

# 月球探测器软着陆缓冲机构着陆性能分析

陈金宝<sup>1</sup>, 聂 宏<sup>1</sup>, 赵金才<sup>2</sup>, 柏合民<sup>2</sup>, 博 伟<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学, 南京 210016; 2. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201108)

**摘 要:** 铝蜂窝缓冲器是月球探测器软着陆机构常用缓冲装置。首先针对简化二级蜂窝缓冲装置在 LS-DY-NA 中进行着陆过程大变形模拟仿真分析;其次对探测器机体变形对着陆性能的影响进行研究。研究表明探测器采用多级蜂窝缓冲装置,在着陆过程中当第一级蜂窝材料完全压缩时,探测器加速度响应最大;由于探测器机体柔性变形改变了相应连接约束的位置从而使着陆器着陆性能恶化。

**关键词:** 铝蜂窝; 缓冲; 变形

**中图分类号:** V47; TB36

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1000-1328(2008)06-1729-04

**DOI:** 10.3873/j.issn.1000-1328.2008.06.009

## 0 引言

伴随我国“嫦娥”工程三步走战略的实施,在探月二期计划中,将在月球表面实现软着陆。如何使探测器在月球表面平缓、顺利着陆是软着陆缓冲机构的主要任务和功能,过大的着陆冲击将会对探测器内部设备及探测器本身产生严重破坏,甚至可能导致整个探月计划的失败。因此对月球探测器软着陆系统的研究就显得尤其重要,它关乎我国“嫦娥”探月二三期工程技术储备以及工程方案的选择及研究进展<sup>[1]</sup>。

缓冲器是探测器软着陆缓冲机构的核心部件,缓冲性能优良、质量轻量化是缓冲器设计的主要目标,着陆过程加速度响应是衡量探测器软着陆缓冲机构整体性能设计优良与否的主要指标。伴随着国际新一轮探月高潮的开展,新型缓冲器不断得到体现:弹簧棘轮缓冲器具有空间适应能力强,结构简单同时能够着陆姿态自修复等优点,但其稳定性不高同时宜反弹;气囊缓冲器、可压溃材料等类型缓冲器虽具有结构简单,缓冲性能好,但其宜产生反弹和翻滚同时不易控制<sup>[2-5]</sup>。国内哈尔滨工业大学王少纯等对着陆器金属橡胶材料高低温力学性能进行试验研究<sup>[6]</sup>,同时对铝蜂窝、金属橡胶、涡流磁阻尼等缓冲材料进行高低温冲击试验。文献<sup>[7]</sup>对铝蜂窝缓冲器着陆性能进行了分析。在着陆器动力学分析

领域,国内外前期研究主要围绕探测器刚体模型展开,并对月面做刚性假设<sup>[8-11]</sup>。本论文首先以常用铝蜂窝缓冲装置为研究对象,在考虑铝蜂窝大变形的基础上,对多级缓冲器进行着陆冲击动力学分析;其次,研究了探测器机体变形对探测器着陆性能的影响。

## 1 探测器铝蜂窝软着陆缓冲结构

缓冲器是月球探测器软着陆缓冲机构设计中最核心部件,其着陆性能优良与否对于月球探测器总体方案的选择和功能实现及其着陆总体性能指标均具有极为重要的影响。

探测器软着陆缓冲机构依靠缓冲材料的结构变形来吸收着陆冲击能量,因此材料的选择对于软着陆机构设计意义重大。国内王少纯教授通过对常用缓冲材料高低温冲击试验验证了铝蜂窝缓冲材料仍是现阶段探测器较为理想的着陆缓冲材料<sup>[12]</sup>,铝蜂窝缓冲器主要由主支柱、辅助支柱、支柱轴承等组成,其中支柱内部填充蜂窝缓冲材料(图 1)。探测器缓冲机构设计应综合考虑蜂窝缓冲材料力学性能、月球表面空间环境影响、着陆姿态等因素影响,确保着陆器安全、平稳地在月球表面实现软着陆。

## 2 二级蜂窝缓冲器着陆冲击分析

探测器在月面着陆过程中主支柱承受大部分冲

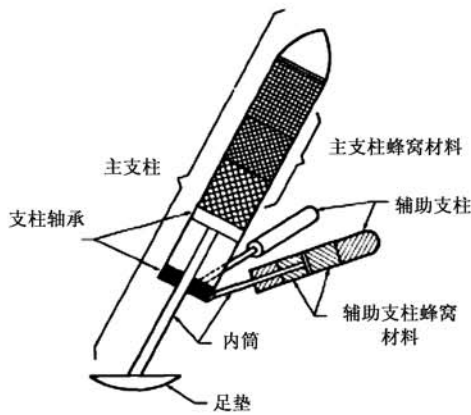


图 1 探测器铝蜂窝缓冲软着陆装置  
Fig.1 The honeycomb buffer of lunar lander

击能量,支柱内通常采用多级铝蜂窝缓冲装置,利用铝蜂窝材料产生塑性变形来缓冲着陆冲击。因此,了解多级蜂窝缓冲器缓冲性能特性对于设计性能优良的缓冲装置意义重大。论文针对二级蜂窝缓冲装置简化模型,一级缓冲选取 A:1/4-5052-0.0015-3.4 铝蜂窝材料,二级缓冲选取 B:1/4-5052-0.001-2.3 铝蜂窝材料。根据文献[13]给出的着陆冲击模型简化分析新方法,将探测器着陆冲击模型简化如图 2 所示。

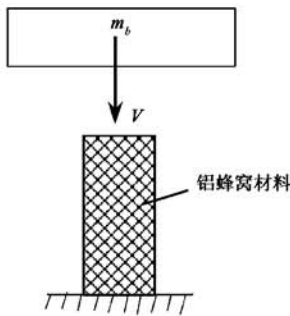


图 2 撞击简化模型  
Fig.2 Ground impact model

其中,  $m_b$  为月面模型简化而来随动质量,表 1 给出了不同的研究人员得出的随动质量。

表 1 随动质量估计值  
Table 1 Ground mass estimation

作者	Lorenz	Kundit	Krober	Pietsch
随动质量	撞击质量 的 4 至 10 倍	撞击质量 的 33%	撞击质量 的 10%	撞击质量 的 10.7%

论文考虑铝蜂窝材料大变形效应,针对上述简化模型在 LS-DYNA 中进行有限元分析。

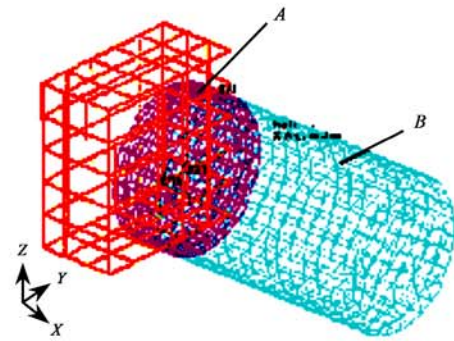


图 3 二级蜂窝缓冲装置简化模型  
Fig.3 The secondary honeycomb buffering model

如图 3 所示,论文取月面随动质量(冲击平台)为撞击质量的 10%,平台以 4 米/秒垂直速度撞击蜂窝缓冲装置,缓冲器加速度响应及能量吸收变化曲线如图 4-图 5 所示:

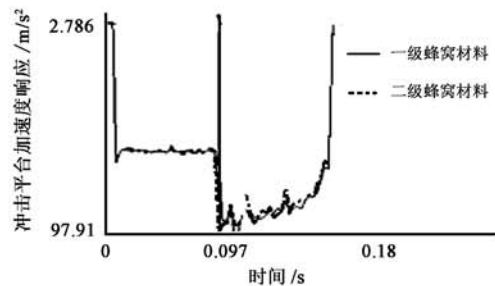


图 4 二级蜂窝缓冲着陆仿真分析  
Fig.4 The analysis of the performance of two-Stage buffer

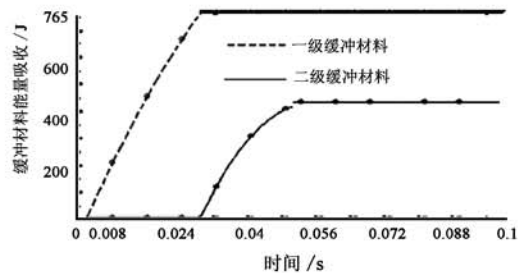


图 5 蜂窝撞击有限元仿真能量吸收曲线  
Fig.5 The curves of honeycomb energy absorbs

由图 4 可以看出,二级蜂窝缓冲装置,在第二级缓冲刚开始压缩时刻,此时着陆冲击加速度响应最大。图 5 可以看出:第一级缓冲吸收绝大部分冲击能量。因此探测器着陆装置设计过程中,第一级蜂窝材料的选择是重点。

### 3 探测器机体变形对着陆性能影响分析

软着陆缓冲器是探测器着陆重要的吸能装置。在探测器着陆过程中,探测器机体将产生相应的弹

塑性变形,文献[14]研究了探测器支柱柔性变形对探测器着陆性能的影响,指出探测器在着陆过程中,支柱柔性变形会使探测器着陆性能恶化。本论文拟以某预研月球探测器为例,研究机体变形对月球探测器着陆性能的影响。首先,在 Pro/E 中建立三维模型;其次,在有限元软件 Patran 中生成探测器机体柔性模型(图 6);最后,在 ADAMS 中对上述机构进行刚柔耦合仿真分析,图 7 为探测器刚柔耦合机构仿真模型。

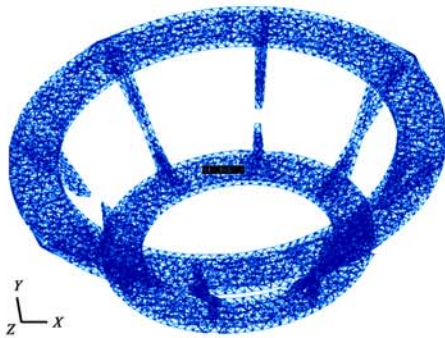


图 6 某探测器柔性机体

Fig. 6 The flexible fuselage of lunar lander

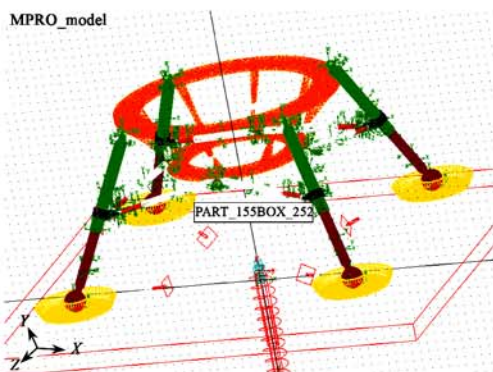


图 7 某探测器柔性机构刚柔耦合仿真流程图

Fig. 7 Configuration of the rigid-flexible coupling analysis of lunar lander

探测器着陆过程加速度响应、最大缓冲力、缓冲行程是衡量探测器软着陆缓冲装置性能优良的主要参数。论文取探测器自由下落高度为  $H = 3\text{m}$ , 此时到达着陆地点速度为  $3.13\text{m/s}$ , 着陆器相应主要参数曲线对比如下:

由图 8 - 图 10 可以看出在综合考虑探测器机体柔性变形的情况下,探测器着陆过程加速度响应、主支柱缓冲力、缓冲行程较之未考虑机体柔性变形都将会有很大幅度的增加。尽管探测器机体变形能够吸收部分着陆冲击能量,相当于一缓冲装置。但

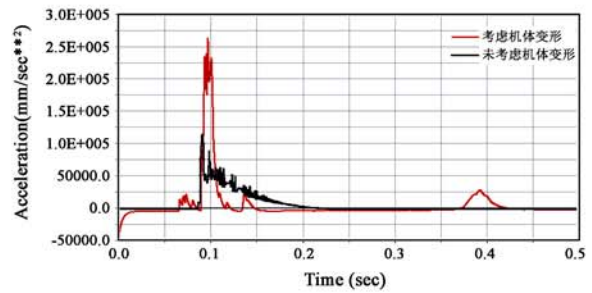


图 8 探测器加速度响应曲线对比

Fig. 8 Comparison of the vertical acceleration as a function of time

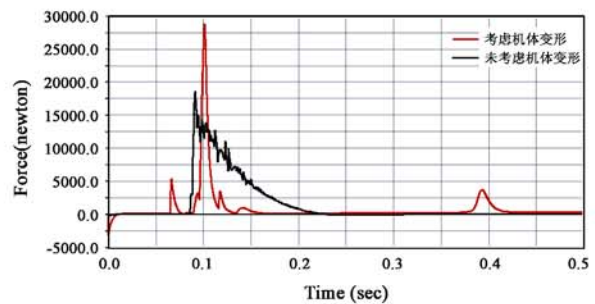


图 9 探测器主支柱缓冲力曲线对比

Fig. 9 Comparison of the primary strut compression load as a function of time

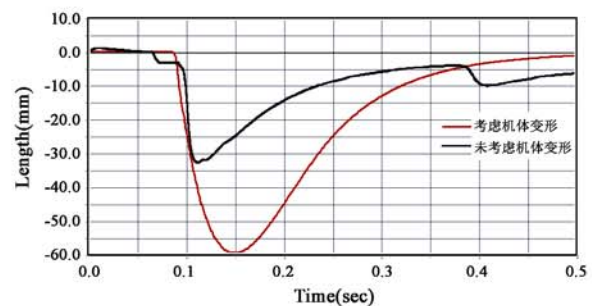


图 10 探测器主支柱行程曲线对比

Fig. 10 Comparison of the secondary strut deformation as a function of time

由于机体的柔性变形改变了探测器与缓冲支柱相应的连接位置,使得探测器着陆过程加速度响应、支柱缓冲力、缓冲性能等重要着陆性能参数有了显著增加,从而使探测器着陆性能恶化。因此,在探测器软着陆机构设计过程中,由于机体的柔性变形对探测器着陆性能产生的影响必须在设计前期予以重视。

### 4 结论

(1) 探测器软着陆缓冲装置通常采用多级缓冲,分析表明,第一级缓冲材料吸收探测器着陆过程

中绝大部分冲击能量,当第一级缓冲材料完全压缩时,此时着陆器整体加速度响应最大。探测器软着陆机构在设计过程中,通常第一级缓冲应能保证探测器在较为平坦的月面软着陆,第二级缓冲器当探测器撞击超过一定数值后开始工作,其设计应保证探测器在恶劣月面着陆及在凹凸月面滑行。因此,第一级缓冲是软着陆缓冲装置设计关键。

(2) 探测器机体变形尽管可以吸收一部分着陆冲击能量,但由于其改变了软着陆机构相关约束位置,使得着陆过程加速度响应、缓冲力等重要性能指标恶化。因此,由于机体变形对探测器着陆性能带来的影响必须在前期考虑当中。

#### 参考文献:

- [1] 陈金宝, 聂宏, 赵金才. 月球探测器软着陆缓冲机构关键技术研究进展[J]. 宇航学报, 2008, 29(3): 731 - 735. [CHEN Jin-bao, NIE Hong, ZHAO Jin-cai. Review of the development of soft-landing buffer for lunar explorations[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(3): 731 - 735.]
- [2] Jon A L, John C. Lunar Lander Conceptual Design [R]. NASA 1989; 51 - 58.
- [3] The university of Michigan. The Design of a Reusable Lunar Lander with an Independent, Cargo Unloaded [R]. NASA/USRA April 1991: 18 - 37.
- [4] 陈金宝, 聂宏, 汪岸柳, 赵启龙. 月球软着陆系统关键技术研究与发展综述[J]. 中国机械工程, 2006, S2: 426 - 428. [CHEN Jin-bao, NIE Hong, Wang An-liu, ZHAO Qi-long. Development of soft landing for lunar lander [J]. China Mechanical Engineering, 2006, S2: 426 - 428.]
- [5] Dr, George W, Bothyl. Final Design Report for the Self-Unloading, Reusable, Lunar Lander Project [R]. B&T Engineering, 1991: 29 - 33.
- [6] 王少纯, 邓宗全, 高海波, 等. 月球着陆器用金属橡胶高温力学性能试验研究[J]. 航空材料学报, 2004, 24(2): 53 - 56. [WANG Shao-chun, DENG Zong-quan, GAO Hai-bo, et al. Experiment investigation on mechanical property of metal rubber used in lunar lander in high or low temperature [J]. Journal of Aeronautical Materials, 2004, 24(2): 53 - 56.]
- [7] 陈金宝, 聂宏, 柏合民. 月球着陆条件对铝蜂窝材料缓冲性能的影响[J]. 机械工程材料, 2008, 32(1): 48 - 50. [CHEN Jin-bao, NIE Hong, Bai He-min. Study of honeycomb on buffering performance of lunar lander [J]. Materials for Mechanical Engineering, 2008, 32(1): 48 - 50.]
- [8] Hildeman R A, Mantus M, Lerner E. Landing Dynamics of the Lunar Excursion Module (Method of Analysis). AIAA paper 66A42771, 1964.
- [9] Doiron, Harold H: Lunar Landing Dynamics Studies. Paper present at Eleventh Manned Spacecraft Center Technical Symposium, Houston, Texas, Jan. 25, 1965: 2 - 19.
- [10] William C, Thompson. Dynamic model investigation of the rough-water landing characteristics of a spacecraft [J]. AIAA Paper: 67 - 23281, 1967.
- [11] WANG Shao-chun, DENG Zong-quan, GAO Hai-bo. Design of impact isolating landing legs for micro-miniature Lunar Lander [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2004(36): 180 - 182.
- [12] 王少纯, 邓宗全. 月球着陆器泳阻尼材料冲击试验[J]. 导弹与航天运载技术, 2007(1): 50 - 53. [WANG Shao-chun, DENG Zong-quan. Experimental researches on impact characteristics of damping materials used in lunar lander [J]. Missiles and Space Vehicles, 2007(1): 50 - 53.]
- [13] 叶明镇. 地面撞击模型建模及相关参数确定[J]. 工程力学, 2006, 23(10): 107 - 110. [YE Ming-zhen. Ground modeling in machinery ground interaction system and parameter determination [J]. Engineering Mechanics, 2006, 23(10): 107 - 110.]
- [14] CHEN Jin-bao, NIE Hong. Overloading of landing based on the deformation of the lunar lander [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(1): 43 - 47.



作者简介: 陈金宝(1980-), 男, 博士, 讲师, 研究方向为月球探测器软着陆缓冲装置设计, 航天器结构动力学分析与可靠性设计。  
通信地址: 南京航空航天大学航空宇航学院(210016)  
电话: 13851829044  
E-mail: chenjbao@nuaa.edu.cn

## Research of the Factors of Buffering Performance in Lunar Lander

CHEN Jin-bao<sup>1</sup>, NIE Hong<sup>1</sup>, ZHAO Jin-cai<sup>2</sup>, BAI He-min<sup>2</sup>, BO Wei<sup>2</sup>

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai 201108, China)

**Abstract:** Honeycomb as a new type of a material have an extensive practice in soft landing of lunar Lander. In this paper, firstly, considering the large deformation of the honeycomb, the dynamics of the secondary buffering in lander was carried in LS-DYNA. Secondly, the rigid-flexible couplings dynamics of a system consisting a flexible fuselage attach to the main Lander are analysis. The result shows that when the first honeycomb material is completely compressed in step buffer, the impact acceleration is largest. The deformation of fuselage has a considerable effect on the stability of the Lunar Lander system. This research can be beneficial to the second lunar probe in china.

**Key words:** Honeycomb; Buffering; Deformation