

文章编号: 1004-7182(2006)04-0031-06

国内外月球着陆器研究状况

王 闯, 邓宗全, 高海波, 刘荣强

(哈尔滨工业大学机电工程学院, 哈尔滨, 150001)

摘要: 对国内外已经发射成功的和正在研制的典型月球着陆器作了详细的论述, 分析了它们的结构特点。结合国内月球探测的具体情况, 提出了适合月球探测的着陆器结构构想。

关键词: 月球着陆器; 框架结构; 深空探测器

中图分类号: V423..6 **文献标识码:** A

Development Status of Lunar Landers

Wang Chuang, Deng Zongquan, Gao Haibo, Liu Rongqiang

(School of Mechatronic Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin, 150001)

Abstract: Lunar landers successfully launched or being developed are expatiated on with their configurations and characteristics analysed. Considering the condition of China lunar exploration, a plan for its lunar lander's configuration is proposed.

Key Words: Lunar lander; Frame configuration; Deep space probe

1 背景

月球作为距离地球最近的天体, 自古以来一直吸引着人们, 使人们产生了无限的遐想。直到 17 世纪中叶伽利略发明望远镜以后, 人们才开始慢慢地揭开了她神秘面纱。但人们对她有较深刻的认识和近距离的接触则是 20 世纪 50 年代以后, 这主要得益于美国和苏联两个超级大国为争夺空间霸权而掀起的深空探测竞争。随着社会的发展、科技的进步, 能源问题和可持续发展成了整个世界共同关注的问题。而月球上蕴含着极其丰富的资源, 同时还是理想的天文观测基地, 甚至对军事和政治也有很大的潜在价值。因此月球探测再次成为各个国家关注的焦点。美国在 20 世纪 90 年代初提出了重返月球的计划, 各个空间大国紧随其后也都制定相应的探测计划^[1-3]。中国作为航天大国之一, 在 2000

年 11 月发表了《中国的航天》白皮书, 明确指出要“开展以月球探测为主的深空探测预先研究”。特别是近几年国家在系列载人飞行任务中取得了巨大的成功, 使得人们有信心更有能力开展月球探测。

月球表面环境极其恶劣, 没有大气, 近于真空状态, 且是一个辐射很强的环境。月球的表面引力只有地球的 1/6。月面无液态水, 太阳光照射的月面温度可达 130~150℃, 夜间温度则下降到-160~-180℃。

要想对月球进行近距离乃至实地勘察, 着陆器是不可缺少的载体, 同时由于月球表面特殊的环境, 又限制了着陆器的构型和材料的选取。本文旨在系统地介绍国内外在此方面的研究成果, 并针对国内的探月计划提出相应的着陆器结构方案。

收稿日期: 2005-10-20

作者简介: 王 闯(1980-), 男, 博士研究生, 主要从事宇航空间机构和行星探测着陆器研究

2 国内外的主要研究状况

人类对月球的探测经历了4个阶段：第1阶段为1959年以前，人类通过肉眼或望远镜对月球进行观察；第2阶段为1959~1976年，苏联和美国展开了以月球探测和研究为中心的空间科学和技术的激烈竞争。苏联发射了luna系列（1959~1976年）和Zond系列（1965~1970年）探测器，美国发射了Ranger系列（1961~1965年）、Surveyor系列（1966~1968年）、Lunar Orbiter系列（1966~1967年）和Apollo系列（1963~1972年）探测器，取得了包括载人航天、载人登月等划时代的成就。这一阶段总共成功发射了45枚月球探测器，其中美国占25枚，苏联占20枚；第3阶段为1976~1994年，这段时间是月球探测的低潮；第4阶段为1994年至今，美国提出了重返月球的计划，并于1994年发射Clementine宇宙飞船，揭开了新一轮探月高潮的序幕。

现阶段国内的探月工程计划——嫦娥计划已经全面启动，正在进行第2阶段月球实地勘测的各项技术验证与攻关，下面主要对国内外月球探测过程中成功实现软着陆或正在研制的典型着陆器作详细的论述。

2.1 Luna 2

Luna 2如图1所示，是人类历史上第1个成功降落（撞击）到月球表面的着陆器，由苏联在1959年9月12日发射成功。Luna 2具有球状的外形，本身没有推进系统，它的5个天线突出在一个半球上，仪器端口伸出在球面之外。搭载仪器包括：闪烁计数器、盖格计数器、磁力计、微小陨石探测器和苏联国徽。该探测器是直接撞击到月球表面的，而不是软着陆^[4]。

2.2 Ranger

Ranger系列探测器如图2所示，是由美国在1961~1965年首次发射的硬着陆月球的探测器，该系列探测器设计为直接朝向月球飞行，并在碰撞前获取月球表面照片。Ranger7~9的基座由跨距1.5 m的正六边形框架组成，推进系统和能量单元安装在基座上，基座上上部是塔状的截锥（截掉顶部的圆锥），电视摄像机位于截锥的顶部。从基座相反方向展开的太阳能帆板的展开长度达4.6 m，盘状高

增益天线铰接在远离太阳能帆板的基座交点处，圆柱形的全方位天线安装在截锥塔的顶部，整个探测器高3.6 m^[5~7]。

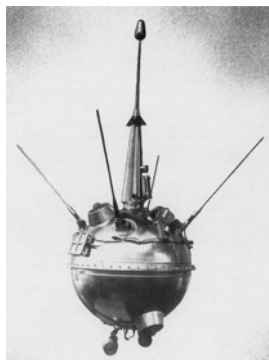


图1 Luna 2

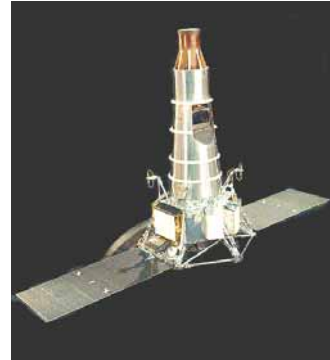


图2 Ranger7

2.3 Luna 9

Luna 9如图3所示，是人类历史上第1个实现月球表面软着陆并传回图像数据的探测器，由苏联在1966年1月31日发射成功。Luna 9由4个花瓣外壳组成的密闭容器构成。搭载仪器包括：无线电设备、程序定时装置、热控装置、科学仪器、能源和电视系统。这些装置密封在一个容器中，探测器总重99 kg。着陆后4个花瓣外壳自动张开并露出其中的仪器。弹簧控制天线可以确定工作位置。电视摄像系统可以通过旋转和倾斜的方式观察并拍摄月面环境。7个无线电部分总共传回485 min数据，这些数据处理后可以得到Luna 9着陆点附近的全景照片，这些照片可以反映出着陆器附近的岩石和1.5 km范围内的月球表面情况^[8~10]。

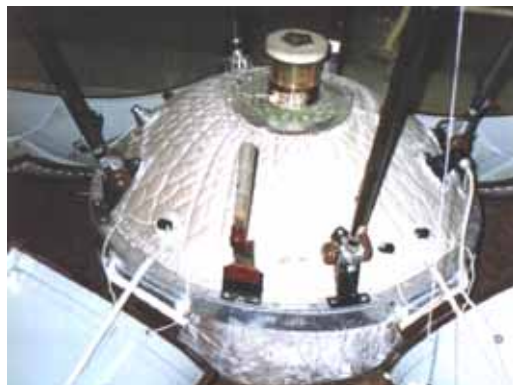


图3 Luna 9

2.4 Surveyor 1

Surveyor 1如图4所示，是美国于1966年5月

30 日成功发射的第 1 个软着陆于月球的着陆器, 该次任务的主要目的是为后继的 Apollo 系列载人登月探测任务提供必要的技术支持。Surveyor 1 主体采用空间框架结构 (见图 4 右), 此空间结构基于在顶点连接的 6 个四面体组成, 其上下两个平面均为正六边形结构, 基体框架采用厚壁铝管, 三角架的侧面通过相互连接的支撑臂为能源、通讯、推进、飞行控制和载荷系统提供支撑。三角架的顶部中心处伸出一个 1 m 高的桅杆。3 个可折叠着陆腿铰接

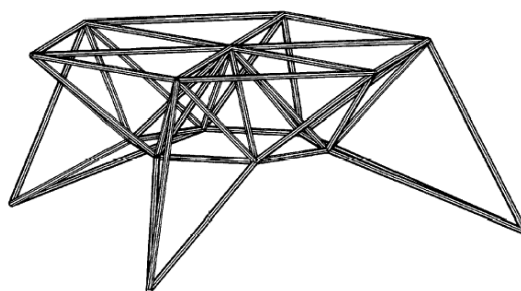
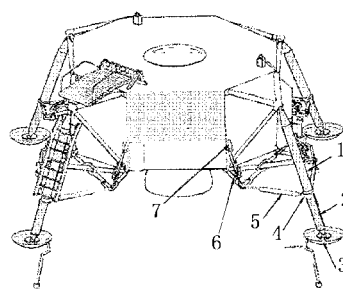


图 4 Surveyor 1

2.5 Apollo 11

Apollo 系列载人着陆器实现了人类登陆月球的梦想, 其中的 Apollo11 是人类历史上第 1 个载人月球着陆器 (见图 5), 由美国于 1969 年 7 月 16 日发射, 并于 7 月 20 日成功着陆月球表面。美国宇航员 Neil Armstrong 在月球表面留下了人类的第 1 个脚印, 并发出: “这是我个人的一小步, 但却是全人类的一大步 (That's one small step for (a) man, one giant leap for mankind)” 的感言。Apollo11 由登月舱、命令舱和服务舱组成。其中登月舱 (着陆器) 又包括上升级和下降级。上升级位于下降级的上部, 实现

探测任务完成后宇航员及收集到的月球样品的返回。下降级由正八棱柱状的框架结构组成, 如图 5 右所示, 着陆器由 4 个带有圆形着陆脚的可折叠主着陆腿支撑, 其一端与伸出棱柱面的 4 个桁架连接, 另一端与可折叠的辅助支撑臂连接。每个着陆腿和辅助支撑腿均由铝结构组成, 它们一起用于缓冲和吸收冲击能量。柱段高 1.7 m, 棱柱端面跨度 4.2 m, 整个结构的基体材料均采用铝, 接头部分采用钛合金加强。主着陆腿和辅助支撑腿均采用多级铝蜂窝结构用于吸收冲击能量^[12-15]



- 1—主着陆腿
- 2—主着陆腿支撑
- 3—着陆脚
- 4—辅助支撑臂
- 5—接触探针
- 6—缩紧支杆
- 7—缩紧展开机构

图 5 Apollo 11

2.6 Luna 16

Luna 16 如图 6 所示,是继美国 Apollo11, 12 后,由苏联于 1970 年 9 月 12 日成功发射的月球着陆器,软着陆于月球表面并实现了采样返回,它是人类历史上第 1 个实现自动采样并返回的探测器,也是第 1 个在月球背面实现着陆的探测器。Luna16 由上升级和下降级两部分组成,下降级具有柱状的外形,包括外凸的 4 个着陆腿、燃料箱、着陆雷达和双联下降发动机,下降级上还装备有带有钻机的可伸缩机械臂,用于钻研月球表面并收集月壤样品,上升级安装在下降级的顶部,整个装置高 3.1 m,最大包络直径 3.3 m^[16]。

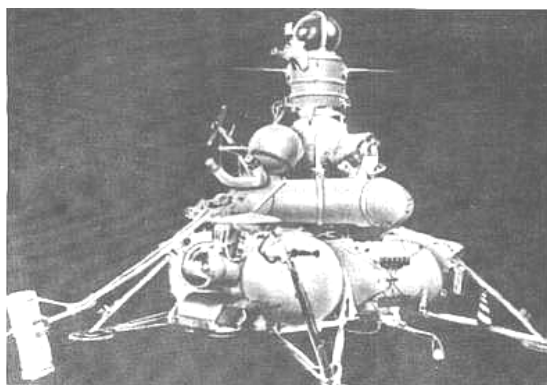


图 6 Luna 16

2.7 EuroMoon2000

欧洲航天局 (ESA) 及其它一些国家也提出了一些月球着陆器的概念设计方案,图 7 为欧洲航天局计划发射的 EuroMoon2000 月球着陆器概念设计图。它的主体框架由上下两个支撑板、中间圆柱形月球车舱和 4 个间隔 90° 并沿圆周方向均布的着陆腿组成。下支撑板为直径为 1.194 m 的铝环,用于与 Ariane-4 火箭连接。中间圆柱形月球车舱直径为 1.1 m,高 1 m,为薄铝板 and 铝波纹板交替排列成的夹层结构。锥形管与上支撑板相连,所用材料 and 中间圆柱形月球车舱相同,高 500 mm。圆锥管的上端面直径为 937 mm 的铝环,用于和轨道器的连接。4 个缓冲腿支撑整个结构,每个缓冲腿都是由 3 支杆结构组成,着陆冲击的衰减是通过缓冲腿内部的多级可压缩蜂窝结构来实现。围绕着中心圆柱均匀分布着 4 个双元推进剂容器、4 个 400 N 轴向推进

器、4 个 200 N 侧向推进器。着陆器外表面有 8 个环形排列、从上方观察形成八角形的太阳能电池帆板,这种排列可以使着陆器在月球极地着陆后,能够利用来自任何一个方向的太阳能产生电能,为在月球表面进行科学试验提供能源保障。在着陆过程中,1 个雷达测高仪和 1 个可旋转 16° 的照相机共同为可视导航系统提供月面信息。安装在着陆器上的另一个全景照相机可为地面控制小组提供方向信息。EuroMoon 2000 能把加速度峰值衰减到 7.5 g,可在坡度不超过 15° 的月球表面着陆^[17~19]。

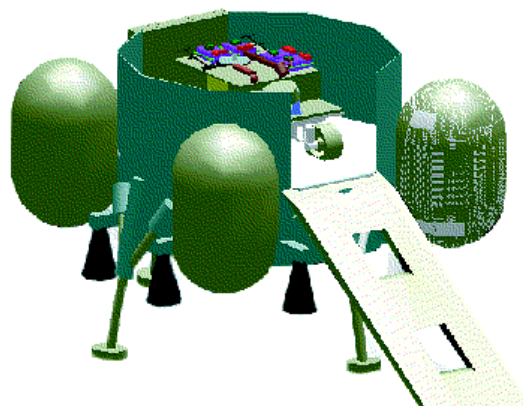
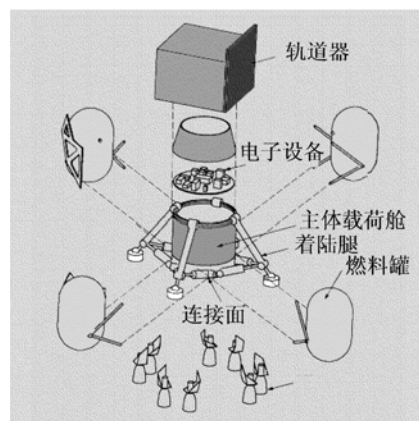


图 7 EuroMoon 2000

国内对月球着陆器的研究还处于起步阶段,相关的成果报道及文献很少,哈尔滨工业大学成功研制了一种三支撑月球着陆缓冲装置(图 8),并对其进行了机械动力学建模与分析,该模型由 3 个着陆腿组成,每个着陆腿分别又由 3 个可以沿轴向伸缩结构构成,通过合理的配置缓冲材料,该结构可以有

效地消耗来自横向的和垂直方向的冲击载荷,实现着陆器的平稳着陆^[20~22]。

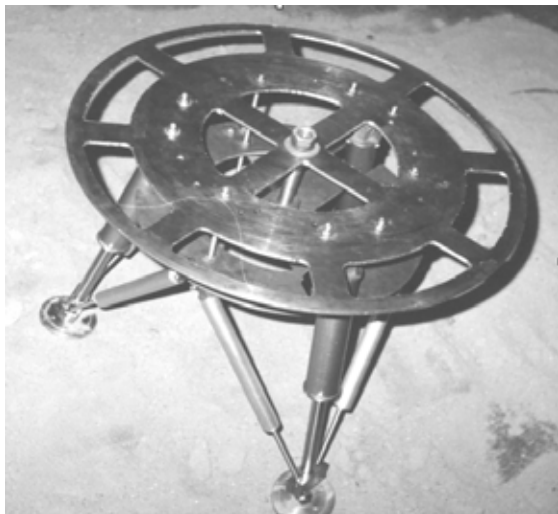


图8 三支撑月球着陆器

3 月球着陆器结构构想

由以上内容可见,着陆器主要由推进分系统、热控分系统、载荷舱分系统、结构与机构分系统、测控与数传分系统、电源分系统等组成。

推进分系统主要包括主发动机、姿控、微调发动机和燃料储罐。由于燃料质量占整个着陆器质量的很大部分,为了保证着陆过程的稳定,主发动机及燃料储罐布置在着陆器的底部。

热控系统主要用于为着陆器内部的探测仪器,设备提供一个恒定的温度环境以使它们不受外界环境的影响而工作。测控及数传分系统用于数据的测量及与地面的通讯工作。电源分系统用于为着陆器系统提供能源。

载荷舱分系统主要用于搭载月球探测车及其它探测设备,保护它们在发射和着陆过程中不受损坏,并在着陆成功后释放月球探测车到月球表面,以使月球车完成更大范围内的实地探测。载荷舱的布置形式有3种,即居中式、侧挂式和置顶式。由于居中式布置时载荷舱空间受到燃料储罐的限制,使得月球车出舱非常困难且设计比较复杂,所以这种出舱方式很少采用;侧挂式即为把载荷舱侧挂在着陆器的侧板上,着陆成功后舱板沿侧向放倒,随后月球车可以自行行驶到月球表面上,这种方案的

优点是月球车释放过程简单,但由于其侧挂在着陆器侧面,需要对称位置设计平衡负载,且在发射和着陆段月球车受力比较复杂;置顶式即为把载荷舱布置在着陆器框架的内部,燃料储罐的上部,着陆成功后先释放悬梯,然后月球车自行从悬梯上驶下,其优点是有效载荷重心和着陆器重心几乎在一条铅直线上,这样发射阶段和着陆阶段受力简单,其缺点是载荷舱距离月面较高,为悬梯的设计和月球车的释放过程带来一定的难度。最终采用哪种方案,还需要对此3种方案做更深入更细致的研究。

结构与机构分系统主要是指着陆器的构形和缓冲结构形式,即采用什么样的着陆器框架结构方式和采用什么样的缓冲模式。从前面的论述可以发现,已经发射成功的或正在研制的月球着陆器构形主要采用框架式(Apollo系列、Surveyor系列、Luna 16)和板式(EuroMoon 2000),其中已发射成功的大型探测任务均采用框架式结构。这主要是因为框架式结构具有高的材料利用率、高的整体结构强度,并可实现着陆器发射状态的折叠,且有利于结构优化,因此是首选的方案。框架式结构又可以分为三腿式、四腿式以及更多腿式。三腿式结构是最简单最有效的着陆器构形,较适合于小型的月球探测任务中,但其缺点是月球表面着陆时的地面适应能力略显不足;五腿甚至更多腿式结构质量较重,不适合应用于月球探测中;考虑到国内月球探测任务的持续性及继承性,四腿式结构更具有适应性。对于着陆器的缓冲模式由前述资料可以发现,月球着陆器均采用机械式的缓冲结构方案,这主要是因为月球表面呈超真空状态,昼夜温差大(白天太阳直射部分温度可达130~150 °C,夜间可降到-160~-180 °C),所以只能采用反冲火箭减速配合机械式缓冲而不能采用其它的如减速伞式减速装置或气囊式减速装置减速,由此可见我国的月球着陆器缓冲装置也必将采用这种方式。由于铝蜂窝结构具有较高的比吸能和较宽的温度适应性,因此在月球着陆器中得到了广泛的应用。近些年来出现了很多高性能的新型缓冲材料,如薄壁复合材料、薄壁金属材料、泡沫材料、磁流体阻尼材料、金属橡胶等,它们有可能应用在类似月球着陆器缓冲结构的工作环境中,有关这方面的研究还有很多工作要做。

4 结束语

随着探月工程的全面启动,将会在不久的将来实现对月球的实地勘测。着陆器作为月球探测有效载荷的载体,是探月过程中关键的技术要素。美国和苏联在这方面有非常成功的经验,本文旨在介绍它们成功的经验和设计方法,为月球着陆器设计提供借鉴与参考。

参 考 文 献

- 1 Foing B H. The moon as a platform for astronomy and space science[J]. Adv. Space Res. 1996, 18(11):17~23.
- 2 Bruns J O, Mendell W W. Future astronomical observatories on the moon[R]. Nasa CP 2489. 1989.
- 3 Shkuratov, Yuriy G, Kaydash, Vadym G, Opanasenko, Nickolaj V. Iron and titanium abundance and maturity degree distribution on the lunar nearside[J]. Icarus, 1999, 137(2): 222~234.
- 4 Luna 2[OL]. NSSDC ID:1959-014A. <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/database/MasterCatalog?sc=1959-014A>.
- 5 Ranger 7[OL]. NSSDC ID:1964-041A. <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/database/MasterCatalog?sc=1964-041A>.
- 6 Ranger 8[OL]. NSSDC ID:1965-010A. <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/database/MasterCatalog?sc=1965-010A>.
- 7 Ranger 9[OL]. NSSDC ID:1965-023A. <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/database/MasterCatalog?sc=1965-023A>.
- 8 Luna 9[OL]. NSSDC ID:1966-006A. <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/database/MasterCatalog?sc=1966-006A>.
- 9 Basilevsky A T, Linkin V M. Lunar rover sample return: lunokhod/luna heritage and perspective[J]. Advances in Space Research, 1996, 18(11):83~89.
- 10 Kehrbaum J M, Marshall M F. Synergistic options for an earth to luna freighter[C]. Proceeding of Space 90 April 22-26, 1990, 1:636~645.
- 11 Surveyor 1[OL]. NSSDC ID: 1966-045A. <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/database/MasterCatalog?sc=1966-045A>.
- 12 Apollo 11 lunar module/EASEP[OL]. NSSDC ID: 1969-059A. <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/database/MasterCatalog?sc=1969-059A>.
- 13 Extended duration lunar lander[OL]. Submitted to: Dr. George W. Botbyl. Department of Aerospace Engineering University of Texas at Austin. Selenium Technologies. 1995, 3. Executive Summary. <http://www.tsgc.utexas.edu/archive/design/lander/>.
- 14 The lunar module descent stage[OL]. <http://www.Apollo-saturn.com/Lmnr/descent.htm>.
- 15 U Blanchard lysse J. Full-scale dynamic landing-impact investigation of a prototype lunar module landing gear[R]. Nasa Technical Note D-5029, 1969-03:1~41.
- 16 Luna 17/Lunokhod 1[OL]. NSSDC ID: 1970-095A. <http://nssdc.sfc.nasa.gov/database/MasterCatalog?sc=1970-095A>.
- 17 Lander design[OL]. <http://esapub.esrin.esa.it/br122/br122led.htm>.
- 18 Parkinson R C. The use of system models in the EuroMoon spacecraft design[J]. Acta Astronautica. 1999, 44(7~12): 437~443.
- 19 Wubbo J O. EuroMoon 2000 a plan for a european lunar south Pole expedition[J]. Acta Astronautica. 1997, 41(4~10): 579~583.
- 20 邓宗全, 王少纯等. 微小型航天着陆器技术初探[J]. 导弹与航天运载技术, 2003, (2):1~6.
- 21 王少纯, 邓宗全, 高海波等. 微小型月球着陆器冲击隔离着陆腿研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2004, (2): 180~182.
- 22 Deng Z Q, Wang S C, Hu M, et al. Vibration analysis and simulation research for the lunar lander[C]. Eleventh World Congress in Mechanism and Machine Science, Tianjin, 2004, 1~5:566~570.