

具有月面适应性的月球车着陆释放机构

李奎^{1,2}, 刘荣强^{1,2}, 姜生元^{1,2}, 邓宗全^{1,2}

(1. 哈尔滨工业大学机器人技术与系统国家重点实验室, 150001, 哈尔滨;

2. 哈尔滨工业大学机电工程学院, 150001, 哈尔滨)

摘要: 为了提高月球车着陆释放机构对各种复杂环境的适应性, 综合了不同释放环境后给出了具有代表意义的极限释放环境. 根据极限释放环境和释放过程对释放机构的运动要求, 通过建立释放机构 D-H 矩阵, 采用运动轨迹规划方法, 得出了摇臂式释放机构的运动规律曲线; 按照该运动规律曲线, 引入不完全轮系作为传动约束, 设计了分段渐倾式、摇臂式释放机构. 实验结果表明, 在月球车释放过程中, 释放机构实测运动规律与理论运动规律吻合较好, 在极限俯仰、极限侧倾和存在石块释放的环境下, 该释放机构均能顺利完成月球车释放任务.

关键词: 着陆器; 月球车; 释放机构; 月面适应性

中图分类号: V476.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2011)09-0028-06

Rover Landing Unloading Mechanism with Lunar Surface Adaptability

LI Kui^{1,2}, LIU Rongqiang^{1,2}, JIANG Shengyuan^{1,2}, DENG Zongquan^{1,2}

(1. State Key Laboratory for Robotics and System, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. School of Mechanical and Electrical Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: To improve the unloading mechanism adaptability under all complex conditions, some representative extreme conditions are synthesized in different unloading situations. Analyzing the requirements of the extreme conditions and unloading progress, the movement rule of rocker-arm style unloading mechanism is found with movement track layout method to construct an unloading mechanism D-H matrix, and a art flexible rope transmission is considered as the restriction to obey the movement rule. Thus, a sub-sectioned gradual incline rocker-arm style unloading mechanism is designed. The experiments show that the actually measured movement rule coincides with the theoretical one very well in lunar rover unloading, and the lunar rover unloading can be completed for extreme pitching and extreme rolling, and on stone-spread ground.

Keywords: lander; lunar rover; unloading mechanism; lunar surface adaptability

进入 21 世纪以来, 欧洲、日本、中国、印度、美国、俄罗斯、英国、德国和韩国纷纷开始制定或实施探月计划, 从而在全球掀起了新一轮探月热, 并呈现出许多与以往不同的新特点. 继日本、中国在 2007 年先后发射了月球探测卫星之后, 2008 年, 印度和美国已发射了月球探测卫星, 从而使全球月球探测

再掀热潮^[1-3].

当着陆器着陆后, 需要月球车着陆释放机构(简称释放机构)辅助月球车由着陆器搭载平面安全抵达月球表面. 根据月球车搭载在着陆器顶部、舱内以及侧部悬挂等不同情形, 释放机构可分为折叠式、伸缩式、四连杆型、舱门翻转式、吊臂式、塔吊式以及多

关节机械臂式等^[4-11]。例如,美国探路者号火星车固定在着陆缓冲舱体内侧,舱门展开后作为释放机构,探路者号火星车沿着舱门着陆^[7-8]。EuroMoon2000月球着陆器采用舱门翻转式释放机构,月球车固定在着陆器的顶部,解锁后月球车沿舱门行驶到月球表面。前苏联 Luna17 释放机构通过拉杆与着陆器固连在一起,月球车的释放机构被折叠放置于两侧,当着陆器在月面着陆后,将拉杆与着陆器解锁,实现了二者的分离,然后折叠式释放机构展开,月球车沿其行走至月面^[9-10]。

在各种月球车的搭载方式中,顶部搭载式月球车释放距离最大,释放过程不确定因素最多,加之着陆点环境和着陆器姿态的不确定性,因此要求释放机构有较强的月面适应能力,才能保证月球车在整个释放过程中安全、可靠^[11]。本文通过分析月球车顶部搭载式着陆器释放时的各种姿态,根据释放运动规律及悬梯末端触地的要求,来设计月球车释放运动规律,进而确定释放机构方案,并通过实验来验证其运动规律和月面适应性。

1 释放机构及释放环境分析

1.1 着陆点月面环境概述

从宏观上看,月球表面主要地形单元为月海、月陆和撞击坑,月面的高地地区和撞击坑内侧坡度一般大于 30° ,撞击坑的外侧坡度较平缓,一般小于 25° 。月海地区的地势平坦,最大坡度可达 17° 。着陆器的着陆点具有一定坡度,假定选定着陆点的月面坡度^[12] Ψ 不大于 9° 。腿式着陆器在月面上着陆时,悬停阶段结束以后,离地 4 m 左右开始按照自由落体规律落于月面,着陆器主腿和副腿将发生缓冲、减振作用。假定因支撑腿不等距压缩或拉伸,最终导致着陆器本体相对于着陆平面产生的倾角 ζ 最大^[13-14] 不超过 6° 。与此同时,月面上还有可能存在最大包络直径小于 200 mm 的石块,月面坡度角对释放机构的释放行程、释放规律设计有重大影响,而月面石块对释放机构接近月面时的位移确定具有重要的影响。

1.2 着陆器姿态

如图 1 所示,腿式月球车探测器系统主要由月面软着陆探测器(简称着陆器)和搭载月面巡视机器人(简称月球车)组成^[15]。受总质量和空间限制,释放机构通常单侧搭载在着陆器上,在发射和着陆过程中呈收拢状态,待着陆器在月面上稳定后,它能够实现自动展开。摇臂式释放机构主要由摇臂、拽引机

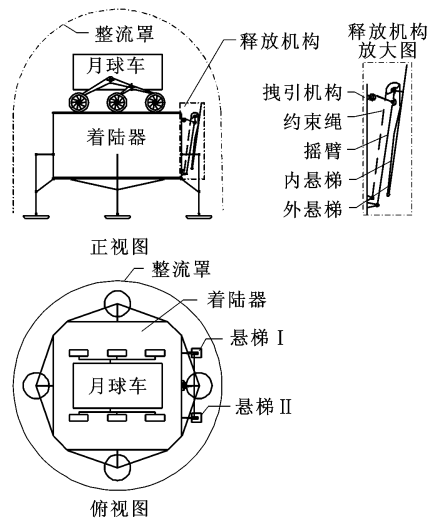


图1 发射状态时着陆释放系统的组成图

构、约束绳,以及分别由两侧车轮提供释放通道的悬梯 I、II 等零部件组成,悬梯 I、II 在结构上一样,都包括内外悬梯,如图 1 所示。摇臂两端分别与着陆器和内悬梯铰接,内悬梯与外悬梯铰接,拽引机构固定在着陆器上,其中拽引绳一端连接在摇臂上。

如图 2 所示,待着陆器着陆稳定后,内外悬梯在扭簧作用下展开,当到达预定位置时锁定,待月球车驶上悬梯后,在月球车重力和拽引机构控制力的作用下,释放机构释放月球车。待外悬梯端边触及月表时,释放过程结束,月球车驶下悬梯,开始科学探测任务。

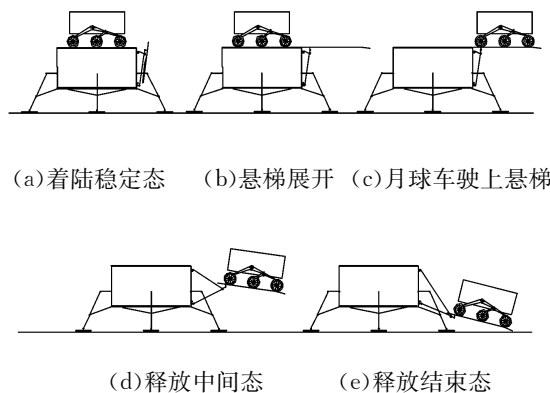


图2 释放机构工作原理图

着陆器坐标系如图 3 所示。其中, x_0 指向月球车行进的方向, y_0 指向月球车的侧面, z_0 与 x_0 、 y_0 构成右手坐标系, α_0 为滚转角, β_0 为俯仰角, γ_0 为侧倾角。

释放环境对释放机构的方案设计具有重要影响,即释放机构对各种月面环境都具有适应性。由于着陆器的着陆点月面地形、着陆器最终着陆姿态和

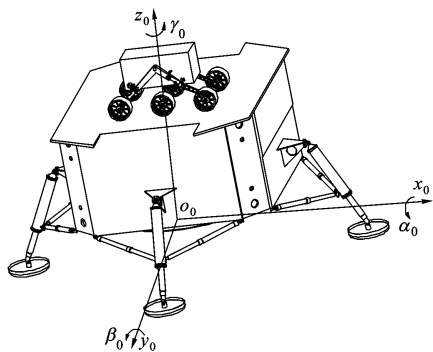
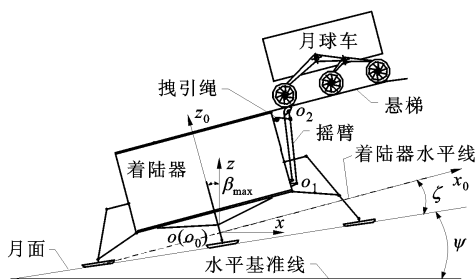


图3 着陆器坐标系的定义图

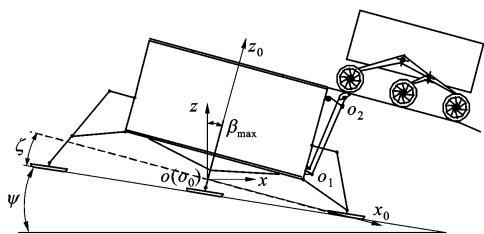
月面石块分布的不确定性,释放机构面临的释放环境将有无限多种可能.若释放机构对极限释放环境适应则对各种着陆释放环境都适应,因此在方案设计之前,需确定极限的着陆姿态.

设月面绝对坐标为 $\sigma\text{-}xyz$, 做如下定义:①着陆器 x_0 轴与月面 x 轴的夹角为俯仰姿态角,其大小等于着陆器平面相对月面的倾角 ζ 与月面坡度 Ψ 在 x 轴线方向分量的线性叠加;②着陆器 y_0 轴与月面 y 轴的相对夹角为侧倾姿态角,它与着陆缓冲腿的不等量压缩、月壤坚实度差异有关,且仅影响释放机构悬梯 I 和悬梯 II 距离月面的高度.

综合各种俯仰姿态,假定逆时针为正,当正向斜面正仰着陆时,着陆器上平面与水平面的夹角为 $\beta_{\max} = \Psi + \zeta$, 此时悬梯末端与月面距离最大,如图 4a 所示.当反向斜面负仰着陆时, $\beta_{\max} = -(\Psi + \zeta)$, 此时悬梯末端与月面距离最小,如图 4b 所示.侧倾姿



(a) 正向斜面正仰着陆



(b) 负向斜面负仰着陆

图4 释放机构俯仰极限着陆姿态

态决定了悬梯根部距离月面的高度,分析各种侧倾姿态,可知悬梯根部与月面的坡度无关,仅与着陆器的着陆姿态相关,所以极限侧倾值等于着陆器倾角.

综上所述,2种极限俯仰姿态可作为校验释放机构运动空间、确定悬梯运动规律的主要环境约束参数,极限侧倾是确定双侧悬梯对月面环境适应性的主要环境约束参数.

2 月面适应性释放机构设计

2.1 着陆地形适应性的释放机构设计准则

为确保将月球车安全送抵月面,在月球车着陆释放过程中,要求悬梯相对于着陆器按预定规律相对转动.具体准则如下:①释放机构的运动规律不但应满足释放过程中悬梯与水平面夹角小于月球车释放稳定角的要求,而且还需满足极限俯仰姿态月面适应性的要求.其中,月球车释放稳定角是指月球车能够稳定驻留在悬梯上不发生滑移、倾翻且可攀爬的最大倾角;②为适应极限侧倾角和月面石块的要求,要求悬梯 I 和悬梯 II 在释放开始时运动规律相同,当一侧悬梯接触月面时,两侧悬梯各自进行月面自适应运动.

2.2 具有地形适应性释放机构的释放规律分析

假定悬梯相对于着陆器坐标系 $(o_0\text{-}x_0y_0z_0)$ 的转角为 β_0 , 因此月球车相对于水平线的夹角为 $\beta = \beta_{\max} + \beta_0$. 当正向斜面正仰着陆时,月球车相对于基准水平线夹角为 $\beta = (\Psi + \zeta) + \beta_0$; 当负向斜面负仰着陆时,月球车相对于基准水平线夹角为 $\beta = -(\Psi + \zeta) + \beta_0$.

设月球车的最大稳定角为 φ , 则月球车的稳定释放约束为

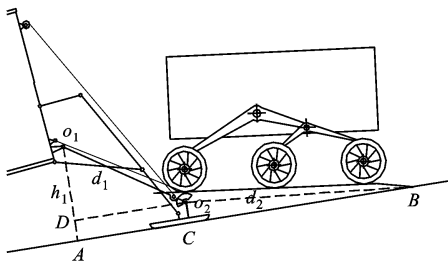
$$\left. \begin{aligned} \Psi + \zeta + \beta_0 &\leq \varphi \\ -(\Psi + \zeta) + \beta_0 &\leq \varphi \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

假定释放机构摇臂旋转中心到月面的距离在正向斜面正仰着陆时为 h_1 , 在负向斜面负仰着陆时为 h_2 , 如图 5 所示. 根据几何关系, 则

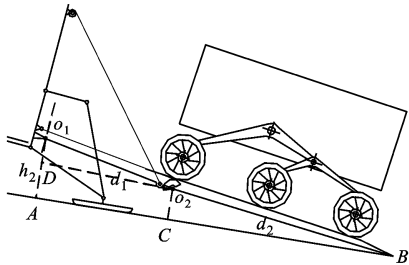
$$\left. \begin{aligned} d_2 \cos(\theta_2 - (\theta_1 - \zeta)) - d_1 \cos(\theta_1 - \zeta) &\geq h_1 \\ d_1 \cos(\theta_2 - (\theta_1 + \zeta)) - d_1 \cos(\theta_1 + \zeta) &\geq h_2 \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

$$h_1 - h_2 = d \sin \zeta \quad (3)$$

式中: d_1 为摇臂铰接点 o_1o_2 之间的距离; d_2 为 o_1 点到悬梯 II 末端之间的距离; θ_1 为摇臂相对着陆器的转角; θ_2 为悬梯相对摇臂的转角; d 为着陆器两平行主平面之间的距离.



(a)正向斜面正仰



(b)负向斜面负仰

A: o_1 到月面的垂足; B: 悬梯末端; C: o_2 到月面的垂足;
D: o_2 到 o_1A 的垂足

图 5 着陆月球车释放完成图

受着陆器副腿的限制, $\theta_1 \leq \lambda$, 其中 λ 为摇臂最大转角. 各参数的取值如表 1 所示. 根据月球车释放稳定角以及最终悬梯末端触地的释放约束要求, 采用轨迹规划方法, 得到摇臂与悬梯相对着陆器转角的运动规律如图 6 所示.

表 1 参数取值表

d_1/mm	d_2/mm	h_2/mm	$\lambda/(\text{^\circ})$	d/mm
1 121	2 140	493	120	2 500

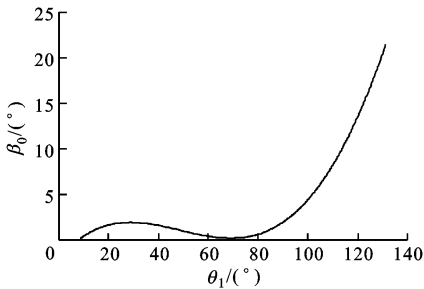


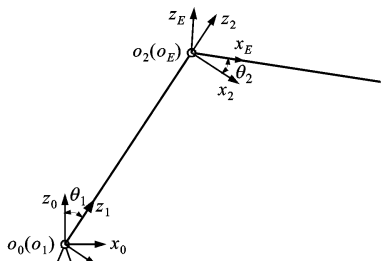
图 6 悬梯与摇臂的随动关系曲线

2.3 挠性传动分段渐倾式释放方案的设计

根据约束所得运动规律, 摇臂和悬梯可视为两关节机械臂, 因此悬梯相对于着陆器的位姿可通过坐标变换得到(见图 7).

由图 7 可以得到悬梯的位姿矩阵为

$$\mathbf{T}_E^0 = \mathbf{T}_1^0 \mathbf{T}_2^1 \mathbf{T}_E^2 \tag{4}$$



$o_E-x_E-z_E$: 悬梯的固联坐标系

图 7 坐标系定义

由坐标系 (o_1, x_1, z_1) 到 (o_0, x_0, z_0) 的坐标变换矩阵为

$$\mathbf{T}_1^0 = \begin{bmatrix} \cos\theta_1 & \sin\theta_1 & 0 & 0 \\ -\sin\theta_1 & \cos\theta_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{5}$$

由 (o_2, x_2, z_2) 到 (o_1, x_1, z_1) 的坐标变换矩阵为

$$\mathbf{T}_2^1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & d_1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{6}$$

由 (o_E, x_E, z_E) 到 (o_2, x_2, z_2) 的坐标变换矩阵为

$$\mathbf{T}_E^2 = \begin{bmatrix} \cos\theta_2 & -\sin\theta_2 & 0 & 0 \\ \sin\theta_2 & \cos\theta_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{7}$$

将式(5)~式(7)代入式(4), 可得

$$\mathbf{T}_E^0 = \begin{bmatrix} \cos(\theta_1 - \theta_2) & \sin(\theta_1 - \theta_2) & 0 & d_1 \sin\theta_1 \\ -\sin(\theta_1 - \theta_2) & \cos(\theta_1 - \theta_2) & 0 & d_1 \cos\theta_1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{8}$$

悬梯相对于着陆器的转角可表示为

$$\beta_0(\theta_1) = \theta_1 - \theta_2 \tag{9}$$

为满足悬梯和摇臂的运动规律, 以及适应侧倾或突出障碍物(如石块)的要求, 通过不完全链传动或绳传动作为运动约束, 可使悬梯末端在接触月面前就按预定规律运动. 当接触月面后, 约束失效, 悬梯做月面贴覆运动. 周转轮系传动比的计算公式为

$$k = i_{12}^H = \frac{\omega_1 - \omega_H}{\omega_2 - \omega_H} = \frac{R_2}{R_1} \tag{10}$$

式中: ω_1 为悬梯的转动角速度; ω_2 为下侧绳轮的转动角速度; ω_H 为摇臂的转动角速度.

因下侧绳轮刚性固定连接在着陆器上,则 $\omega_2 = 0$,整理式(10)后得

$$(-\omega_1/\omega_H) + 1 = k \tag{11}$$

由式(11)可得 θ_1 和 θ_2 之间的关系为

$$\theta_2 = (1 - k)\theta_1 \tag{12}$$

将式(9)代入式(12),得

$$\beta_0(\theta_1) = k\theta_1 \tag{13}$$

式(13)需满足图 6 所示的悬梯与摇臂的随动关系,由式(12)、(13)可确定 θ_1 和 θ_2 的比例关系. 根据该比例关系,当不等径轮 1 的轮廓确定后,可以确定出不等径轮 2 的轮廓,进而确定释放机构的设计方案(见图 8). 在释放机构方案中,约束机构包括约束绳、不等径轮 1 和轮 2. 不等径轮 1 待悬梯展开到预定位置时与悬梯锁定,不等径轮 2 与着陆器固连,通过合理设计轮廓形状,在摇臂摆动过程中即可满足悬梯与摇臂的预定运动规律. 约束绳的柔性特性使悬梯可逆时针单向转动,当遇到侧倾和石块的释放环境时,先触地一端做月面贴覆运动,未触地一端则继续按预定规律运动.

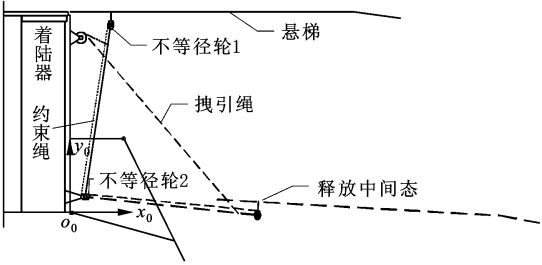


图 8 倾角渐变式释放机构的设计方案

3 释放机构月面适应性实验

通过着陆模拟器来模拟着陆器不等距压缩或拉伸和月面坡度的姿态综合. 月球车模拟器则用来模拟月球车的静态参数和动态参数. 悬梯搭载在着陆模拟器上,分别在悬梯和摇臂回转处加装倾角传感器,来检测摇臂和悬梯相对着陆器的倾角. 利用搭建的实验环境,在不同的模拟释放环境下对月球车进行释放,通过对转角的测量和悬梯与月面的接触情况分析,验证了月球车释放机构的环境适应能力.

3.1 运动规律一致性实验

在平面平姿着陆无石块的环境下,当释放机构开始释放动作时,记录 θ_1 和 β_0 值,得到其关系曲线如图 9 所示. 由图 9 可以看出,悬梯随摇臂先下摆后上仰,然后再下摆,待摇臂转过一定角度时,实验曲线较理论曲线的变化趋势发生突变,即表征悬梯已

经触地并开始做贴覆地面的运动. 实测值和理论值的差值均方根为 $0.010\ 942^\circ$,可以满足释放机构运动规律的技术指标要求.

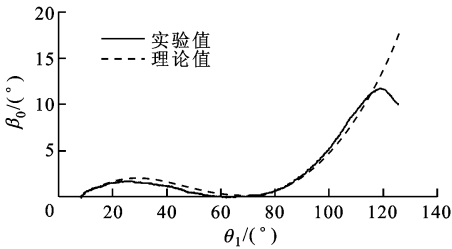


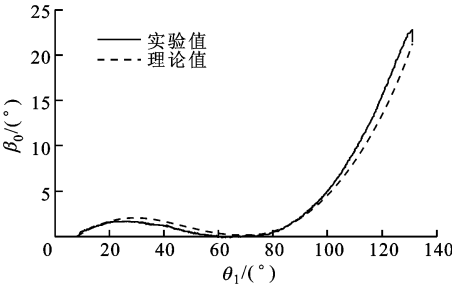
图 9 平面平姿释放运动规律实验曲线的对比

3.2 极限着陆环境释放机构适应性实验

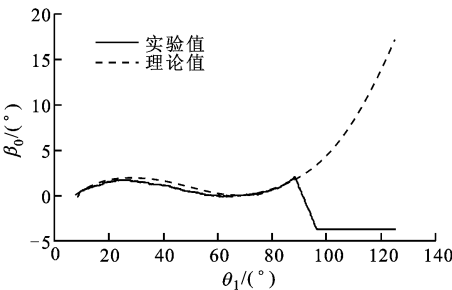
为验证释放机构的环境适应性,采用着陆模拟器来模拟着陆器的不同着陆姿态,用坡度模拟器来模拟着陆器的不同着陆环境,测试悬梯转角随摇臂转角的变化关系,观察释放结束后悬梯与月面的接触情况,实验结果如图 10~图 12 所示.

由图 10 的曲线可知,当摇臂转角达到一定角度、实验曲线较理论曲线变化趋势发生明显改变时,表明悬梯末端已接触月面,开始做贴覆月面运动,说明该释放机构可以满足俯仰极限环境的释放要求.

比较图 9 和图 10,随着摇臂的摆动,悬梯下摆角度实验值较理论值的差异逐渐加大,这是因为在月球车释放过程中,钢丝绳所受拉力随摇臂转角增大而增加所致. 由于钢丝绳为柔性体,其质量轻、弹



(a) 正仰正姿



(b) 负仰负姿

图 10 俯仰极限适应性实验曲线的对比



图 11 极限侧倾释放结束现场



图 12 一端有石块的释放结束现场

性大,因此约束钢丝绳弹性伸长量随拉力的不断增加而增加。又因为几何约束的关系,所以悬梯下摆角度与理论值随摇臂转角偏差的增加而增加。

由图 11~图 12 可以看出,月球车释放机构可以满足极限侧倾和石块等突出物的要求。综上所述,不等径绳轮分段渐倾式月球车释放机构可以满足不同极限对释放环境的要求,因此具有较强的月面适应性。

4 结 论

(1)本文综合分析了着陆器姿态及着陆释放环境,得出月球车着陆释放的极限姿态。根据满足月球车平稳释放运动规律及悬梯 I 和悬梯 II 末端触地的要求,设计了一种不等径绳轮分段渐倾式月球车释放机构。

(2)通过实验,得到了悬梯转角和摇臂转角之间的运动规律,与理论值运动规律的对比分析表明,两者吻合得较好,从而验证了释放机构设计的合理性。

(3)通过对极限俯仰和极限侧倾的适应性实验,得到了该释放机构具有较强的月面自适应性,能够满足月球车释放时的月面适应性要求。

参考文献:

- [1] YUTAKA T, YOSHISADA T, SUSUMU S. The SELENE project and Japanese future lunar exploration [J]. *Acta Astronautica*, 2005, 57 (2/3/4/5/6/7/8): 112-115.
- [2] OKADA T, SASAKI S, SUGIHARA T, et al. Lander and rover exploration on the lunar surface; a study for SELENE-B mission [J]. *Advances in Space Research*, 2006, 37(1): 88-92.
- [3] WILLIAMSON M. Lunar exploration and development; sustainable model [J]. *Acta Astronautica*,

2005, 57(2/3/4/5/6/7/8): 161-166.

- [4] DRIGGERS D, HEARRELL S, KEY K, et al. The final report on the design of a common lunar lander, NASA-CR-192026 [R]. Washington, USA: NASA, 1991.
- [5] NIKOLA B, CARTCARTER M, COSPER D, et al. The extended duration lunar lander, NASA-CR-195527 [R]. Washington, USA: NASA, 1993.
- [6] BISHOP B. Lunar lander final presentation [EB/OL]. [2009-01-16]. [http://esamultimedia.esa.int/docs/exploration/ReferenceArchitecture/Final%20Review Jan09/11_Lunar_Lander_Final_Presentation_Bishop_120109.pdf](http://esamultimedia.esa.int/docs/exploration/ReferenceArchitecture/Final%20Review%20Jan09/11_Lunar_Lander_Final_Presentation_Bishop_120109.pdf).
- [7] RICHARD C. Mars pathfinder mission operations concept [J]. *Acta Astronautica*, 1996, 39 (1/2/3/4): 71-80.
- [8] PRICE H, CRAMER K, DOUDRICK S, et al. Mars sample return spacecraft systems architecture [C]// 2000 IEEE Aerospace Conference. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2000: 357-375.
- [9] TIBOR B. Summary of Russian planetary lander missions [EB/OL]. [2002-10-19]. http://www.lpi.usra.edu/vexag/russian_plan_miss.pdf.
- [10] DONAHUE B B, FOWLER C R. Lunar lander configuration study and parametric performance analysis [C]// 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Monterey, USA: AIAA, 1993: 19-38.
- [11] 欧阳自远. 月球探测的进展与中国月球 [J]. *地质科技情报*, 2004, 23(4): 1-5.
- [12] 褚桂柏, 张焱. 月球探测器技术 [M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2007: 38-50.
- [13] 刘焕焕. 多腿式月球探测软着陆器着陆动力学建模与仿真研究 [D]. 南昌: 南昌大学, 2008.
- [14] 朱汪, 杨建中. 月球着陆器软着陆机构着陆稳定性仿真分析 [J]. *宇航学报*, 2009, 30(5): 1792-1796.
- [15] PENG Jing, LIU Zhongyao, ZHANG H. Conceptual design of a lunar lander [J]. *Spacecraft Engineering*, 2008, 17(1): 18-23.

(编辑 管咏梅)