载人登月舱月面着陆缓冲装置设计与研制

王永滨，蒋万松，王磊，黄伟
（北京空间机电研究所，北京 100076）

摘　要： 基于着陆冲击动力学实现载人登月舱月面着陆缓冲装置的方案设计，并分别开展机构运动分析、振动响应分析和着陆冲击特性分析，对着陆缓冲装置进行了全面的仿真分析计算。在此基础上研制了全尺寸载人登月舱月面着陆缓冲装置原理样机，并结合分析优化结果进行了试验验证。该研究为研制大收拢比、大尺寸、大载重、低过载的载人登月舱月面着陆缓冲装置奠定了技术基础。

关键词： 载人登月；着陆机构；缓冲；吸能

中图分类号： V476　　**文献标识码：** A　　**文章编号：** 2095-7777(2016)03-0262-6

DOI:10.15982/j.issn.2095-7777.2016.03.010

引用格式： 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，2016，3（3）：262-267.

Reference format: 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.

0　引　言

随着我国探月工程的逐步推进，载人月球探测逐渐成为国内学者研究的重点。月面着陆缓冲装置是载人登月舱在月面实现软着陆的关键环节，通过着陆缓冲装置的吸能使着陆舱以低过载实现在月面的安全着陆[1]。相对于无人月球探测着陆器，载人着陆探测器的设计理念有很大不同，即载人着陆冲击过载有更高的指标要求。此外，对于载人登月舱月面着陆缓冲装置在尺寸、承载力、展开收拢比、能量吸收率等方面的指标要求更高，所以提前开展载人登月舱着陆缓冲的理论研究和样机研制是十分重要和急迫的。

国内外相关科研机构针对不同的适用环境和指标要求，对载人登月舱月面着陆缓冲装置进行了大量的理论和应用研究。美国航空航天局[2-5]（图1（a）~（b））、美国SpaceX公司[6]（图1（c））、欧空局（图1（d））和俄罗斯[7]（图1（e）~（f））等国家和机构均针对载人登月相关任务需求开展了月面着陆缓冲装置的研究[8]，目前成功实现载人月球探测的只有美国“阿波罗”系列月球着陆器[9-10]（图1（a））。国内针对载人登月月面着陆缓冲装置的研究相对有限，目前大多进行的是无人着陆器月面着陆研究。哈尔滨工业大学[11]（图1（g））和北京空间机电研究所（图1（h））针对载人登月舱着陆特性，已开展了缩比原理样机的研制工作。

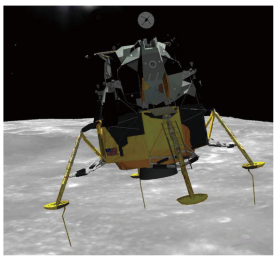
国内外相关研究机构针对载人登月舱月面着陆缓冲装置开展了相关研究，但是目前研究较为分散，不利于指导典型着陆缓冲装置的设计。本文从系统设计的层面出发，从载人登月舱月面着陆缓冲的需求出发，结合构型设计、缓冲参数设计、着陆缓冲分析、原理样机研制、系统试验验证等多个层面对着陆缓冲装置的设计过程进行了系统梳理，相关研究结果对该类机构的设计和研制具有一定的指导意义。

1　载人登月舱月面着陆缓冲设计

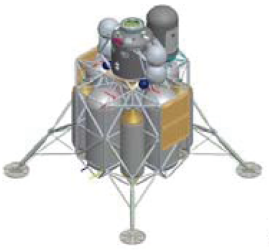
1.1　载人登月舱月面着陆缓冲需求

载人登月舱的设计应充分考虑载人的因素，在设计大载重着陆缓冲装置的基础上，突出低过载的特殊要求。着陆缓冲技术作为月球探测的关键技术[12]，需要在限定着陆重量、着陆缓冲装置重量、着陆速度、着陆地形等因素的制约下，能够最大程度地降低登月舱加速度冲击过载值。此外，由于大载重载人登月舱的尺寸较大，对应的着陆缓冲装置的尺寸也会增加。在满足火箭整流罩尺寸空间的要求下，需要设计大展开收拢比的展开锁定机构。即在收拢状态下，展开锁定机构能够将着陆缓冲支腿收拢在限定区域内，待需

收稿日期：2015-10-05；修回日期：2016-5-25
基金项目：国家自然科学基金资助项目（51505028）



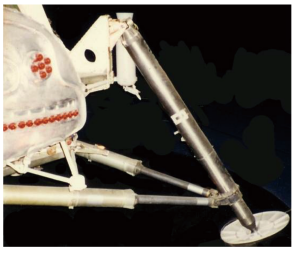
（a）“阿波罗”月球着陆器



（b）“牵牛星”月球着陆器

（c）“龙”飞船着陆器

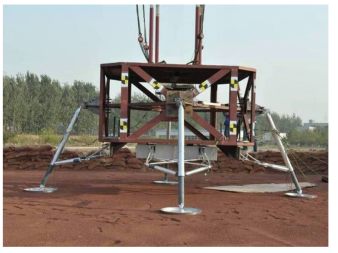
（d）欧空局月球着陆器



（e）俄罗斯月球着陆器

（f）TP-KNP月球着陆器

（g）哈工大月球着陆器



（h）北京空间机电研究所月球着陆器

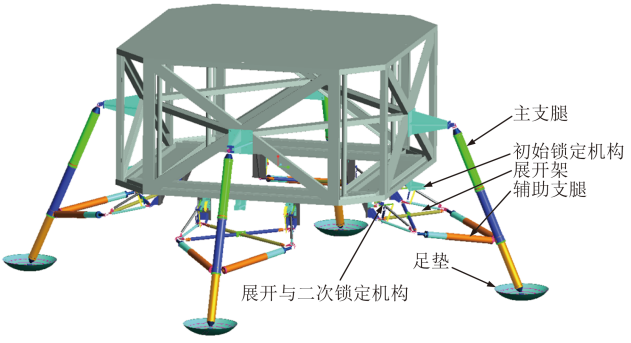
图 1　国内外载人登月舱着陆缓冲装置

Fig. 1　Manned lunar landing gear research situation at home and abroad

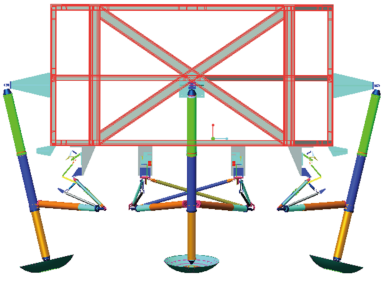
要展开时再进行机构的展开和二次锁定。

1.2　载人登月舱月面着陆缓冲构型设计

着陆缓冲装置的构型设计是方案设计的基础，构型设计涉及支腿数量、支腿构型布局、收拢展开构型等环节，不同构型设计对应不同的设计方法。支腿数量决定了着陆舱体稳定性，但同时影响整个着陆缓冲装置的重量，需要权衡两者的相互影响关系；支腿构型分为“倒三角”和“悬臂”两种构型，各有优缺点，需要权衡传力路径、折叠收拢特性、缓冲后构型等特性影响；收拢展开构型分为内侧折叠收拢、内侧收缩收拢、侧向收缩收拢等类型，需要综合考虑展开收拢比和整流罩尺寸进行设计。本文结合载人登月任务需求，提出一种四支腿悬臂式内侧折叠收拢着陆缓冲装置方案，如图2所示。



（a）展开状态



（b）收拢状态

图 2　着陆缓冲装置构型图

Fig. 2　Landing gear structure

1.3　载人登月舱月面着陆缓冲参数设计

在完成载人登月舱月面着陆缓冲构型设计后，需要结合构型的相关参数，开展能量缓冲参数研究。载人登月舱月面着陆缓冲过程需要吸收冲击能量，该冲击能量包括竖直和水平方向的冲击能量，需要采用缓冲器进行吸收。设计采用铝蜂窝作为能量吸收的缓冲元件。需要说明的是，由于月壤对于能量的吸收比例以及变形导致的着陆舱重心的变化无法准确获取，初始设计按照月壤为刚性模型考虑。

着陆舱着陆过程中的垂直方向能量W_v为

$$W_v = \frac{1}{2} m v_v^2 + m g_l \Delta h \tag{1}$$

其中：m为载人登月舱的重量；v_v为垂直着陆速度；g_l为月球表面重力加速度；Δh为登月舱着陆缓冲过程

中质心下降高度。

着陆舱着陆过程中的垂直方向能量W_h为

$$W_h = \frac{1}{2} m v_h^2 \tag{2}$$

其中：v_h为水平着陆速度。

设计中采用铝蜂窝作为缓冲器，蜂窝压溃后不可恢复，其力学性质表现为弹塑性和特有平台性（静态压垮载荷基本为定值）。设计中铝蜂窝对于垂直方向的能量吸收功P_v满足

$$P_v = \sum_{i=1}^{m} f_i l_i = A_0 W_v \tag{3}$$

其中：i为垂直吸能用铝蜂窝的块序列号；m为铝蜂窝块数，f_i为第i块铝蜂窝的压溃载荷，l_i为第i块铝蜂窝的压溃长度；A_0为垂直方向吸能安全因子。

设计中铝蜂窝对于水平方向的能量吸收功P_h满足

$$P_h = \sum_{j=1}^{n} f_j l_j = B_0 W_h \tag{4}$$

其中：j为水平吸能用铝蜂窝的块序列号；n为铝蜂窝块数；f_j为第j块铝蜂窝的压溃载荷；l_j为第j块铝蜂窝的压溃长度；B_0为水平方向吸能安全因子。

2 载人登月舱月面着陆缓冲分析

完成载人登月舱月面着陆缓冲装置初步方案设计后，需要进行系统的分析计算优化设计过程。包括运动特性分析、结构静载荷分析、铝蜂窝压溃特性分析、振动分析、着陆冲击特性分析和月壤能量吸收特性等分析。

2.1 机构展开锁定运动特性分析

为了满足大尺寸载人登月舱收拢要求，需要设计大收拢展开比的展开锁定机构以实现着陆缓冲装置的初始锁定和最终展开。着陆缓冲装置展开过程为复杂的空间机构运动，需要满足空间机构运动自由度要求。空间机构的自由度F的计算公式为

$$F = 6n - 5P_5 - 4P_4 - 3P_3 - 2P_2 - P_1 \tag{5}$$

其中：n为除机架外活动件数量；P_5为Ⅴ级副个数；P_4为Ⅳ级副个数；P_3为Ⅲ级副个数；P_2为Ⅱ级副个数；P_1为Ⅰ级副个数。经计算获得在展开锁定状态具有2个自由度，即可以满足2条辅助支腿的轴向拉伸或压缩运动自由度。在展开过程中，具备3个自由度，即除了可以满足辅助支腿的轴向拉伸或压缩自由度外，还有一个绕转轴驱动的自由度。由以上分析可以看出，着陆缓冲支架的机构自由度能够满足运动与压缩吸能路径的要求。

为了验证机构自由度设计的合理性，如图3所示，采用ADAMS软件建立了着陆缓冲机构展开动力学模型，并对机构运动的正确性进行了仿真分析，获得了各组件的运动特性。图4所示为主支腿角速度随着时间的变化曲线图，着陆缓冲机构的主支腿运行平稳，展开过程近似一个线性增速过程，最大角速度为0.22 rad/s。展开锁定机构在5.4 s时开始锁定，在5.9 s时完成锁定过程，完成锁定后的主支腿受锁定机构的锁钩作用不再运动，相关仿真分析结构验证了空间机构设计的正确性。

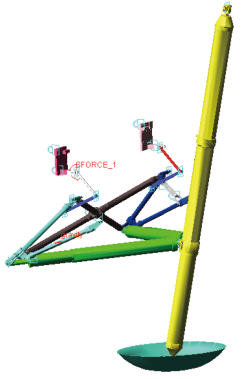


图 3 着陆缓冲装置展开动力学模型

Fig. 3 Dynamics model of deployable and lockable mechanism

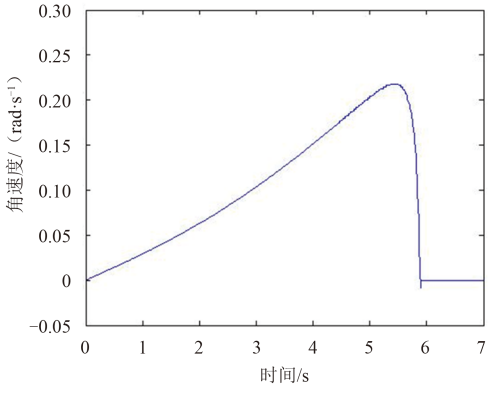
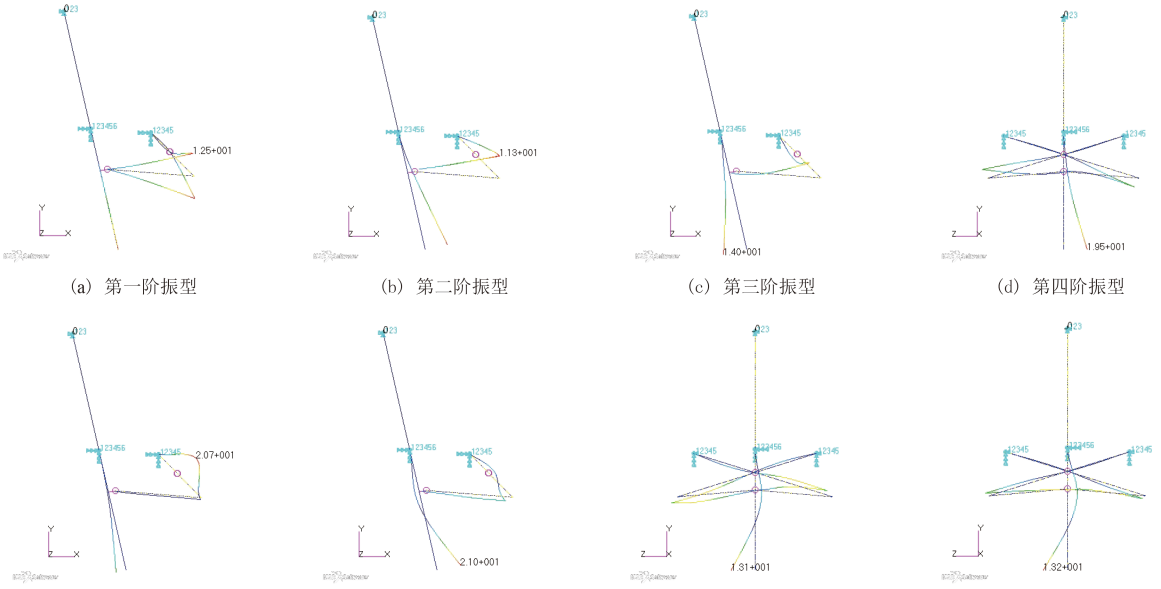


图 4 主支腿转动角速度–时间曲线

Fig. 4 Angular speed - time curve of the primary strut

2.2 着陆缓冲装置振动特性分析

着陆缓冲装置在工作前处于收拢状态，收拢状态下的结构和机构需要满足发射过程振动要求。采用Patran/Nastran软件建立了锁紧态着陆缓冲支架模型，模型中对各零部组件进行了简化，模拟实际约束状态计算了锁紧状态的各阶模态。经计算获得前八阶的振型如图5所示，着陆缓冲支架锁紧状态前两阶固有频率分别为24.0 Hz和24.7 Hz，满足基频大于15 Hz的要求。通过对基频的分析，获取了着陆缓冲装置的刚度特性，证明该装置能够满足发射过程振动要求。



(a) 第一阶振型　(b) 第二阶振型　(c) 第三阶振型　(d) 第四阶振型

(e) 第五阶振型　(f) 第六阶振型　(g) 第七阶振型　(h) 第八阶振型

图 5　前八阶固有模态振型图

Fig. 5　First eight mode shape of intrinsic mode

2.3　着陆缓冲装置着陆冲击特性分析

载人登月舱在月面着陆过程中，需要经受一个瞬态冲击载荷，该冲击载荷是设计和验证缓冲性能的关键。基于ADAMS建立的着陆缓冲装置软着陆动力学仿真模型，其原理图如图6所示，在内筒和外筒上分别固定两个平行的坐标系，两个坐标系之间的相对位置相对于初始状态沿共轴方向的位移定义为变形量，用x表示，负值表示压缩，正值表示拉伸。通过此法表征缓冲铝蜂窝冲击塑性平台效应。

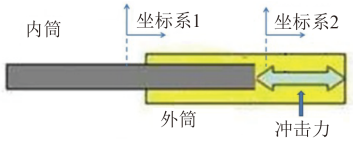


图 6　主、辅助支腿仿真模型

Fig. 6　Model of primary & second structures

单级蜂窝压缩时的动态冲击力P_{d1}可表达为

$$p_{d1}=\eta\times p_c\times[\frac{1-\tanh(x+x_0)}{2}\delta(min-x)+\frac{1-\tanh(x+x_0-min)}{2}\delta(x-min)] \tag{6}$$

单级拉伸蜂窝（也是通过压缩实现）的动态冲击力P_{d2}可表达为

$$p_{d2}=\eta\times p_t\times[\frac{1+\tanh(x-x_0)}{2}\delta(x-max)+\frac{1+\tanh(x-x_0-max)}{2}\delta(max-x)] \tag{7}$$

其中：min为当前最小变形量（负值）；max为当前最大变形量（正值）；x_0为平移量；P_c为静压缩载荷，P_t为静拉伸载荷。对于同类型的蜂窝，P_c和P_t均为定值，可由试验得到；tanh（x）为双曲正切函数；δ为逻辑（bool）函数

$$\delta(x)=\begin{cases}1, & x\geqslant 0\\ 0, & x<0\end{cases} \tag{8}$$

η表征了蜂窝的动态特性，η可用二次多形式近似

$$\eta=1+a\times v+b\times v^2 \tag{9}$$

其中：v为冲击速度（m/s），a和b为待定系数，可由试验数据得到，对于不同类型的蜂窝，系数有所不同。多级蜂窝的动态冲击力可由上述方法通过叠加得到[13]。此外，在描述月壤的塑性特征时，结合其表面承载力、弹性系数和阻尼系数等特性对月壤进行了表征。相关参数参考了“阿波罗号”登月舱和“探测者”系列着陆器着陆仿真所采用的月壤力学性质的描述[14-15]。

本文基于动态链接技术，结合ADAMS动力学分析软件开展了着陆缓冲装置的着陆冲击分析计算，包括不同登月舱质量、月面坡度、着陆速度、着陆姿态和质心分布等因素的影响，分析结果为着陆缓冲装置的优化设计提供了数据支持。图7为建立的着陆冲击动力学模型，在此基础上，开展了大量的仿真分析计算，通过对15种典型组合着陆工况（不同着陆模式、坡度、着陆速度、质心高度的组合）进行分析，着陆冲击过载介于1.5~3.4 g_n之间，着陆器本身着陆冲击过载小

于4 g_n，满足载人航天器要求。通过对着陆缓冲装置的着陆冲击动力学分析，可以认为目前的设计较为合理。

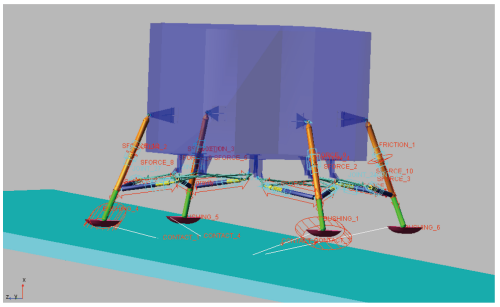


图 7　着陆冲击仿真分析模型

Fig. 7　Landing model of impact simulation

3　载人登月舱月面着陆装置试验验证

在完成载人登月舱月面着陆缓冲装置设计与分析的基础上，研制了全尺寸载人登月舱着陆缓冲装置原理样机。为了验证设计与仿真分析的正确性，开展了机构运动试验、静力试验、铝蜂窝压溃试验和着陆冲击等试验，通过对试验数据的测试与分析，试验结果和仿真结果基本一致。

图8所示为无重力机构展开锁定试验。如图9所示为测量获得的主支腿转动角速度–时间曲线，获得最大转动角速度为0.25 rad/s，与仿真分析计算获得的0.22 rad/s基本一致，误差为12%。从图中可以看出，试验测试曲线与仿真分析曲线吻合一致性较好，获得的展开角速度与锁定时间较为接近，验证了仿真分析的准确性。

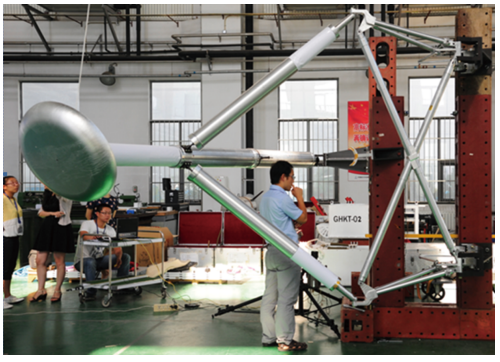


图 8　展开锁定地面验证试验

Fig. 8　Testing of deploying and locking process

图10所示为进行中的全尺寸着陆冲击试验，试验对不同垂直着陆速度、不同水平着陆速度和不同坡度工况分别进行了验证。通过试验获得载人登月舱最大过载发生在无水平速度和坡度的工况，最大过载为3.97 g_n。通过试验对该着陆缓冲装置的缓冲特性进行了全面的

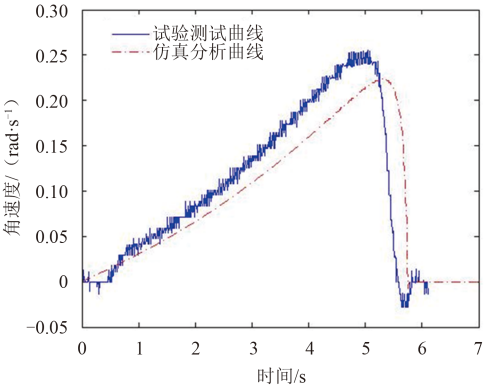


图 9　主支腿转动角速度-时间试验曲线

Fig. 9　Angular speed - time test curve of the primary strut

验证：系统结构强度和刚度满足设计要求，缓冲铝蜂窝按照预定压溃行程压溃，缓冲过载控制在较低水平，通过着陆冲击试验验证了设计的正确性。

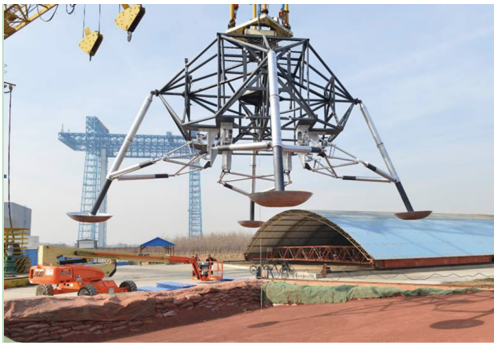


图 10　全尺寸着陆冲击试验

Fig. 10　Full-scale landing impact experiment

4　结　论

1）本文从载人登月舱月面着陆缓冲的需求出发，结合构型设计、缓冲参数设计、着陆缓冲与机构运动分析、原理样机研制、系统试验验证等多个维度对着陆缓冲装置的设计过程进行了系统梳理，相关研究结果对该类机构的设计具有一定的指导意义。

2）本文提出一种缓冲铝蜂窝冲击塑性平台效应材料特性表征方法，基于动态链接技术，实现了着陆冲击耦合动力学分析，该方法对着陆冲击问题具有普适性。通过仿真分析，获得着陆舱体着陆冲击过载介于1.5~3.4 g_n之间，着陆器本身着陆冲击过载小于4 g_n，满足载人航天器要求。

3）通过地面试验验证了全尺寸载人登月舱着陆缓冲装置设计的合理性。本项研究为研制大收拢比、大尺寸、低过载、大载重的载人登月舱月面着陆缓冲装置奠定了技术基础，研究成果亦可应用于其他大载重着陆缓冲领域。

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 J B，Nie H，Zhao J C. Review of the development of soft-landing buffer for lunar explorations [J]. Journal of Astronautics，2008，29（3）：731-735.

[2] Otto O R，Laurenson R M，Melliere R A，et al. Analyses and limited evaluation of payload and legged landing system structures for the survivable soft landing of instrument payloads[R]. NASA CR-111919，1971.

[3] Thomas J K．Manned lunar lander design— the project Apollo Lunar Module（LM）[R]. AIAA 1992-1480.

[4] William F R. Apollo experience report-lunar module landing gear subsystem[R]. NASA TN D-6850，1972.

[5] Polsgrove T，Button R，Linne D. Altair lunar lander consumables management[C]// AIAA SPACE 2009 Conference & Exposition. Pasadena，USA:AIAA，2009.

[6] John K，Davis S M，Aftosmis M J. Red dragon：low-cost access to the surface of Mars using commercial capabilities[R]. ARC-E-DAA-TN5262，2012.

[7] 张蕊. 国外新型可重复使用飞船特点分析和未来发展[J]. 国际太空，2010（12）：31-38.
Zhang R. Characteristics analysis and future development of foreign pyrotechnic reusable spaceship [J]. Chinese Journal of Scientific and Technical Periodicals，2010（12）：31-38.

[8] 陈金宝，聂宏，陈传志，等. 载人登月舱设计及若干关键技术研究[J]. 宇航学报，2014，35（2）：125-136.
Chen J B，Nie H，Chen C Z，et al. Design and key techniques for lunar lander system of manned lunar landing [J]. Journal of Astronautics，2014，35（2）：125-136.

[9] 沈祖炜. “阿波罗”登月舱最终下降及着陆综述[J]. 航天返回与遥感，2008，29（1）：11-14.
Shen Z W. The survey of Apollo LM during the descent to the lunar surface[J]. Spacecraft Recovery＆Remote Sensing，2008，29（1）：11-14.

[10] 黄伟. “阿波罗”登月舱的软着陆支架[J]. 航天返回与遥感，2013，34（4）：17-24.
Huang W. Apollo Lunar module landing gear subsystem [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing，2013，34（4）：17-24.

[11] 李萌，刘荣强，郭宏伟，等. 腿式着陆器用不同拓扑结构金属蜂窝吸能特性优化设计[J]. 振动与冲击，2013，32（21）：7-14.
Li M，Liu R Q，Guo H W，et al. Crashworthiness optimization of different topological structures of metal honeycomb used in a legged-typed lander [J]. Journal of Vibration and Shock，2013，32（21）：7-14.

[12] 吴伟仁，于登云. “嫦娥3号”月球软着陆工程中的关键技术[J]. 深空探测学报，2014，1（2）：105-109.
Wu W R，Yu D Y. Key technologies in the Chang’e-3 soft-landing project [J]. Journal of Deep Space Exploration，2014，1（2）：105-109.

[13] 蒋万松，黄伟，沈祖炜，等. 月球探测器软着陆动力学仿真[J]. 宇航学报，2011，32（3）：462-469.
Jiang W S，Huang W，Shen Z W，et al. Soft landing dynamics simulation for lunar explorer [J]. Journal of Astronautics，2011，32（3）：462-469.

[14] Scott R F. Apollo program soil mechanics experiment[R]. NASA CR-144438，1975.

[15] Hinners N W. Lunar soil mechanics[R]. NASA-CR-116588，1964.

作者简介：

王永滨（1984– ），男，硕士，高级工程师，主要研究方向：航天器返回与着陆技术、航天器力学环境仿真分析。

通信地址：北京市海淀区友谊路104号院5142信箱269分箱（100096）

电话：（010）68114708，15210103191

E-mail：ybkindy@163.com

Design and Development of Landing Gear Technology for Manned Lunar Landing

WANG Yongbin，JIANG Wansong，WANG Lei，HUANG Wei

（Beijing Institute of Mechanics & Electricity，Beijing 100094，China）

Abstract：A landing gear for manned lunar landing was designed base on the dynamic analysis of landing impact. System simulation analysis and calculation for lunar landing gear was done including the dynamics analysis，vibration response analysis and impact analysis of landing. The full-scale principle prototype of landing gear for manned lunar landing was established with the designing and simulation results，experimental verification was done base on the analysis and optimization result. The development laid the technical foundation for the large gathering ratio，large size，heavy weight，low overload of manned lunar landing gear.

Key words：manned lunar landing；landing gear；buffer；energy absorption

[责任编辑：宋宏]