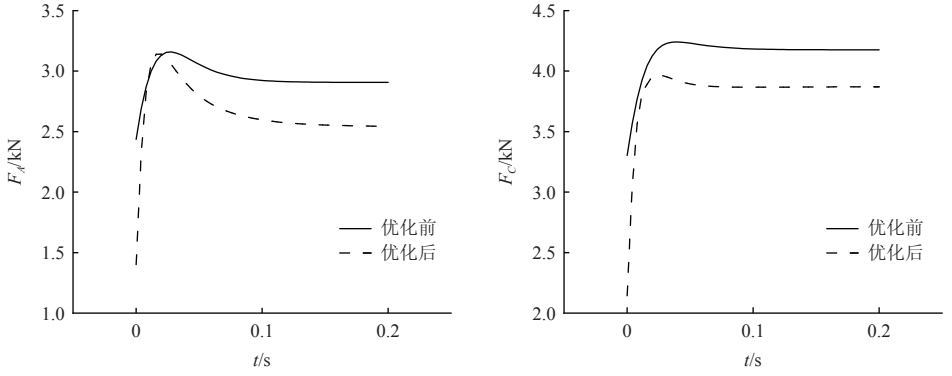
通过对得到的Pareto非劣解分析，在H保证飞跃器主体安全的前提下，选取结构受力最小的解为多目标优化的最优解，得到缓冲器和摩擦制动器设计参数的优化结果如表2所示。

表 2　设计变量初值与优化结果

Table 2　Initial values and optimization results of design variables

设计变量	初值	优化结果
k/（N·m^{-1}）	10 000	10 036.7
c/（N·s·m^{-1}）	600	850.8
F_{BC}/N	1 500	518.6

为验证优化结果的有效性，对比了优化前后设计参数在虚拟样机仿真中的响应，结果如图13所示。具体来说，优化前后铰接处的受力变化显著，初始着陆时承受的载荷从优化前的2 437 N和3 303 N分别降至1 400 N和2 142 N，随后迅速上升至整个缓冲过程中的作用力峰值。尽管优化前后飞跃器在铰接A处的载荷峰



（a）优化前后F_A随时间变化曲线　　（b）优化前后F_C随时间变化曲线

图 13　优化前后月表飞跃器响应对比

Fig. 13　Comparison of response of lunar surface leaper before and after optimization

值降低并不显著，但在着陆缓冲机构启动后约0.02 s，铰接*A*处的受力显著降低，最终稳定至2 544 N，比优化前的2 907 N降低了12.49%。此外，优化后飞跃器在铰接*C*处产生的载荷峰值减少了270 N，从4 240 N降至3 970 N，并且在峰值过后，优化后铰接*C*处的载荷比优化前有一定程度的降低，最终从4 176 N降至3 870 N，降低了7.33%。表明优化结果在降低着陆冲击时产生的结构载荷方面取得了良好的效果。

根据优化后的设计参数进行真实落震虚拟样机仿真，设定该小型飞跃器的主体质量为100 kg，以1.2 m/s的初速度垂直触地，在月表重力场的作用下以“1-2-1”模式着陆，此过程中飞跃器的过载曲线如图14所示。在优化后的着陆缓冲装置作用下月表飞跃器的加速度峰值为7.23 m/s^2，在多目标优化设计时所考虑的极限工况之内。

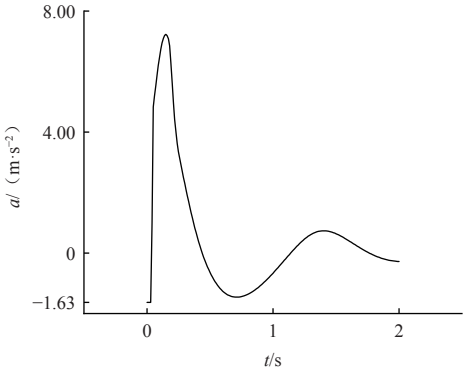


图 14　优化后月表飞跃器着陆过载曲线

Fig. 14　Landing overload curve of optimized lunar surface leaper

5　结　论

为适应未来月表探测工程对月表飞跃器多点探测、多次着陆的任务要求，提升月表飞跃器的着陆可靠性：

1）提出了一种腿式可复用的小型月表飞跃器着陆缓冲装置，该着陆缓冲装置主要由四连杆机构、摩擦制动器和复位可控缓冲器等部分组成，能够满足飞跃器在月表多次着陆的任务需求。

2）设计并搭建了地面落震试验系统，结果表明可使得试验对象落震的初始姿态稳定可控。原理样机落震试验结果表明所提出方案可实现预期的着陆缓冲吸能机理。

3）以降低着陆缓冲过程中关键部位的结构载荷为优化目标，采用NSGA-Ⅱ算法对摩擦制动器和复位可控缓冲器的设计参数进行多目标优化，提高了着陆过程中着陆缓冲装置的抗冲击能力。

参考文献

[1] 叶培建，于登云，孙泽洲，等. 中国月球探测器的成就与展望[J]. 深空探测学报(中英文)，2016，3(4)：323-333.
YE P J，YU D Y，SUN Z Z，et al. Achievements and prospects of Chinese lunar probes[J]. Journal of Deep Space Exploration，2016，3(4)：323-333.

[2] 廖小刚，李建辉. 2023年国外载人航天发展初步分析[J]. 载人航天，2024，30(1)：112-120.
LIAO X G，LI J H. Preliminary analysis of the development of manned space flight abroad in 2023[J]. Manned Spaceflight，2024，30(1)：112-120.

[3] 裴照宇，刘继忠，王倩，等. 月球探测进展与国际月球科研站[J]. 科学通报，2020，65(24)：2577-2586.
PEI Z Y，LIU J Z，WANG Q，et al. Lunar exploration progress and international lunar research station[J]. Science Bulletin，2020，65(24)：2577-2586.

[4] 裴照宇，王琼. 国际月球科研站资源利用发展路线战略构想[J]. 宇航学报，2024，45(4)：625-637.
PEI Z Y，WANG Q. Strategic conception of resource utilization development route of international lunar research station[J]. Journal of Astronautics，2024，45(4)：625-637.

[5] 余后满，饶炜，张益源，等. “嫦娥七号”探测器任务综述[J]. 深空探测学报(中英文)，2023，10(6)：567-576.
YU H M，RAO W，ZHANG Y Y，et al. Mission analysis and spacecraft design of Chang’E-7[J]. Journal of Deep Space Exploration，2023，10(6)：567-576.

[6] 聂宏，王宸，陈金宝，等. 航天器着陆缓冲机构技术研究进展[J]. 南京航空航天大学学报，2022，54(5)：751-770.
NIE H，WANG C，CHEN J B，et al. Research progress of spacecraft landing buffer mechanism technology[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，2022，54(5)：751-770.

[7] JI S Y，LIANG S. DEM-FEM-MBD coupling analysis of landing process of lunar lander considering landing mode and buffering mechanism[J]. Advances in Space Research，2021，68(3)：1627-1643.

[8] WEI X H，LIN Q，NIE H，et al. Investigation on soft-landing dynamics of four-legged lunar lander[J]. Acta Astronautica，2014，101：55-66.

[9] 曾福明，杨建中，朱汪，等. 月球着陆器着陆缓冲性能研究[J]. 航天器工程，2010，19(5)：43-49.
ZENG F M，YANG J Z，ZHU W，et al. Study on lunar lander landing buffer performance[J]. Spacecraft Engineering，2010，19(5)：43-49.

[10] 丁建中，王春洁，王家俊，等. 着陆工况对月球着陆器着陆缓冲性能影响分析[J]. 载人航天，2016，22(1)：132-137.
DING J Z，WANG C J，WANG J J，et al. Analysis of the impact of landing conditions on the landing buffer performance of the lunar lander[J]. Manned Spaceflight，2016，22(1)：132-137.

[11] 卢志强. 载人登月飞行器用多级蜂窝缓冲器及全机软着陆冲击研究[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学，2017.
LU Z Q. Research on multi-stage honeycomb buffer and soft landing impact of whole aircraft for manned lunar landing aircraft[D]. Harbin：Harbin University of Technology，2017.

[12] 周旋，周仕明，李道奎. 月壤参数对月面着陆气囊缓冲性能的影响[J]. 国防科技大学学报，2022，44(4)：69-80.
ZHOU X，ZHOU S M，LI D K. Effects of lunar soil parameters on lunar landing airbag cushioning performance[J]. Journal of National

University of Defense Technology，2022，44(4)：69-80.

[13] 董小闵，李军礼，于建强，等. 月面低空飞行器着陆缓冲机构设计与仿真分析[J]. 载人航天，2019，25(6)：779-782，798.
DONG X M，LI J L，YU J Q，et al. Design and simulation analysis of landing buffer mechanism for lunar low-altitude aircraft[J]. Manned Spaceflight，2019，25(6)：779-782，798.

[14] 王永滨，蒋万松，王磊，等 载人登月舱月面着陆缓冲装置设计与研制[J]. 深空探测学报(中英文)，2016，3(3)：262-267.
WANG Y B，JIANG W S，WANG L，et al. Design and development of landing gear technology for manned lunar landing[J]. Journal of Deep Space Exploration，2016，3(3)：262-267.

[15] LEI B，ZHANG M，LIN H Y，et al. Optimization design containing dimension and buffer parameters of landing legs for reusable landing vehicle[J]. Chinese Journal of Aeronautics，2022，35(3)：234-249.

[16] 汪融，翟海涛，王梓尧，等. 可重复使用运载火箭着陆支腿总体布局与关键参数优化[J]. 宇航学报，2022，43(8)：1010-1018.
WANG R，ZHAI H T，WANG Z Y，et al. General layout and key parameter optimization of landing legs for reusable launch vehicles[J]. Journal of Astronautics，2022，43(8)：1010-1018.

[17] YIN K，ZHOU S L，SUN Q，et al. Lunar surface fault-tolerant soft-landing performance and experiment for a six-legged movable repetitive lander[J/OL]. Sensors，2021，21(17)：5680. https://www.mdpi.com/1424-8220/21/17/5680.

[18] 吴昌鹏. 星球车悬架结构设计优化及着陆和移动性能研究[D]. 哈尔滨：哈尔滨理工大学，2024.
WU C P. Research on suspension structure design optimization and landing and moving performance of planetary rover[D]. Harbin：Harbin University of Science and Technology，2024.

[19] 张鹏飞. 组合气囊着陆缓冲特性及优化设计研究[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学，2020.
ZHANG P F. Research on landing buffer characteristics and optimization design of combined airbag[D]. Harbin：Harbin University of Technology，2020.

[20] 许健，王平，黄克武，等. IM公司奥德修斯号月面着陆器任务浅析[J]. 宇航学报，2024，45(3)：487-497.
XU J，WANG P，HUANG K W，et al. Lunar lander mission analysis of IM company Odysseus[J]. Journal of Astronautics，2024，45(3)：487-497.

[21] 郭亚周，刘小川，白春玉，等. 民用轻小型无人机跌落测试试验及损伤特性研究[J]. 振动与冲击，2021，40(22)：175-181，215.
GUO Y Z，LIU X C，BAI C Y，et al. Drop test experiment and damage characteristics research of civil light and small unmanned aerial vehicles[J]. Journal of Vibration and Shock. 2021，40(22)：175-181，215.

[22] 胡亚冰. 腿式星球着陆器动力学与稳定性研究[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学，2012.
HU Y B. Study on dynamics and stability of legged planetary lander[D]. Harbin：Harbin University of Technology，2012.

作者简介：

王龙飞(2000－)，男，硕士研究生，主要研究方向：航天器着陆缓冲机构设计、结构动力学分析等。

通信地址：江苏省南京市江宁区将军大道29号南京航空航天大学将军路校区D11航天学院(211106)

E-mail：sx2215063@nuaa.edu.cn

贾山(1983－)，男，博士，副教授，特聘研究员，主要研究方向：深空星表探测机构技术、航天进入减速与着陆技术、空天飞行器执行机构设计技术等。**本文通信作者**。

通信地址：江苏省南京市江宁区将军大道29号南京航空航天大学将军路校区D11航天学院(211106)

电话：18001580420

E-mail：jiashanazz@nuaa.edu.cn

Design and Optimization of Landing Buffer Device for Reusable Small Lunar Surface Leaper

WANG Longfei[1]，JIA Shan[1, 3, 4, 5, 6]，ZHOU Dongqiang[1, 7]，LIU Shaoyang[1]，
YUAN Jiaqi[1]，CHEN Jinbao[2, 3, 4, 5, 6]

（1. College of Astronautics，Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，Nanjing 211106，China；2. College of Physics，Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，Nanjing 211106，China；3. National Key Laboratory of Aerospace Mechanism，Nanjing 211106，China；4. Key Laboratory of Mechanism for Deep Space Planet Surface Exploration，Ministry of Industry and Information Technology，Nanjing 211106，China；5. Laboratory for Aerospace Entry，Descent and Landing Technology，Nanjing 211106，China；6. Anhui Aerospace Equipment Technology Co.，Ltd，Chuzhou 239236 China；7. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering，Beijing 100094，China）

Abstract： In order to address the needs of multi-point repeated landing explorations on the lunar surface in the future，a leg-type reusable small lunar surface leaper was proposed. Firstly，a reusable landing buffer device was designed for the lunar surface leaper，and the basic configuration and repetitive buffering mechanism of the device were introduced. Secondly，a ground impact test system was established to verify the rationality of the design scheme at the working mechanism level. Thirdly，the single leg kinematics model and landing dynamic model of the landing buffer device were established，and the accuracy of the mathematical models was verified via virtual prototype simulation. Finally，with the optimization objective is of reducing the structural load on key parts of the landing buffer device during the landing buffer process，non-dominated sorting generic algorithm with elite strategy was used to optimize the design parameters of the buffer device，and the optimization results were verified by virtual prototype simulation. The research results indicate that the device's workflow meets expectations，and the optimized design parameters can reduce structural loads of key parts during the landing buffer process by 12.49% and 7.33%，respectively. This can provide reference for the design of future lunar surface leapers.

Keywords： lunar surface leaper；landing gear；dynamic simulation；multi-objective optimization；drop test

Highlights：

- A leg type reusable small lunar leap device was proposed，and its overall configuration， reset controllable buffer，friction brake and other mechanisms were designed in detail.
- A ground drop test system was established to verify the rationality of the design scheme at the working mechanism level.
- The kinematics model and dynamics model of the single leg of the landing buffer device were established and verified by virtual prototype simulation.
- The design parameters of the landing buffer device were optimized，and the structural loads of the key parts of the device during the landing buffer process were reduced by 12.49% and 7.33%，respectively.

[责任编辑：宋宏，英文审校：宋利辉]