

月球探测器软着陆机构发展综述

刘志全 黄传平

(中国空间技术研究院, 北京 100094)

摘要 综述了月球探测器软着陆机构的发展概况; 分析了国际上月球探测器软着陆机构的结构组成、工作原理及特点。对不同展开机构和缓冲器特点进行了分析, 预测了月球探测器软着陆机构的发展趋势。

主题词 月球探测器 软着陆 缓冲器 展开机构

1 引言

人类开发利用月球资源的关键技术之一是实现月球探测器的软着陆。若月球探测器直接着陆在月球表面, 速度可达 2.5 km/s 。即使采取制动火箭减速, 着陆瞬时速度仍有 $4\sim 7\text{ m/s}$ 。较大的冲击会使探测器的有效载荷受损。软着陆机构是月球探测器实现软着陆的重要组成部分, 它直接影响到月球探测器软着陆的成败。因此, 软着陆机构的研究对于空间科学和深空探测技术的发展具有重要意义。

2 软着陆装置分类

目前, 深空探测器的软着陆装置大致分为气囊缓冲装置和软着陆机构两类。软着陆装置大致分类见图 1。

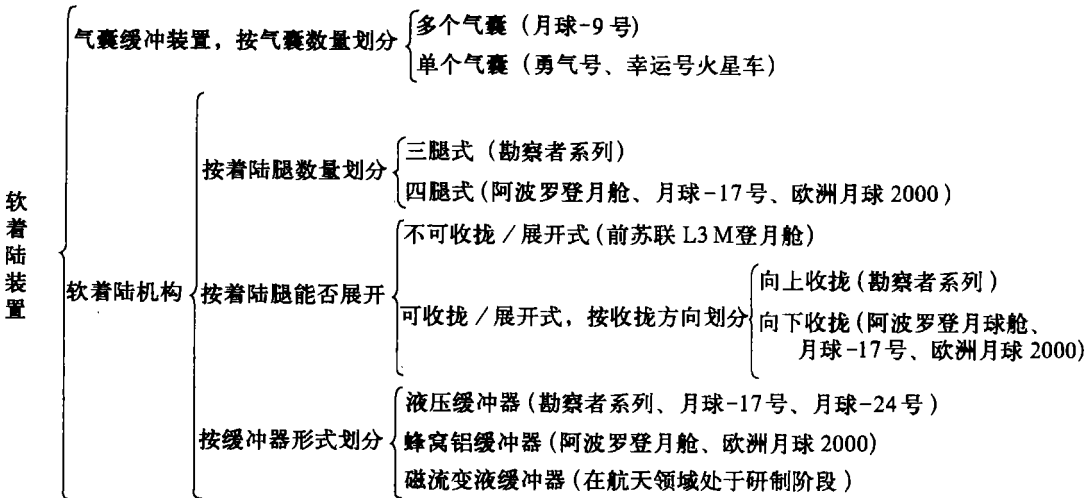


图 1 软着陆装置分类

收稿日期: 2005-01-06。收修改稿日期: 2005-03-14

气囊缓冲装置是以充气气囊作为着陆缓冲元件^[1]。包覆在探测器外侧的充气气囊首先被弹出并落在月球表面上，然后探测器自由落在气囊上。通过释放气体来吸收能量。第一个在月球表面软着陆的探测器——前苏联月球9号采用的就是气囊缓冲装置。

气囊缓冲装置的优点是吸能效果好，能够缓冲较大的冲击；但探测器着陆后反弹次数多、姿态不宜控制，探测器着陆后，气囊无法对探测器姿态调整，难以实现从月球表面返回。因此，后期的月球探测器多用软着陆机构。它具有着陆姿态稳定，易控制，着陆不反弹且可调整等优点。

3 软着陆机构的组成、工作原理与特点分析

月球探测器软着陆机构的组成基本相似，主要由着陆腿、缓冲器、足垫、展开锁定机构等组成^[2]，其组成部分和基本功能如表1所示。

表1 软着陆机构基本组成及功能

序号	基本组成	功 能
1	着陆腿	保持探测器着陆过程中的姿态稳定和着陆后的长久支撑。可装摄像机
2	缓冲器	软着陆机构的关键部件，连接在着陆腿的主承力杆件上，吸收探测器与月球表面碰撞产生的冲击能量
3	足垫	吸收部分冲击能量，增大探测器与月球表面的接触面积，减小压强。可安装测速雷达和冲击传感器
4	展开机构	展开并锁定着陆腿，起辅助支撑作用

3.1 向上收拢的三腿式软着陆机构

向上收拢的三腿式软着陆机构主要应用在质量较轻的探测器上。美国勘察者系列探测器采用了向上收拢的三腿式软着陆机构^[3]。

探测器发射前，着陆腿呈向上收拢状，能较好地满足运载火箭整流罩的尺寸要求。当探测器进入奔月轨道后，地面站发送指令，展开机构的火工装置点火解锁，推动着陆腿运动到工作位置后，再次被锁定^[4]。工作原理见图2。

探测器着陆面积大，则稳定性好。若底部离月球表面距离较小，则缓冲器的工作行程短，冲击加速度较大(约 $15g_n$)。这里， g_n 为地球重力加速度，下文出现的 g_n 的含义也与此相同。该着陆机构的着陆腿是桁架式的，质量较大，但能抵抗较大的横向冲击。相对四腿式软着陆机构而言，三腿式软着陆机构系统冗余小，可靠性略低。

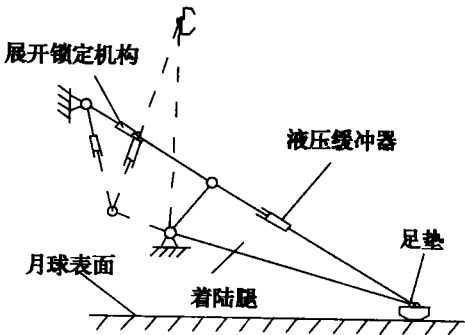


图2 向上收拢的三腿式软着陆机构的收拢和展开状态
注：图中虚线为收拢状态，实线为展开状态

3.2 向下收拢的四腿式软着陆机构

随着探测器质量越来越大，诸如月球17号(见图3)、月球24号(见图4)、欧洲月球2000(见图5)、阿波罗登月舱(见图6)等探测器陆续采用了向下收拢的四腿式软着陆机构。其组成与三腿式基本相似，不同的是该软着陆机构的着陆腿采用了轻型杆状，而不是质量较大的桁架式结构。

月球17号是第一个带有月球车在月球表面着陆的探测器^[5]，月球车在月球表面行走了约

10km；而月球-24号的任务是在月球表面取样并返回。

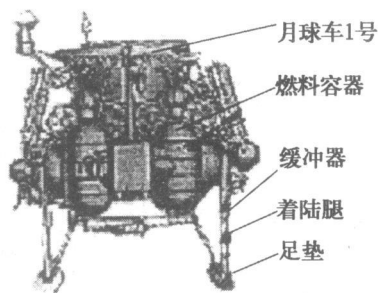


图3 发射状态的月球-17号

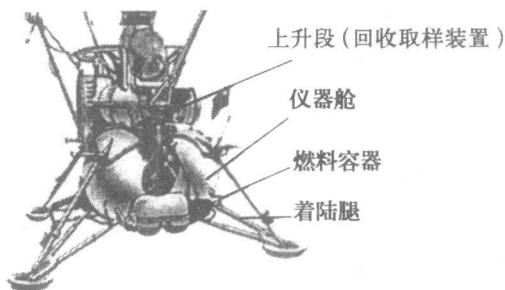


图4 月球-24号着陆月球表面工作图

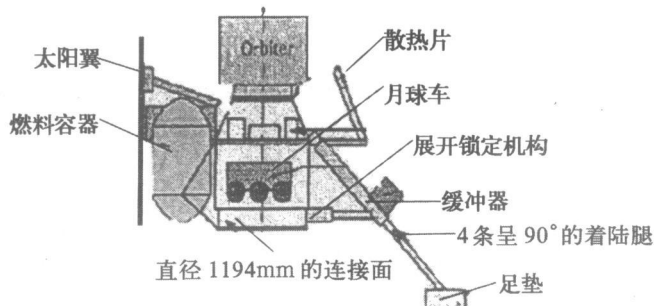


图5 欧洲月球2000探测器

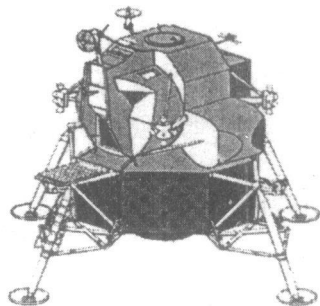


图6 首次载人登月成功的阿波罗11号

欧洲月球2000带有3台微型月球车，探测器总质量较大(2900kg)。软着陆机构每条腿的上端都固定在探测器主圆柱体顶部的边缘^[6]。阿波罗登月舱和欧洲月球2000相似，其软着陆机构如图7所示。

四腿式软着陆机构的工作原理同三腿式软着陆机构的工作原理相似(如图8所示)。探测器发射前，软着陆机构处于虚线位置，即收拢状态。当探测器进入奔月轨道后，地面站发送指令，展开锁定机构推动着陆腿运动到工作位置(实线位置)后被再次锁定^[7]。足垫接触到月球表面吸收部分冲击能量(主要是水平方向的)，大部分能量都由安装在主支撑杆件上的缓冲器吸收。4条着陆腿具有着陆更稳定的优点，即使在月球表面不平整的情况下也能保持探测器的正常工作。展开后与月球表面夹角较大，增加了着陆的面积，保证了着陆稳定性。着陆腿主承力结构是一杆件，结构简单，质量轻，但抵抗横向冲击较差。

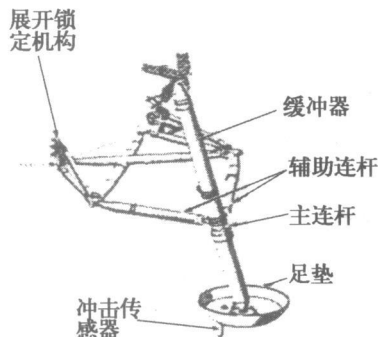


图7 阿波罗登月舱软着陆机构

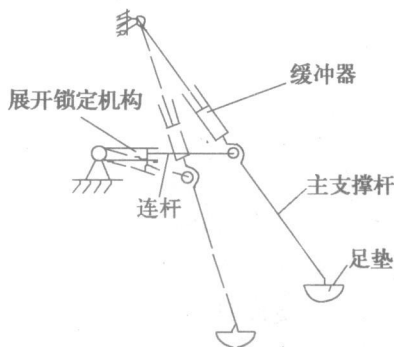


图8 向下收拢的四腿式软着陆机构收拢和展开状态

注：图中虚线为收拢状态，实线为展开状态

3.3 不可收拢/展开的四腿式软着陆机构

前苏联的载人登月舱 L3M 是为载人登月而研制的,如图 9 所示。它最大特点是软着陆机构的四条着陆腿呈 90° 固定在登月舱底部,发射和着陆时都处于不可收拢和展开的状态。

不可收拢/展开式软着陆机构中没有展开锁定机构,结构相对简单。但由于火箭整流罩的尺寸限制了着陆腿间的跨距,所以该机构的着陆稳定性比可收拢/展开式的差,目前软着陆机构都采用可收拢/展开式的。

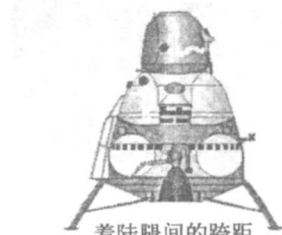


图9 前苏联 L3M 载人登月舱

4 展开锁定机构和缓冲器的特点分析

软着陆机构的主要功能是对探测器实施缓冲和着陆后的支撑。软着陆机构能否有效展开,缓冲器能否吸收冲击能量是决定软着陆机构功能完成的两个重要前提。

4.1 展开锁定机构

展开锁定机构的驱动方式主要有:电机驱动、弹簧驱动和液压驱动。

1) 对于电机驱动的展开锁定机构,电机一般安装在固定构件上,直接驱动主动件或者通过传动使着陆腿展开。这类展开锁定机构的特点是便于控制,展开过程平稳、冲击较小,可实现着陆腿同步或者异步展开。但由于引入了电源、电控等部件,展开锁定机构系统趋于复杂。

2) 弹簧驱动就是在杆件节点处设置弹簧,弹簧在着陆腿收拢时产生弹性能。当着陆腿被解锁后,通过释放弹性能而驱动着陆腿同步运动。这类驱动的特点是系统相对独立、可靠性高,但展开过程平稳性不易控制。最新的改进型在展开终了位置增加一个缓冲器吸收冲击能量,以减小冲击对探测器姿态的影响。

3) 液压驱动的展开锁定机构,其工作原理与弹簧驱动的展开锁定机构工作原理相似。和弹簧驱动的展开锁定机构相比,液压驱动的展开锁定机构展开过程较为平稳。但液体介质的引入会使得液压系统变得复杂。太空环境对液压系统的密封和温度的影响将影响到展开锁定机构的可靠性。

除了上述主要驱动方式外,还有其它的展开驱动方式。如采用特定的柔性材料,利用其“弹性范围内压缩变形储存能量,解锁后依靠材料自身的变性能恢复原状”的原理进行展开过程的驱动。

4.2 缓冲器

缓冲器是软着陆机构的关键和核心部件。它的主要作用是吸收着陆器与月面碰撞的冲击能量。目前软着陆机构上采用的缓冲器主要有液压缓冲器,蜂窝铝缓冲器和磁流变液缓冲器。

探测器软着陆机构的液压缓冲器与普通工业级的液压缓冲器有较大的区别。液压缓冲器的液体密封在缓冲器的缸体内部(如图 10 所示),不会外流;缓冲器吸能时液体向两侧流动。普通工业级的缓冲器液体一般被认为是不可压缩的,而月球探测器软着陆机构的缓冲器液体是可压缩的。例如,美国勘察者号的缓冲器液体中加入了硅树脂,增强了液体的可压缩性。当探测器着陆月球表面时,着陆腿受外力 F 的作用推动活塞运动,液体流经阻尼孔,从而产生所需的缓冲阻尼力。假设活塞运动到位置 A 时,全部冲击能量被吸收,这时由于被压缩的液体反弹。推动活塞反向运动,最后使得探测器姿态恢复。

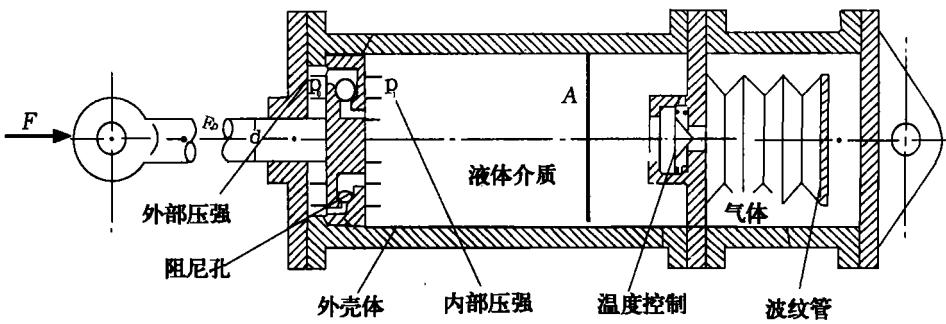


图 10 液压缓冲器

液压缓冲器具有缓冲过程平稳、中途没有反弹的优点。由于液压缓冲器缓冲吸能后具有可恢复性，所以液压缓冲器在月球软着陆机构中得以广泛应用。美国勘察者系列和前苏联的月球-16、17、20、24号上使用的这种缓冲器，都获得了成功。但是液压缓冲器必须很好地解决缓冲器的密封和温控问题。

蜂窝铝缓冲器(如图 11 所示)通过压缩内筒中的蜂窝铝材料，产生永久变形来吸收冲击能量。它具有质量轻、缓冲行程长、工作可靠等优点，该缓冲器在阿波罗登月舱和欧洲月球 2000 的软着陆机构中得以应用。但蜂窝铝缓冲器的缓冲阻尼性能不稳定、受力不易控制、最大的缺点是蜂窝铝变形后不可恢复。

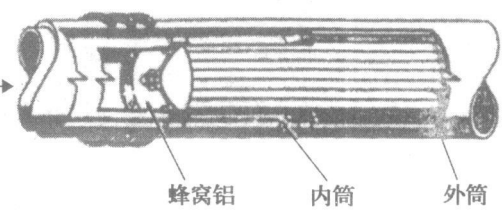


图 11 蜂窝铝缓冲器

磁流变液缓冲器是利用“电磁场变化改变液体粘度从而得到所需缓冲阻尼力”的原理来实现着陆缓冲的。磁流变液缓冲器具有体积小、液体的粘度能够连续可逆变化、缓冲后可以恢复等优点，可通过计算机程序控制使用。但磁流变液缓冲器目前在航天领域尚处于研制阶段，技术还不够成熟。随着该技术的不断成熟，在未来的月球软着陆机构缓冲器设计中，磁流变液缓冲器将是一个重要的选择。

液压缓冲器，蜂窝铝缓冲器和磁流变液缓冲器的综合比较参见表 2。

表 2 缓冲器特点的综合分析比较

项目	缓冲器类型		
	液压式	蜂窝铝(可压缩材料)	磁流变液
自身质量	质量较大	质量轻	质量轻
缓冲介质	硅油(有一定压缩性的液体)	蜂窝铝(可压缩材料)	有压缩性的液体
结构复杂度	一般	简单	较复杂
缓冲效果(冲击加速度)	缓冲时输出加速度较大, $10\sim 15g_n$	缓冲时输出加速度较小, $5g_n$	尚处于研制阶段
着陆后姿态的可调整性	姿态可调整	姿态不可调整	姿态可调整
缓冲性能的稳定性	好	差	好
对环境温度的敏感性	较敏感, 需温控	不敏感	一般

5 软着陆机构综合分析

月球探测活动经历了“绕月飞行 月球表面硬着陆 月球表面软着陆 月球表面软着陆并取样返回 载人登月并返回”的发展历程。软着陆缓冲装置也由起初的气囊缓冲装置发展为软着陆机构，随着探测器质量的增加，软着陆机构的形式都趋向于四腿、向下收拢。月球探测器软着陆机构的综合分析见表 3。

表 3 月球探测器软着陆机构的综合分析

软着陆机构	所应用的典型探测器	探测器的有效载荷	着陆腿	足垫	缓冲器	展开锁定机构	着陆性能指标			特点
							垂直速度 /(m/s)	水平速度 /(m/s)	响应加速度	
向上收拢三腿式	勘察者系列	科学探测仪器, 总质量较小	3 腿, 桁架式, 质量大, 结构较复杂	尺寸较大, 蜂窝铝材料	液压缓冲器, 行程较小	向上收拢, 连杆式	0~ 4	0~ 2	$\leq 15g_n$	着陆机构质量大, 抵抗横向冲击力强, 缓冲行程小, 对探测器冲击大
向下收拢四腿式	月球-24	取样装置、科学仪器、上升段	4 腿, 桁架式, 质量大, 结构一般	尺寸较大, 可压缩材料	液压缓冲器, 行程较小	向下收拢, 连杆式	0~ 3	0~ 1.5	$\leq 10g_n$	着陆机构质量大, 抵抗横向冲击力强, 缓冲行程小, 对探测器冲击大
	欧洲月球 2000	3 台月球车, 科学探测仪器, 总质量较大	4 腿, 单根主杆, 质量轻, 结构简单	尺寸较大, 蜂窝铝材料	蜂窝铝缓冲器, 缓冲行程较大	向下收拢, 展开后起到辅助连杆的作用	0~ 4.5	1~ 1.5	$\leq 5g_n$	着陆机构质量小, 缓冲行程大, 但抵抗横向冲击弱
	阿波罗登月舱	宇航员, 月球车, 返回燃料, 科学仪器, 总质量很大	与欧洲月球 2000 相似	尺寸较大, 刚性材料	蜂窝铝缓冲器, 缓冲行程较大	向下收拢, 两套并联展开连件	0~ 6	0~ 2	$\leq 6g_n$	足垫, 是刚性材料, 横向冲击能量的吸收减少, 抵抗横向冲击力弱
不可收拢/展开式	前苏联 L3M 登月舱	宇航员, 返回燃料, 科学仪器, 总质量大	4 腿, 结构简单	尺寸较小, 刚性材料	液压式	不可收拢/展开	0~ 4	0~ 1	$\leq 10g_n$	没有展开机构, 着陆面积小, 稳定性较差

6 结论

月球探测器软着陆技术经过 40 多年的发展，从早期的气囊式缓冲装置发展到后来的软着陆机构。随着各种技术水平的提高，软着陆机构在很多方面都取得了发展。

1) 在缓冲吸能方面，液压缓冲器、蜂窝铝缓冲器是当前应用较多的缓冲器形式。磁流变液缓冲器将是未来缓冲器的一个发展方向。液压缓冲器可用于着陆后的姿态调整与复位；而蜂窝铝的缓冲效果好，冲击加速度可以控制在 $5g_n$ 以下，但是不能实现着陆后的姿态调整与复位，适用于质量较大的探测器着陆。

2) 月球表面环境比地球表面恶劣的多, 密封和温控问题是液压缓冲器设计的关键技术难题。液压缓冲器的液体吸能介质将向着高凝固点、高沸点、弹性效果更好的方向发展; 液压缓冲器壳体的材料向着绝热性能更好的方向发展, 这将使得月球表面温度的变化对液体介质影响更小。

3) 桁架式结构的着陆腿最大特点是抵抗冲击时, 其稳定性比杆式着陆腿强, 而且能抵抗较大的横向冲击, 但质量较大; 而杆式着陆腿质量轻。着陆腿逐渐趋于采用低密度、高强度复合材料。

4) 为了减小展开机构的冲击对探测器姿态的影响, 着陆腿的展开机构由过去的弹簧驱动或液压驱动向着展开更平稳的复合驱动(弹簧与液压), 甚至是记忆合金驱动方向发展。

5) 随着月球着陆制导技术的发展, 着陆点的控制精度越来越高, 横向冲击将变弱。主要用于吸收横向冲击能量的足垫, 其材料将由目前的蜂窝铝(冲击变形后不可恢复), 向着低密度的刚性材料方向过渡。

参 考 文 献

- 1 Taylor Inc Investigation of The Application of Airbag to Provide Soft landing AIAA 2001-2045, 2001
- 2 邓宗全. 微小型航天着陆器技术初探. 导弹与航天运载技术, 2003, 262(2): 1~6
- 3 Sperling F B. The Surveyor Shock Absorber AIAA N50-17368, 1964
- 4 Milton Beilock. Surveyor Lander Mission Capability, NASA N64-28969, 1964.
- 5 Lavochkin The Lunokhod unmanned lunar surface rover NASA 1976-081A, 1976.
- 6 Nelson M Inc The progression of EuroMoon 2000 NASA1996-78, 1996.
- 7 Finzi A E, Vasile M. Optimal Trajectory Attitude Manoeuvres for apollo Missions. IAF-98-A410, 1998.

作者简介

刘志全 1963年生, 1996年获哈尔滨工业大学机械专业博士学位, 1998年西北工业大学力学博士后出站。研究员、博士生导师、“神舟”飞船副主任设计师。主要研究方向: 航天器机构研究。曾获省部委级科技进步一等奖1项、二等奖2项。

黄传平 1974年生, 1998年毕业于武汉理工大学机械设计与制造专业, 中国空间技术研究院硕士研究生。研究方向: 航天器结构设计与分析。

Review of the Development of Soft-landing Mechanisms for Lunar Explorations

Liu Zhiquan Huang Chuanping

(China Academy of Space Technology, Beijing 100094)

Abstract Soft-landing is the key technique for lunar exploration. The development of soft-landing mechanisms for lunar explorations is reviewed, and the structures, principles and characteristics of soft-landing mechanisms are analysed. Analyses of the characteristics of different deployment mechanisms and snubbers on soft-landing mechanisms are carried out. The development tendencies of the soft-landing mechanisms for lunar probe are predicted.

Subject Term Lunar probe Soft landing Snubber Deployable mechanism