

基于多级铝蜂窝缓冲器的新型着陆器性能分析

贾 山^{1,2,3,4}, 钱佳程¹, 陈金宝^{1,2,3,4}, 周金华¹, 徐雅男¹, 张 胜¹, 肖贇辰¹, 陈 姮¹

(1. 南京航空航天大学 航天学院, 江苏 南京 210016; 2. 深空星表探测机构技术工信部重点实验室, 江苏 南京 210016; 3. 航天进入减速与着陆技术航天科技集团重点实验室, 江苏 南京 210016; 4. 智能感知与无损着陆技术联合实验室, 江苏 南京 210016)

摘 要: 在未来可行走探月着陆器的总体设计中, 如何降低着陆过程中的冲击载荷, 实现柔顺落震以保护本体结构和有效载荷的安全, 是一项重要内容。本文基于所设计的可行走着陆器整机构型对缓冲驱动一体化缓冲器优化分析。首先, 对 3 种不同规格的铝蜂窝材料分别进行静压力试验, 利用试验数据和蜂窝有效吸能模型对多级铝蜂窝的搭配方式进行优化; 然后, 采用 Ansys/Ls-dyna 对优化后的三级铝蜂窝进行仿真和试验验证, 与传统的两种铝蜂窝材料的缓冲器相比具有一定的柔顺性和安全性; 最后, 利用 Adams 软件进行整机仿真验证。验证结果显示: 着陆器本体质心过载曲线平滑柔顺, 可为我们后续开展的载人登月、月表基地建设等工程实施提供技术支撑。

关键词: 可行走着陆器; 缓冲器; 吸能模型; 多级铝蜂窝; 柔顺性

中图分类号: V 476.3

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2021.02.011

Performance Analysis of a New Lander Based on Multi-level Aluminum Honeycomb Buffer

JIA Shan^{1,2,3,4}, QIAN Jiacheng¹, CHEN Jinbao^{1,2,3,4}, ZHOU Jinhua¹, XU Yanan¹,
ZHANG Sheng¹, XIAO Yunchen¹, CHEN Heng¹

(1. School of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, Jiangsu, China; 2. Key Laboratory of Deep Space Star Catalog Exploration Agency Technology Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing 210016, Jiangsu, China; 3. Aerospace Enters the Key Laboratory of Deceleration and Landing Technology Aerospace Science and Technology Group, Nanjing 210016, Jiangsu, China; 4. Joint Laboratory of Intelligent Perception and Nondestructive Landing Technology, Nanjing 210016, Jiangsu, China)

Abstract: One of the crucial goals in the overall design of a walkable lunar lander is to reduce the impact load during landing and achieve a compliant drop so that the body structure and payload can be well-protected. In this paper, a walkable lander is designed, and the energy absorption characteristics of the energy-absorbing/driving integrated buffer of the lander are analyzed. First, three types of aluminum honeycomb materials with different specifications are selected for static pressure tests. Second, the obtained data are plugged into the effective energy-absorption model of honeycombs to optimize the collocation of multi-level aluminum honeycombs. The simulation and verification with ANSYS/LS-DYNA suggest that compared with two traditional aluminum honeycomb material buffers, the optimized three-level honeycomb buffers have better compliance and safety. Finally, the ADAMS software is used to simulate and confirm the overall lander. The results show that the overload curve exerted on the mass gravity center is smooth and supple. The work in this paper can provide technical support for future manned lunar landing and lunar surface base construction.

Key words: walkable lander; buffer; energy absorption model; multi-level aluminum honeycomb; supple

收稿日期: 2020-06-11; **修回日期:** 2020-07-21

基金项目: 国家自然科学基金青年基金(11902157); 南京航空航天大学青年科技创新基金(NS2018052); “十三五”民用航天项目; 北京空间机电研究所开放课题; 载人航天领域预先研究资助(040202); 江苏省基础研究计划(BK20180417)

作者简介: 贾 山(1983—), 男, 博士, 讲师, 主要研究方向为着陆缓冲系统、航天器结构与机构设计。

通信作者: 陈金宝(1980—), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为航天器结构与机构设计、航天器结构动力学、航天器着陆缓冲机构设计。

0 引言

深空探测是人类探索宇宙奥秘、开发天体资源、拓展空间疆域、实施技术创新的重要领域。重返月球和载人火星探测并列为 21 世纪的深空探测目标,对月球实现成功探测,是进行火星等更远深空探测的必要基础^[1]。目前,世界主要航天大国与机构的探月软着陆系统采用的主要构型有“倒三角式”,如 1966 年美国发射的 Surveyor1^[2];“悬臂式”,如 1969 年美国成功发射的世界上一个载人登月着陆器 Apollo11^[3]。

虽然这些典型登月航天器的着陆系统能很好地实现软着陆缓冲,但是着陆后只能固定在着陆点,无法对着陆后自身的位置与姿态做出进一步的修正,且探测范围被限制在着陆点附近很小的区域内,同时也很难为上升器创造最佳的起飞姿态,所以在构型上需要做进一步改进。因此,近几年各航天大国对着陆器的多功能化提出了更高要求,特别是针对集着陆、缓冲、行走为一体的着陆器研究,已经成为未来深空探测研究装备的热点之一。如 2004 年,美国“星座”计划提出的可移动探月着陆器的概念,其着陆机构为 42 自由度六足式机构^[4];香港大学基于机器人技术提出的星表移动方案,着陆后变形为基于 4 摇臂 8 轮的移动机构将所携带的密封舱送往指定位置,具备一定的路面适应性^[5]。但是,一方面可行走探月着陆器的构型具有特殊性,无法运用传统构型上的缓冲装置作为缓冲;另一方面,目前的铝蜂窝压缩吸能方式局限于两级铝蜂窝的搭配方式,其在缓冲过程中,冲击平台反向加速度峰值在过渡阶段明显增高,并且目前针对铝蜂窝的多级缓冲设计,基本都局限于半经验公式,计算精度较低,没有一定的理论计算依据。

为了满足对着陆后姿态调整和移动的要求,需要在已有的腿足式软着陆机构的基础上对缓冲机构进行设计,提出一种可移动探月软着陆装置的创新型构型方案;也亟需一种新型多级铝蜂窝缓冲装置与可行走探月着陆器相结合,以满足着陆缓冲要求以及着陆缓冲完成后需进行行走的行程要求;而缓冲装置的内部多级铝蜂窝则需要通过建立计算精度更高的蜂窝结构力学特性模型,对多级蜂窝的搭配方式进行优化。将构型与优化结果相结合进行验证,为后续开展的载人登月、月表基地建设等工程实施提供技术支撑。

1 整机设计简述

着陆器整机按照传统着陆腿构型可分为倒三角式和悬臂式两种^[6-7]。为适应目前传统着陆要求下需要进行可行走着陆器的特点,则需要对着陆器的基本构型进行设计,如图 1 所示。着陆缓冲机构部分参照悬臂式机构进行设计,整机包括 4 套缓冲机构、一套机构由一个缓冲驱动一体化主减震器、2 个缓冲驱动一体化辅助减震器组成。其中,着陆器本体质量为 1 200 kg。采用推杆设计将传统软着陆装置位于机械腿上的主缓冲支柱转移至推杆与软着陆装置本体之间,将传统软着陆装置主缓冲支柱的压缩吸能变为拉伸吸能。该构型可保证作为行走机构的机械腿在缓冲前后的运动学特性的一致性,有利于之后的动力学建模与控制,通过单腿与整机运动学分析进行基于收拢包络尺寸限制、斜坡地形适应性与越障能力要求的优化。

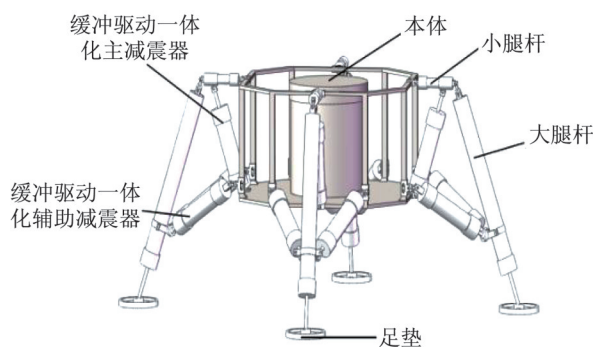


图 1 新型着陆器整机构型

Fig.1 Mechanisms of the new type lander

在缓冲器部分,作为着陆缓冲机构的关键部件,既承担着缓冲吸能的作用又承担着驱动行走的功能,在结构设计上相对于传统的缓冲器而言,具有一定的特殊性。缓冲驱动一体化缓冲器如图 2 所示。在冲击过程中,通过双向拉压组件来对铝蜂窝进行压缩,压缩完成后需要进行行走功能,则需要通过驱动系统组件对丝杠螺母机构进行驱动,在含减速器的驱动电机、驱动系统组件、丝杠和双向拉压组件的相互作用下,为缓冲器实现伸缩功能。

2 多级铝蜂窝设计

缓冲器作为行星探测器着陆过程中最重要的吸能装置,承担吸收大部分冲击动能以及保护行星探测器的本体结构和有效载荷不受到冲击破坏的

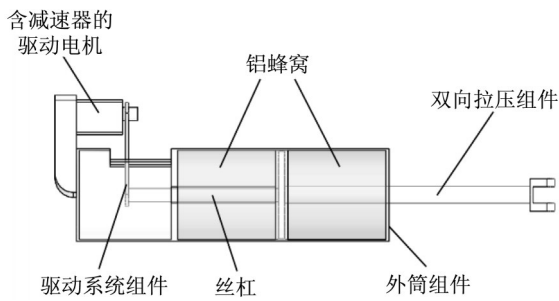


图2 缓冲驱动一体化缓冲器

Fig.2 Buffer drive integrated buffer

任务。铝蜂窝作为缓冲器的重要组成部分,利用其结构变形来实现吸收冲击动能的目的^[8-12]。缓冲器的设计由两块核心内容组成,即缓冲设计和强度设计^[13]。在缓冲设计部分,铝蜂窝具有密度低、压溃强度弱、压缩变形大且空间适应性强等优点。铝蜂窝根据其结构压缩特性,可将其压缩过程分为异面压缩和面内压缩,如图3所示,沿着Z方向压缩即为异面压缩,沿着X、Y方向即为面内压缩。由于异面压缩时产生的平均应力远远大于面内压缩时产生的平均应力^[14],所以通常情况下,在铝蜂窝缓冲器中,由铝蜂窝来承受异面压缩方向的冲击载荷。

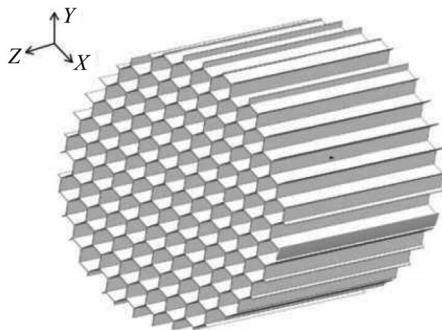


图3 铝蜂窝材料异面方向示意图

Fig.3 Diagram of different directions of aluminum honeycomb materials

文献[15]利用Hex-web公司的两种强度的铝蜂窝串联作为缓冲器的2级缓冲材料,以研究分析2级铝蜂窝缓冲装置的缓冲特性。而在文献[12]中指出,在选取Hex-web公司的两种强度的铝蜂窝作为缓冲材料的基础上,又对3级、4级和5级进行仿真分析,确定最佳吸能缓冲级数为3级。但是,上述3级蜂窝缓冲器仅局限于两种材料的铝蜂窝,且其仿真结果如图4所示。在当第1级蜂窝材料完全压缩时,探测器反向加速度发生突变,造成探测器过

载突然增大,容易对探测器本体及有效载荷产生不利影响。这一情况下,为缓和探测器反向加速度发生突变的情况,在两种材料的铝蜂窝之间再添加一种强度适中的铝蜂窝材料作为搭配,且本体质量为1 200 kg,则相对于载人探测器本体质量而言,所要求的铝蜂窝强度也发生了一定程度上的改变。而在制造方面,3003和5052是最为常见的两种铝箔材料,其特点在于:3003易于加工,强度和成本较低;5052相对3003加工难度大,强度和成本较高。本文选取了3种规格的铝蜂窝材料,与传统铝蜂窝不同的是,为适应在行走过程中丝杠传动需要让铝蜂窝留有一定的内径。铝蜂窝材料参数见表1。

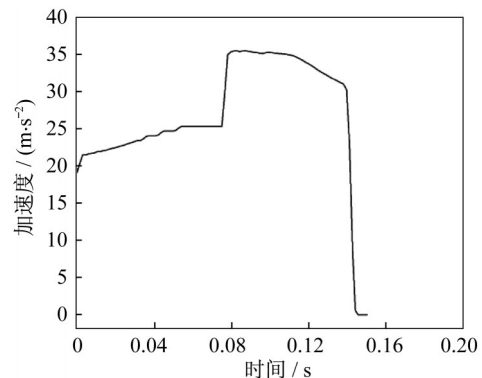
图4 探测器反向加速度曲线^[12]Fig.4 Inverse acceleration curve of the detector^[12]

表1 铝蜂窝材料参数

Tab.1 Aluminum honeycomb material parameters

序号	铝箔材料	胞元厚度/mm	胞元边长/mm	蜂窝直径/mm	蜂窝内径/mm	高度/mm
1	3003	0.04	6	184	50	100
2	3003	0.05	6	184	50	100
3	5052	0.05	6	184	50	100

为了验证在静态异面压缩作用下铝蜂窝材料的力学特性,以及对材料的试验数据进行采集,分别对3种规格的铝蜂窝进行准静态压缩试验。为便于对试验材料进行标定,需对表1中的材料名称重新命名,序号1对应H004-3003,序号2对应H005-3003,序号3对应H005-5052。本试验采用微机电子控制万能试验机进行试验,工作环境温度为22℃。

在试验设置中,采用上下压盘对铝蜂窝进行固定,将压头的压缩速率设为5 mm/min,如图5所示。压缩完成前后的试件对比如图6所示。

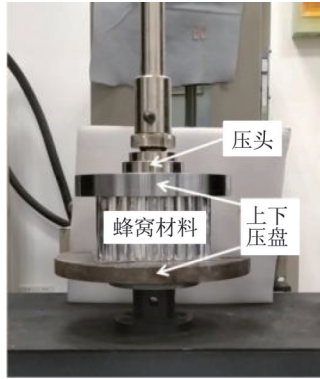


图 5 铝蜂窝静态压缩试验

Fig.5 Static compression test of aluminum honeycomb

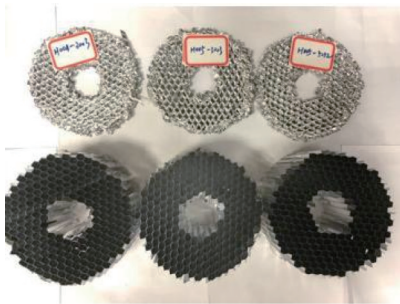


图 6 压缩完成前后的试件对比

Fig.6 Specimen comparison before and after compression

将试验得到的 3 种规格的铝蜂窝材料参数数据进行整理,载荷-位移之间的变化关系如图 7 所示。铝蜂窝 H004-3003 在准静态压力作用下,发生了 3 个阶段的变形,即初始弹性变形阶段(弹性区)、稳定塑性坍塌阶段(平台区)以及密实压缩段(压实区),且在稳定阶段的载荷与理想要求保持基本一致。

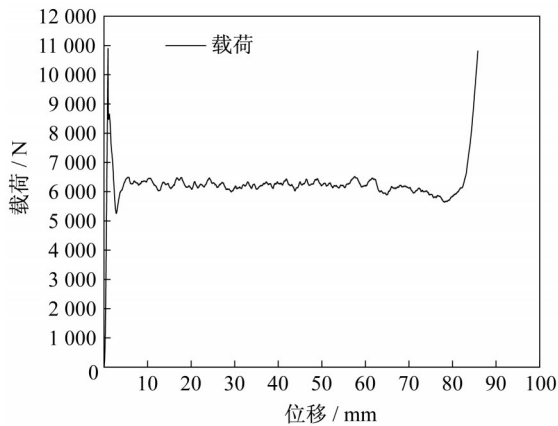
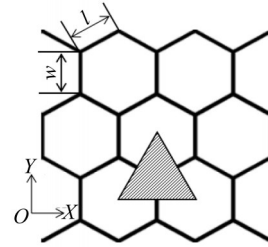


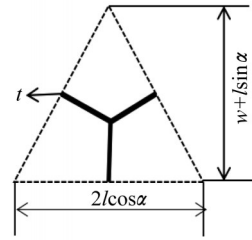
图 7 H004-3003 在静压力环境下载荷-位移曲线

Fig.7 Load-displacement curve of H004-3003 under static pressure

文献[16]提出了六边形蜂窝结构模型,该模型是依据蜂窝结构具有一定的对称性,则将单个胞元“Y”进行提取分析研究,如图 8 所示。其中,该文献将六边形的蜂窝结构简化,厚度为 t ,长度为 $l/2$,胞元的相邻夹角为 α 。本文借鉴六边形蜂窝结构分析模型,分别对 H004-3003、H005-3003、H005-5052 三种规格的铝蜂窝进行最大有效吸能分析。



(a) 六边形蜂窝结构截面图



(b) Y型胞元截面图

图 8 六边形蜂窝结构分析模型

Fig.8 Analysis model of hexagonal honeycomb structure

文献[16]中,经过一系列推导与计算,可得单个“Y”胞元最大有效吸能公式为

$$W_{\text{dan}} = \frac{20^{-3} \sigma_0 t}{k} \left[1 + \frac{v_0}{\left(8k_1 D \sqrt{\frac{\sqrt{3}}{6} \pi t (l + 2w)} \right)^{\frac{1}{p}}} \right] \cdot \left(\sqrt{\frac{\sqrt{3}}{6} \pi t (l + 2w)} - k_1 t \right) L \quad (1)$$

式中: σ_0 为材料初始屈服强度, MPa; t 为胞元厚度, mm; k 为有效压缩行程系数 $k=0.82$; v_0 为着陆冲击速度; k_1 为高度补偿系数,在 Gibson 关于蜂窝结构压缩时的极限应变研究中,通常可在 1.4~1.6 之间取值^[14],本文取 1.6;根据文献[17-19]对已有不同材料的 D 、 p 值的研究,本文中采用的铝蜂窝结构,拟采用 $D=34\ 295.5$; $l=w$ 为胞元边长; $p=1.904$ 。

根据文献[20]所给出的着陆冲击模型及参数确定的方法,选用探测器本身1/4质量对铝蜂窝进行异面冲击(因为探测器本身如果为四腿结构,主缓冲支柱和辅助缓冲支柱分别承担纵向和横向载荷,竖向冲击主要靠主缓冲支柱来吸收,每条主缓冲支柱承担约1/4的冲击质量),冲击模型如图9所示。

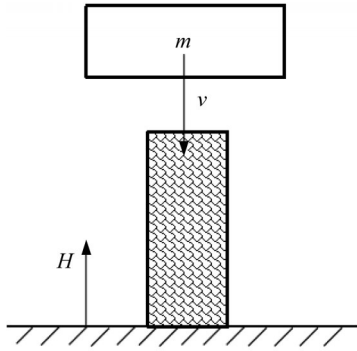


图9 T向冲击简化模型

Fig.9 Simplified impact model in the T-direction

将H004-3003、H005-3003、H005-5052的相关参数分别导入式(1)中,分别可得单个胞元吸收的能量,通过总面积与单个胞元面积相除,以得到相关系数。将该系数分别与3个胞元吸收的能量相乘可得 $w_{1\text{总}} = 6.067 \times L_1$, $w_{2\text{总}} = 10.2259 \times L_2$, $w_{3\text{总}} = 11.2331 \times L_3$,其中, L_1 、 L_2 、 L_3 分别为H004-3003、H005-3003、H005-5052的搭配长度。依据能量守恒定律可得

$$w_{1\text{总}} + w_{2\text{总}} + w_{3\text{总}} = \frac{1}{2}mv^2 + mgH_{\text{压缩}} \quad (2)$$

式中: v 为质量块的接触速度; m 为质量块的质量; $H_{\text{压缩}}$ 为Z方向上的压缩位移量。

计算本体1/4的质量,即300 kg,代入式(2),计算可得在300 kg质量块对多级蜂窝压缩的过程中表现出的蜂窝长度与能量之间的守恒关系为

$$6.02L_1 + 9.7839L_2 + 10.7906L_3 = 2400 \quad (3)$$

根据上一章得出的蜂窝长度与能量之间的守恒关系,并不能确定每种规格所需的具体长度,因此需要进一步优化。优化目标在于:1)压缩后的铝蜂窝剩余长度最小,以保证缓冲完成后在行走过程中有足够的行程空间;2)每一节规格的蜂窝长度应当大于0,以保证在缓冲过程中着陆器本体的反向加速度不会发生突变;3)满足300 kg、4 m/s冲击速

度下,蜂窝长度与能量之间的守恒关系。可得目标函数与约束条件为

$$\min\{0.848L_1 + 0.09515L_2 + 0.09515L_3\} \quad (4)$$

$$\begin{cases} L_1 \geq L_2 \geq L_3 \geq 0 \\ 6.02L_1 + 9.7839L_2 + 10.7906L_3 = 2400 \end{cases} \quad (5)$$

在Matlab中利用linprog函数线性规划进行求解,可得 $L_1 = L_2 = L_3 = 90.1019$ mm。考虑到在压缩过程中,实际压缩率与理论压缩率存在一定误差,误差系数(实际压缩率与理论压缩率之间的比值)可通过不同材料的铝蜂窝压缩进行计算,计算结果分别为1.170、1.215、1.231,因此,在正常工况下分别取 $L_1 = 105.42$ mm, $L_2 = 109.47$ mm, $L_3 = 110.91$ mm。而实际情况下,为满足安全裕度要求(即不能全部被压缩),也便于后期试验材料的选购,分别选取长度为120 mm。

3 串联式多级铝蜂窝的仿真与试验验证

3.1 仿真验证

为了验证上文计算的理论结果是否正确,则需要仿真分析。本文利用有限元软件Ansys对300 kg环境(正常工况)进行建模并生成k文件,利用Ansys Ls-Dyna对其k文件进行计算,并采用Ls-Prepost软件对计算结果进行后处理分析。在建模过程中,分别对材料进行定义,其中,铝蜂窝材料采用Ansys软件中特定的Honeycomb材料进行定义。Ansys环境中的有限元模型(300 kg)如图10所示,总长为360 mm。为了提高计算精度,降低计算时长,在质量块部分划分网格尺寸较大,而在重点研究的铝蜂窝部分划分网格较密。边界条件设为底部约束,质量块为4 m/s的接触速度,接触动静摩擦系数均设为0.3。

Ls-Prepost中后处理压缩前模型如图11(a)所示,压缩完成后模型如图11(b)所示。此刻,铝蜂窝模型几乎完全被压缩,质量块的能量被完全吸收。压缩过程中蜂窝吸能曲线变化图如图12所示。从曲线可知,1级蜂窝铝材缓冲材料达到最大吸能量后,2级蜂窝铝材缓冲材料开始吸能,2级蜂窝铝材缓冲材料达到最大吸能量后,3级蜂窝铝材缓冲材料开始吸能,表示1、2、3级蜂窝在被质量块冲击的过程中依次进行压缩吸能,且单个铝蜂窝和总吸收能量与理论基本保持一致。

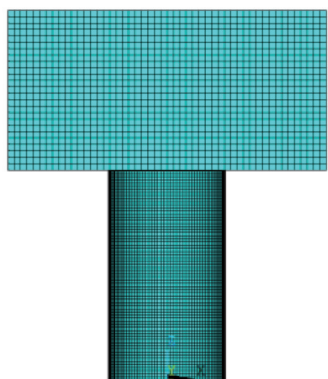
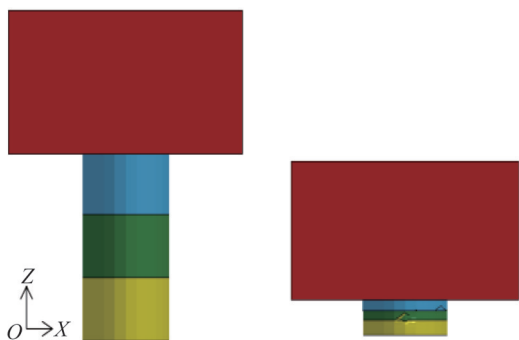


图 10 ANSYS环境中的有限元模型(300 kg)

Fig.10 Finite element model in the ANSYS environment (300 kg)



(a) 压缩前模型

(b) 压缩后模型

图 11 Ls-Prepost中后处理模型(300 kg)

Fig.11 Post-processing model in Ls-Prepost (300 kg)

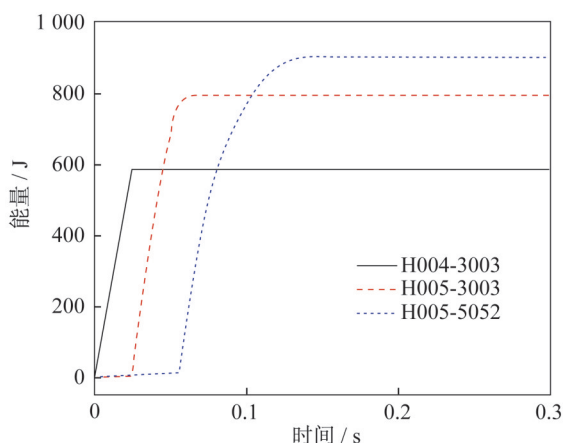


图 12 蜂窝能量吸能曲线(300 kg)

Fig.12 Honeycomb energy absorption curve (300 kg)

在后处理过程中对质量块的反向加速度峰值进行研究,质量块的反向加速度峰值对着陆器本身的缓冲性能判断具有着重要意义。如图 13 所示,其在压缩过程中,最大过载保持在 5.5 g 以内,满足过

载要求(10 g),且在压缩完成后,质量块 Z 方向的压缩位移占总长度的 75% 以上,为理想状态下的压缩率,满足压缩要求。

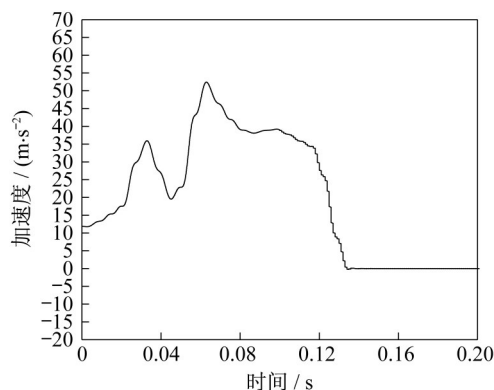


图 13 质量块的反向加速度曲线(300 kg)

Fig.13 Reverse acceleration curve of the mass block (300 kg)

3.2 试验验证

试验所用设备采用苏试试验公司的 CL-100 冲击试验台,该试验台由质量加载区、加速度传感器、质量块、释放装置、液压提升装置、滑动导轨和缓冲材料放置区组成,如图 14 所示。该装置通过液压提升装置将质量块提升到一定的高度,通过释放装置对质量块进行释放,质量块沿着导轨做自由落体运动,对缓冲材料放置区的材料进行冲击,再通过加速度传感器对质量块的反向加速度进行测量。由于在该装置试验过程中无法模拟月球重力加速度,所以需要利用能量法对加载质量进行重新计算,即在地球重力环境下,接触速度与月球环境下接触速度保持一致,均为 4 m/s,吸收能量也保持一致,计算得出加载质量为 230 kg。

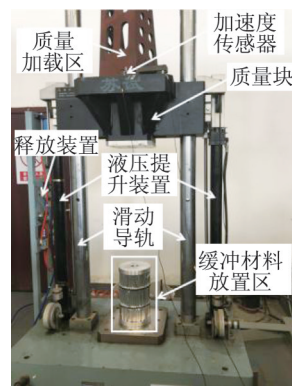


图 14 CL-100 冲击试验台

Fig.14 CL-100 impact test platform

实验试件由上下导向环、3种强度的铝蜂窝材料、隔板以串联的形式组成,如图 15 所示。试验环境温度为 30℃,质量块提升至一定高度(即接触铝蜂窝的时刻速度为 4 m/s),采样频率为 8 000 Hz。将该串联式多强度铝蜂窝试验件放置于 CL-100 冲击试验台的缓冲材料放置区正中心,确保避免质量块在压缩过程中不会出现大幅度偏移,从而导致试验数据不准确的问题。

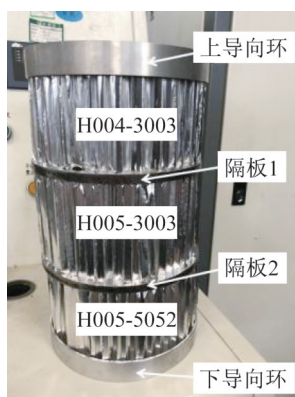


图 15 串联式多强度铝蜂窝试验件

Fig.15 Series multi-strength aluminum honeycomb specimens

在质量块接触铝蜂窝并压缩的过程中,强度较小的铝蜂窝 H004-3003 先发生压溃变形,且几乎被完全压溃,后依次对中强度蜂窝 H005-3003 进行压缩,压缩至 2/3 处时停止压缩,而高强度蜂窝 H005-5052 只发生了微小变形,并未有大程度上的压缩,其压缩完成后的状态如图 16 所示。

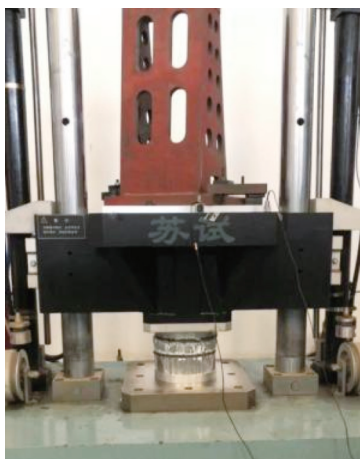


图 16 冲击完成后状态

Fig.16 State after impact

试验压缩后的剩余长度为与理想状态下的压缩剩余长度相比存在一定的误差,考虑是质量块与导轨之间存在一定的摩擦系数,非完全自由落体状态,且试验台本身与地面连接部分处于有些许悬空,会导致冲击过程中替代一部分缓冲作用,而致使强蜂窝部分无法被完全压缩,也能充分保障着陆器在实际的冲击过程中有足够的安全裕度。质量块反向加速度的仿真与试验结果对比曲线如图 17 所示,质量块的反向加速度趋势基本保持一致,而最大加速度峰值,在实际情况下为 6.5 g 左右,仿真最大加速度峰值控制在 5.5 g 左右,实际试验相对仿真峰值较大的原因:一方面在于加速度传感器本身存在上下 0.5 g 左右的误差波动;另一方面在于在实际过程中铝蜂窝顶部安装了导向环,质量块与导向环之间存在刚性碰撞,而仿真过程中则直接接触忽略了导向环对其反向加速度的影响。

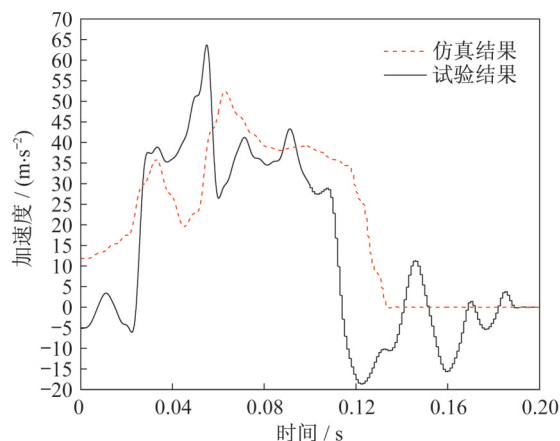


图 17 仿真与试验结果对比

Fig.17 Comparison of simulation and test results

4 整机仿真验证

在 Adams 环境中,建立可行走探月着陆器的多体动力学模型,如图 18 所示。结构上由本体、腿杆、主辅缓冲支柱以及足垫组成,连接方式主要由万向节连接、转动副连接以及球铰连接等方式进行连接。其中,主缓冲支柱模型主要通过模拟的铝蜂窝力学模型吸收竖直方向的载荷,通过辅助缓冲支柱来吸收水平方向的载荷。为了对铝蜂窝的压溃力模拟,建立 4 个摩擦块,利用摩擦力来模拟铝蜂窝压溃^[19]。建模方法:内筒与两摩擦块建立接触副,两个摩擦块之间建立平面副,且均与外筒存在滑动副,方向沿内筒轴向,并且存在摩擦。铝蜂窝的摩

擦块建模形式如图 19 所示,铝蜂窝在不同阶段的压溃力如图 20 所示。而足垫与刚性地面接触时,设置足垫和月壤之间的接触系数和摩擦系数,见表 2 和表 3。另外还需设置未进行优化的两级铝蜂窝作为压溃力,即只有弱蜂窝(H004-3003)和强蜂窝(H005-5052),蜂窝总长与优化后的蜂窝总长保持一致。

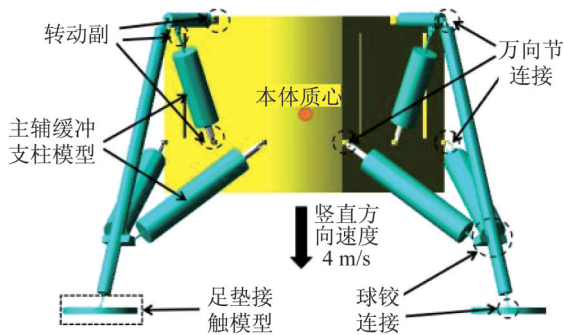


图 18 可行走探月着陆器的多体动力学模型

Fig.18 Multi-body dynamic model of a walking lunar lander

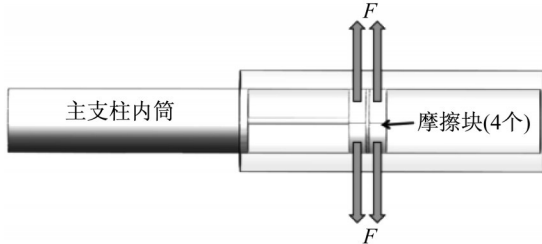


图 19 铝蜂窝压溃模拟

Fig.19 Aluminum honeycomb crushing simulation

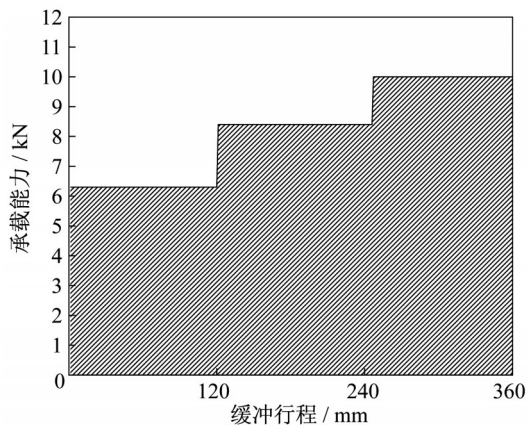


图 20 ADAMS 环境中设计的弱中强铝蜂窝吸能示意图

Fig.20 Schematic diagram of aluminum cellular energy absorption in the ADAMS environment

表 2 足垫与月壤之间的接触参数^[21-22]

Tab.2 Contact parameters between foot pad and lunar soil^[21-22]

接触参数	数值
刚度/(N·mm ⁻¹)	10 ⁵
力指数	1.5
阻尼系数/(N·s·mm ⁻¹)	100
穿透深度/mm	0.1

表 3 足垫与月壤之间的摩擦参数^[21,23]

Tab.3 Friction parameters between foot pad and lunar soil^[21,23]

摩擦参数	数值
静摩擦系数	0.5
动摩擦系数	0.4
静平移速度/(mm·s ⁻¹)	100
摩擦平移速度/(mm·s ⁻¹)	0.1

四腿同时着地时的缓冲前后状态如图 21 所示。在工况 1 环境中,质心加速度响应极限工况下着陆器机体姿态为四腿同时着地,其触地速度为 4 m/s,本体质量为 1 200 kg,引力环境为 1.63 m/s²,优化前后的本体质心加速度如图 22 所示,着陆器足垫触地后,通过铝蜂窝压溃进行吸能减速。优化前的新构型的多级铝蜂窝缓冲着陆器最大质心加速度出现在 0.355 s, $a_{\max}=57.1 \text{ m/s}^2$;优化后新构型的多级铝蜂窝缓冲着陆器,其最大质心加速度出现在 0.35 s, $a_{\max}=50 \text{ m/s}^2$,本体底端位移如图 23 所示,本体在安全范围内,未触地,在该环境下主支柱的拉伸位移量如图 24 所示,均未超过有效行程。而未经优化的两种强度铝蜂窝在整机环境中表现出的缓冲性能突变更为明显,没有优化后的加速度曲线平滑柔顺。

在工况 2 环境中,质心加速度响应极限工况下着陆器机体姿态为两腿先着地,着陆前状态如图 25(a)所示,着陆后状态如图 25(b)所示,其触地速度为 4 m/s,本体质量为 1 200 kg,引力环境为 1.63 m/s²,本体质心加速度如图 26 所示,着陆器足垫触地后,通过铝蜂窝压溃进行吸能减速。优化前的新构型的多级铝蜂窝缓冲着陆器最大质心加速度出现在 0.424 s, $a_{\max}=49.1 \text{ m/s}^2$;优化后的新构型的多级铝蜂窝缓冲着陆器,其最大质心加速度出现在 0.418 s, $a_{\max}=37.6 \text{ m/s}^2$,本体底端位移量如图 27 所示,本体在安全范围内,未触地,在该环境下主支柱的拉伸位移量如图 28 所示,均未超过有效行程。

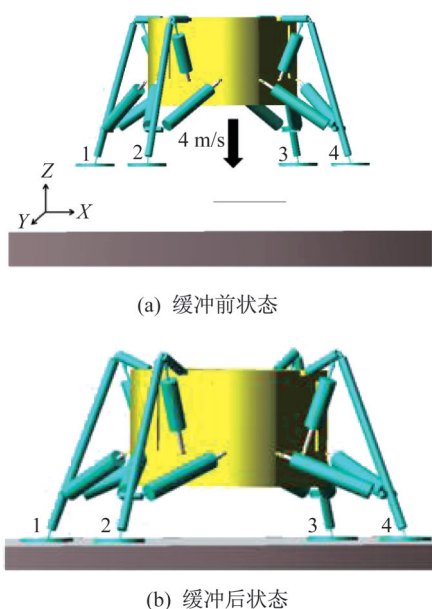


图 21 工况 1(四腿同时着地)

Fig.21 Working condition 1 (landing on all four legs simultaneously)

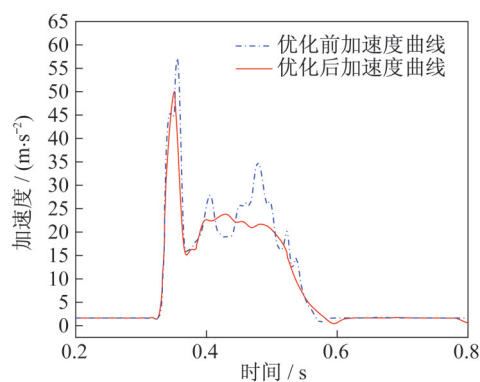


图 22 本体质心反向加速度曲线(工况 1)

Fig.22 Inverse acceleration curve of the mass gravity center (working condition 1)

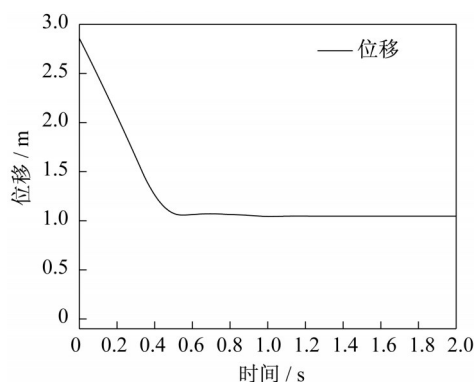


图 23 本体底端位移曲线(工况 1)

Fig.23 Displacement curve of the body bottom (working condition 1)

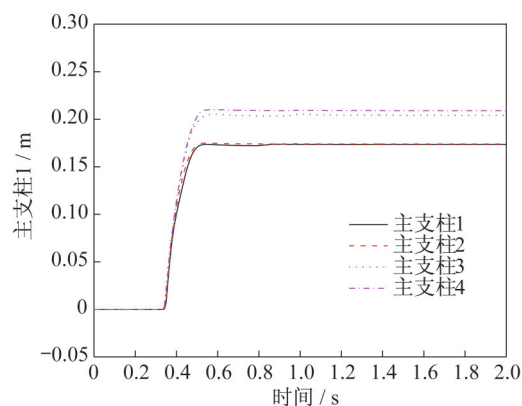


图 24 主支柱拉伸位移(工况 1)

Fig.24 Tensile displacement of the main pillar (working condition 1)

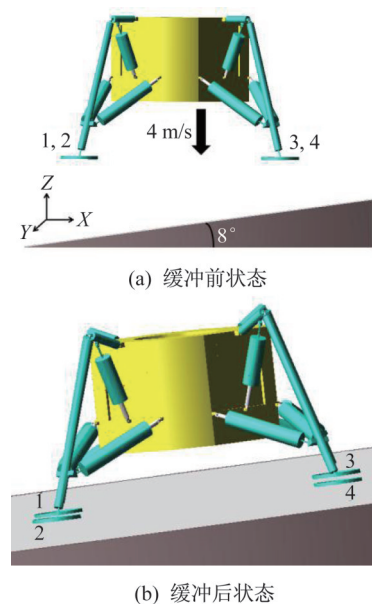


图 25 工况 2("2-2"式着地)

Fig.25 Working condition 2 ("2-2" landing)

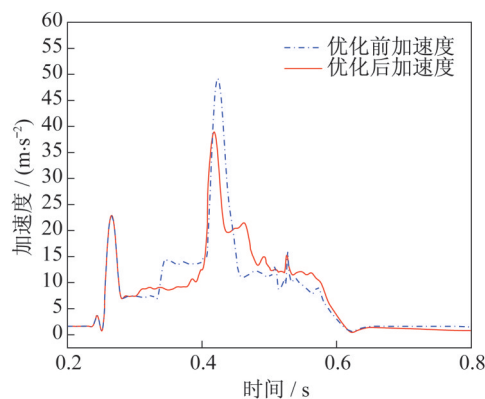


图 26 本体质心反向加速度曲线(工况 2)

Fig.26 Inverse acceleration curve of the mass gravity center (working condition 2)

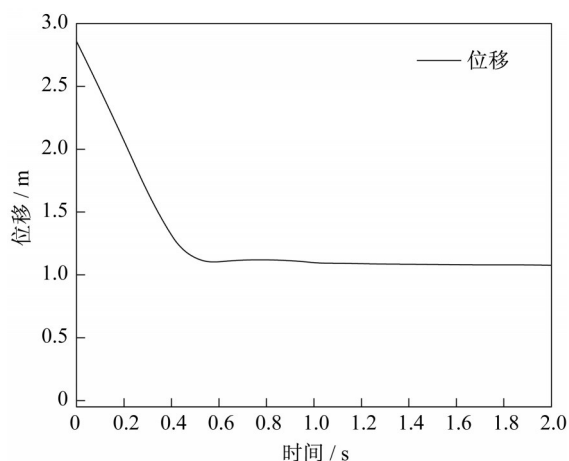


图 27 本体底端位移曲线(工况 2)

Fig.27 Displacement curve of the body bottom (working condition 2)

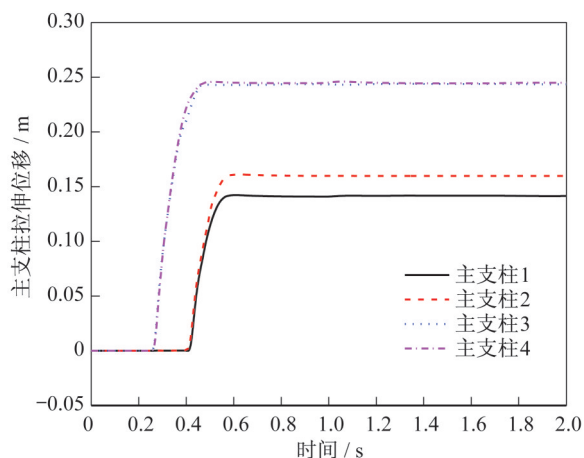
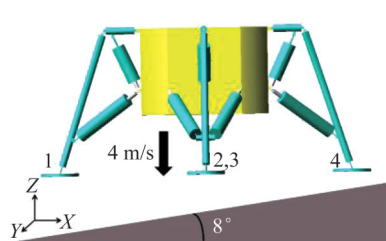


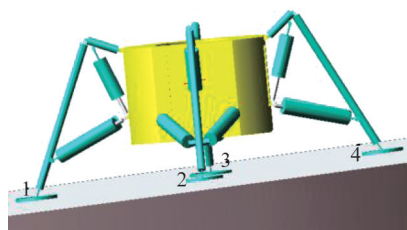
图 28 主支柱拉伸位移(工况 2)

Fig.28 Tensile displacement of the main pillar (working condition 2)

在工况 3 环境中,质心加速度响应极限工况下着陆器机体姿态为一腿先着地,着陆前状态如图 29(a)所示,着陆后状态如图 29(b)所示,其触地速度为 4 m/s,本体质量为 1 200 kg,引力环境为 1.63 m/s^2 ,本体质心加速度如图 30 所示,着陆器足垫触地后,通过铝蜂窝压溃进行吸能减速。优化前的新构型的多级铝蜂窝缓冲着陆器最大质心加速度出现在 0.431 s , $a_{\max}=31.7 \text{ m/s}^2$;优化后的新构型的多级铝蜂窝缓冲着陆器,其最大质心加速度出现在 0.451 s , $a_{\max}=27.6 \text{ m/s}^2$,本体底端位移量如图 31 所示,本体在安全范围内,未触地,在该环境下主支柱的拉伸位移量如图 32 所示,也均未超过有效行程。



(a) 缓冲前状态



(b) 缓冲后状态

图 29 工况 3 (“1-2-1”式着地)

Fig.29 Working condition 3 (“1-2-1” landing)

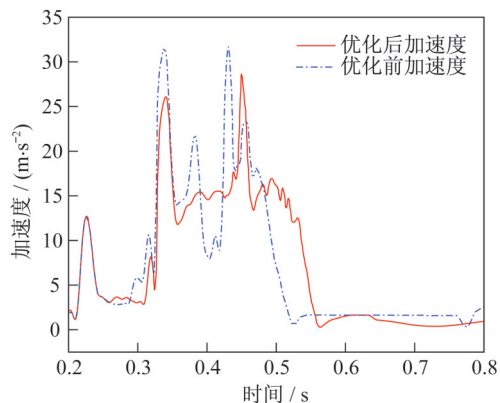


图 30 本体质心反向加速度曲线(工况 3)

Fig.30 Inverse acceleration curve of the mass gravity center (working condition 3)

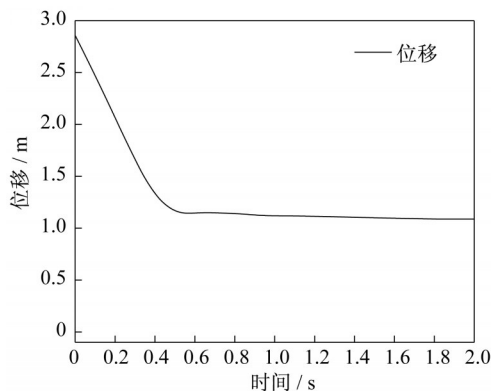


图 31 本体底端位移曲线(工况 3)

Fig.31 Displacement curve of the body bottom (working condition 3)

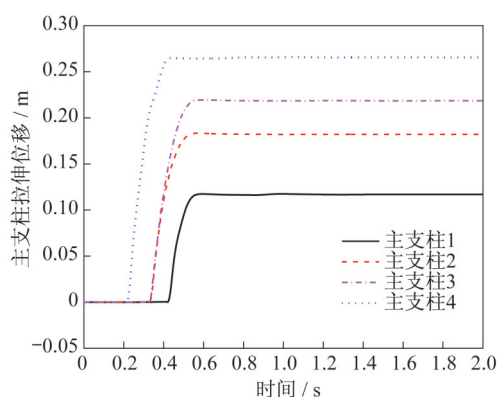


图32 主支柱拉伸位移(工况3)

Fig.32 Tensile displacement of the main pillar (working condition 3)

5 结束语

本文在传统两种强度铝蜂窝材料的基础之上,再添加一种强度的铝蜂窝材料进行过渡,对这3种材料的铝蜂窝进行静压力试验,采集相关材料参数,利用该参数和能量法相结合的计算方式对多级铝蜂窝的搭配进行优化,并对其进行了仿真验证。将优化结果应用于整机模型,基于Adams仿真软件分别进行了3种工况下的仿真验证,其验证结果如下:

1) 在传统3级铝蜂窝缓冲器上添加另一种强度的铝蜂窝材料进行过渡后,以质量为300 kg的冲击平台对其进行冲击,经研究对比发现其相对于传统3级铝蜂窝缓冲器缓冲吸能特性更加良好,且在一级铝蜂窝压缩完成后,冲击平台反响加速度没有明显的突变,且其峰值也降低了不少,有利于降低探测器着陆过程中的损伤。

2) 将新型的3级蜂窝缓冲器,利用能量法的计算公式对多级铝蜂窝进行优化设计,并经仿真和试验验证得出其搭配方式符合实际要求,为实际应用选取了一种最具有合理性的搭配方案。

3) 将优化后的搭配方案应用于Adams的整机环境中,在多种工况下进行仿真验证,并与传统两种强度的串联式铝蜂窝缓冲器在整机中的缓冲性能做对比。其反向加速度峰值在一定的合理范围之内,且加速度变化曲线相对于传统两级蜂窝曲线更加平滑柔顺,在极端工况下表现性能则更为优异。因此,基于新型多级蜂窝缓冲器的探月着陆器是完全可行的。

参考文献

[1] 欧阳自远.我国月球探测的总体科学目标与发展战略

[J].地球科学进展,2004,19(3):351-358.

[2] LUCAS J W, CONEL J E, HAGEMeyer W A, et al. Lunar surface thermal characteristics from Surveyor 1 [J]. Journal of Geophysical Research, 1967, 72(2): 779-789.

[3] 曾福明,杨建中,满剑锋,等.月球着陆器着陆缓冲机构设计方法研究[J].航天器工程,2011,20(2):46-51.

[4] WILLIAMS D R. Mars polar lander [R/OL]. NSSDCID, 1999-001A [2011-03-31]. <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1999-001A>.

[5] COHEN M M. Mobile lunar base concepts [J]. AIP Conference Proceedings, 2004, 699(1):845-853.

[6] 胡亚冰,孙毅.月球探测器软着陆机构[J].上海航天,2010,27(1):43-50.

[7] 刘志,靳宗向,刘永强,等.载人月球探测器着陆缓冲机构构型方案研究[J].载人航天,2016,22(4):440-444.

[8] ZHOU Q, MAYER R R. Characterization of aluminum honeycomb material failure in large deformation compression, shear, and tearing [J]. Journal of Engineering Materials and Technology, 2002, 124(4):412-420.

[9] DOENGI F, BURNAGE S T, COTTARD H, et al. Lander shock-alleviation techniques [R]. ESA Bulletin 93, 1998.

[10] 王闯.四腿桁架式月球着陆装置设计及其着陆缓冲技术研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2008.

[11] 李翔城,林玉亮,卢芳云,等.两种二级铝蜂窝结构缓冲吸能特性研究[J].中国测试,2016,42(10):100-106.

[12] 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,2015.

[13] 杨建中,曾福明,满剑锋,等.嫦娥三号着陆器着陆缓冲系统设计与验证[J].中国科学:技术科学,2014,44(5):440-449.

[14] GIBSON L J A A, ASHBY M F. Cellular solid: structure and properties [M]. 2nd ed. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 1997.

[15] 陈金宝,聂宏,赵金才,等.月球探测器软着陆缓冲机构着陆性能分析[J].宇航学报,2008,29(6):1729-1732.

[16] 李萌.腿式着陆缓冲装置吸能特性及软着陆过程动力学仿真研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2013.

[17] 赵寿根,何著,杨嘉陵,等.几种航空铝材动态力学性能实验[J].北京航空航天大学学报,2007,33(8):982-985.

[18] ZHAO Y P, LIU S. On the definition of coefficient of strain-rate sensitivity [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2001, 14(2):78-82.

(下转第130页)