深空探测学报(中英文)
Journal of Deep Space Exploration

动能侵彻式星壤物性原位触探技术研究进展

姜生元，张伟伟，杨宇彬，李红浪，贺怀宇，张　，黄江川，邓宗全

Research Progress of Penetration and In-Situ Detection of Planetary Regolith Physical Properties

JIANG Shengyuan, ZHANG Weiwei, YANG Yubin, LI Honglang, HE Huaiyu, ZHANG He, HUANG Jiangchuan, and DENG Zongquan

在线阅读 View online: https://doi.org/10.15982/j.issn.2096-9287.2022.20191106001

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

“长征五号”火箭助推器关键技术及方案设计
General Scheme and Key Technology of Long March 5 Launch Vehicle Booster
深空探测学报(中英文）. 2021, 8(4): 362-371

“长征五号”系列运载火箭总体方案与关键技术
General Scheme and Key Technology of Long March 5 Launch Vehicle
深空探测学报(中英文）. 2021, 8(4): 335-343

月球极区水冰资源原位开发利用研究进展
Reseach Prospects of Lunar Polar Water Ice Resource In-Situ Utilization
深空探测学报(中英文）. 2020, 7(3): 241-247

小行星探测电推进系统方案研究
Study on the Electric Propulsion System for Asteroid Detection
深空探测学报(中英文）. 2018, 5(4): 347-353

引力波探测科学任务关键技术
Key Technologies for Space Science Gravitational Wave Detection
深空探测学报(中英文）. 2020, 7(2): 118-127

基于颗粒单向流动效应的手持式月壤取心装置设计
Design of Handheld Corer for Lunar Regolith Based on Particle Directional Flow Method
深空探测学报(中英文）. 2020, 7(2): 164-170

关注微信公众号，获得更多资讯信息

动能侵彻式星壤物性原位触探技术研究进展

姜生元[1]，张伟伟[1]，杨宇彬[2]，李红浪[3]，贺怀宇[4]，张 熇[5]，黄江川[6]，邓宗全[1]

（1. 哈尔滨工业大学 机器人技术与系统国家重点实验室，哈尔滨 150001；2. 四川航天技术研究院，成都 610100；
3. 国家纳米科学中心，北京 100190；4. 中国科学院 地质与地球物理研究所，北京 100029；5. 北京空间飞行器总体设计部，北京 100094；
6. 中国空间技术研究院，北京 100094）

摘 要： 动能侵彻式原位探测是一种获取星壤剖面结构、物质成分和物性参数的有效技术手段。综述了星壤剖面动能侵彻式原位探测技术的研究现状和发展趋势，提出了动能侵彻式原位触探的关键技术及其解决途径；结合中国未来深空探测总体规划和关键技术攻关需求，提出了适用于月球、火星及小天体的动能侵彻式原位触探方案，为即将实施的地外天体着陆探测工程立项论证和实施提供新方法和新方案。

关键词： 星壤物性；原位触探；动能侵彻

中图分类号： V11 **文献标识码：** A **文章编号：** 2096-9287(2022)02-0114-09

DOI:10.15982/j.issn.2096-9287.2022.20191106001

引用格式： 姜生元，张伟伟，杨宇彬，等. 动能侵彻式星壤物性原位触探技术研究进展[J]. 深空探测学报（中英文），2022，9（2）：114-122.

Reference format: JIANG S Y，ZHANG W W，YANG Y B，et al. Research progress of penetration and in-situ detection of planetary regolith physical properties[J]. Journal of Deep Space Exploration，2022，9（2）：114-122.

引 言

星壤的物理性质和化学组分等基本物性参数及星球地质结构和星表热流等科学数据，是人类认知星球演化、资源分布和生命起源的重要证据[1]。纵观人类已经开展的深空探测活动，从技术实现的难易程度和科学探测的深入程度可分为天文观测、飞掠探测、环绕探测、着陆探测4大类。着陆探测方式是认知地外天体星壤物性最直接、最精准和最有效的途径。从20世纪60年代以来，人类已在月球、火星、小行星等地外天体上实施了30余次着陆接触式探测活动[2-4]，通过就位探测及采样返回物地面分析等手段，为认知星壤物性提供了大量宝贵数据。中国从2000年发布航天白皮书以来，陆续实施了探月、探火等深空探测工程，已经在月面成功实施了3次着陆巡视探测，“嫦娥五号”任务已成功完成了月面返回采样[5-7]。

星球着陆探测又可分为软着陆、硬着陆两种方式。软着陆是指利用发动机反推、大气减速、触地缓冲等手段，使探测器减速至安全阈值内，缓慢降落在星球表面的探测方式。硬着陆是指探测器本体或其分离物通过弹道式飞行方式以较大速度撞击至星球表面的探测方式。硬着陆方式一般伴有较大的着陆冲击，可撞击溅射起星壤物质，也可侵彻至一定深度。硬着陆探测方式体系简约，能大幅度降低任务的复杂度，可由轨道器或着陆器搭载，实现广域、多点分布式的探测，在未来的深空探测领域具有广泛的应用前景。若能采取有效的缓冲措施，在侵彻器内还可搭载科学载荷并使其保持存活状态，实现与星球物质接触状态下的原位探测，本文将这种探测方式称为“侵彻式原位触探”。

继“绕”落”“回”探月工程之后，中国将陆续深化实施面向月球、火星及小行星的着陆探测任务。动能侵彻式原位触探技术具有的优势，可为探月四期、无人月球科研站（基地）、载人登月、火星二期及小行星探测等重大深空探测工程任务提供新方法和新方案。

1）月球深化探测工程（探月四期、载人登月等）：针对月球后续系列探测及月面无人科研站建设与科学探测任务，通过硬着陆动能侵彻潜入方式可实现月球极区水冰物质及月壤综合物性的原位探测，构建月球地震波和月表热流分布式监测网络。还可通过硬着陆侵彻式潜入方式，构建月球分布式导航与定位信标系统，为无人基地装备的多次定点投放、宇航员舱外活动、月球车广域勘查、轨道器精确导航与定位提供技术条件。

收稿日期：2019-11-06 修回日期：2022-01-06

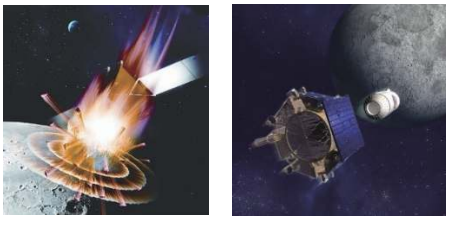
2）火星二期采样返回工程：针对火星二期采样返回工程，可投放多个分布式大气及土壤全剖面综合物性穿探器，实现火星大气及土壤剖面综合物性、水冰物质分布、地表热流、火星地震波等多功能一体化探测，为采样点的科学选择及典型资源的原位利用提供科学依据。

3）小行星附着与采样工程：针对小行星附着与采样探测工程，利用侵彻式潜入方式，可实现弱引力条件下的锚固附着，还可利用动能侵彻式方式，实现次表层砾石堆组构的高效能潜入及次表层星壤物质综合物性的原位勘查。

综上所述，动能侵彻式原位触探技术具有显著优势。本文拟综述国内外动能侵彻式探测的先行案例，分析需要解决的关键技术及途径，并提出月球、火星和小行星动能侵彻式原位触探的实施方案，供国家立项论证和同行专家参考。

1　动能侵彻式原位探测技术现状

硬着陆探测一般分为高速撞击式遥感探测和动能侵彻式原位探测两种模式。高速撞击式遥感探测是指环绕飞行的探测器在燃料耗尽后，实施变轨降落，以较大的末速度撞击至星球表面，溅射起星球物质颗粒和尘埃，通过其它科学载荷对溅射物实施非接触式遥感探测。1999年7月31日，美国的“月球勘探者号”（Surveyor）探测器在燃料耗尽时，按地面指令撞击至月球南极附近；中国的“嫦娥一号”在2009年完成撞月动作；日本的“月神号”（Luna）在2009年6月11日撞月；美国的“半人马座”（Centaurus）火箭在2009年10月9日撞击月球极地永久阴影区陨坑坑底，证明了月球上存在水，高速撞击如图1所示。



（a）撞月卫星　　（b）“半人马座”撞月火箭

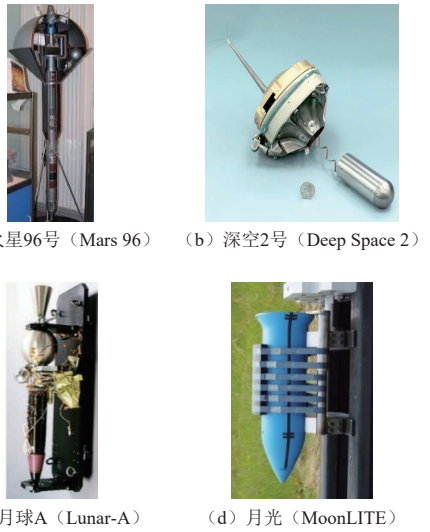
图 1　高速撞击探测模式

Fig. 1　Detection mode of high velocity impact

在动能侵彻式原位探测模式下，轨道器或其它探测器搭载的侵彻器，在分离释放后经过空中飞行、制动减速、姿态调整等阶段后，依靠动能侵彻到星壤预期深度。侵彻过程中需控制侵彻速度保持在安全阈值内，并在侵彻过程中通过冲击防护手段保证科学载荷的存活。侵彻至目标剖面深度后，利用自身携带的科学载荷，对诸如星球土壤力/热/电学特性、化学组成、热流分布等目标实施接触式原位探测。

侵彻器构型具有整体式和分体式两种类型，整体式侵彻器完全侵彻至星壤剖面中，一般需要可伸出天线实现与主探测器通讯；分体式侵彻器的前端和后端采用柔性系缆连接，前端部分侵彻至星壤剖面预定深度，后端部分通过高侵彻阻力构型的作用停留在星表与主探测器建立通讯。

在过去的20几年里，国外共有4套侵彻器完成了系统性设计和试验，图2和表1分别给出了星球侵彻器原理样机及详细技术信息。



（a）火星96号（Mars 96）　（b）深空2号（Deep Space 2）

（c）月球A（Lunar-A）　（d）月光（MoonLITE）

图 2　侵彻器原理样机

Fig. 2　Prototype of penetrators

1996年，俄罗斯发往火星的“火星96号”（Mars 96）探测器上携带了2枚侵彻器，与轨道器分离后，预计会以80 ± 20 m/s的速度分别撞击火星表面两个目标位置，潜入5～6 m的深度[8]。该任务由于运载火箭故障导致变轨失败，任务终止。Mars 96系统组成及工作流程如图3所示。

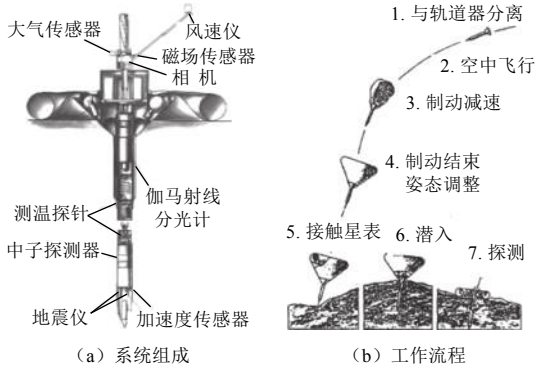
1999年，美国国家航空航天局（National Aeronautics and Space Administration，NASA）在火星“深空2号”（Deep Space 2）任务中，搭载了2枚侵彻器，预计以200 m/s的速度撞击火星并潜入约1 m深度。Deep Space 2是唯一一次成功到达被测天体表面的侵彻器，但是没有收到其发回的信号，原因尚不明确[9]。2004年，针对月球次表层探测任务，日本宇宙航空研究开发机构（Japan Aerospace eXploration Agency，JAXA）启动

了“月球A”（Lunar-A）探测任务，拟携带3枚侵彻器，预期以285 m/s的侵彻速度侵彻至月壤剖面1～3 m的深度[10]。但该项目由于推进器的故障被推迟直至取消[11]。此外，其它国家或机构也提出了同类计划，但这些计划仍然处于概念或原理性验证阶段。如英国拟定的2014年发往月球的“月光”（MoonLITE）[12]任务，该项计划促进了英国潜入者联盟的创建，该联盟还提出了其它2个潜入探测任务LunarEX和LunarNET[13]。

表 1 星壤剖面侵彻式探测器参数对比

Table 1 Parameter comparison of plantary penetrators

侵彻器名称	技术指标	携带载荷	科学目标
Mars 96	侵彻器数量：2枚 侵彻初速：80 ± 20 m/s 目标深度：5～6 m 尺寸：长度大于1 m 单枚质量：65 kg	电视摄像机、γ射线能谱仪、综合气象监测设施、磁强计、热流计、X射线能谱仪、中子探测仪、α质子能谱仪、地震检波器、加速度计	全景照片、岩石主要元素浓度、监测大气参数、磁场强度、星壤物理/热特性、岩石中水分含量、C和Fe浓度、地震活动及土壤物理特性
Lunar-A	侵彻器数量：3枚 侵彻初速：285 m/s 目标侵深：1～3 m 尺寸：Φ 0.14 m × 0.75 m 单枚质量：45 kg	地震检波器、热流计、倾斜仪、加速度计	获得土壤物理特性、热特性监测、获取月震数据
Deep Space 2	侵彻器数量：2枚 侵彻初速：200 m/s 目标侵深：1 m 尺寸：Φ 0.039 m × 0.1 m 单枚质量：2.4 kg	冲击/下降加速度计、热流计、太阳敏感器、样品收集器、土壤分析仪	获得星壤物理特性及热特性、收集星壤样本、检测水分含量、火星气象探测
MoonLITE	侵彻器数量：1枚 侵彻初速：300 m/s 目标侵深：2～5 m 单枚质量：36 kg	磁强计、微型地震检波器、热流计、辐射遥感器、加速度计、质谱仪	磁场强度、月震监测、月壤物理特性及热特性、月表辐射探测



（a）系统组成 （b）工作流程

图 3 Mars 96 侵彻器系统组成及工作流程

Fig. 3 Composition and work process of Mars 96 penetrator

针对月球、火星剖面的原位探测、月震组网等任务设想，中国航天部门相关单位也初步开展了动能侵彻式探测方案研究[14-15]。总体而言，中国在星球动能侵彻式探测方面的研究起步较晚，相关技术的成熟度还不够高。动能侵彻式着陆探测与软着陆探测相比，降低了系统复杂度，还可利用轨道器进行多点投放，极大拓展了探测范围。然而，动能侵彻式探测任务风险大，由于各种原因，至今尚无成功案例。为保证侵彻过程的仪器存活，同时获取更加丰富的探测数据，还需突破侵彻效应预示与验证、侵彻式探测器速度与姿态控制、侵彻过载防护、科学载荷小型化、原位传感与数据解译等关键技术，助推动能侵彻式探测方案更加广泛地在深空探测领域应用。

2 动能侵彻式原位探测关键技术

与传统的软着陆探测模式相比，动能侵彻式原位探测技术具有明显的优势，但也存在很多新的技术挑战。如在高速撞击瞬间侵彻器能否侵彻进去、会产生多大的冲击过载、如何保证侵彻器内部搭载载荷保持存活状态、如何在狭小空间内布置功能部件、如何实现原位探测等技术难题，均需得到有效解决。为此，针对型号任务背景的特殊需求，归纳出以下关键技术及其解决途径。

2.1 侵彻潜入效应预示与验证技术

星球的地质特征各异，月球和火星剖面为颗粒物质堆积结构，小行星表面为砾石堆组构。月球极区和火星部分地区还存在水冰物质，与星壤颗粒混合形成冰–壤胶结物，类似于地球冻土。针对这些特殊地质剖面结构的侵彻效应研究，获得侵彻器在高速侵彻作用下侵彻深度与姿态、侵彻过载、侵彻生热特性等数据，是开展侵彻器总体设计的必要前提。

高速侵彻星壤是一个复杂的力学行为，通常采用经验预估、理论分析和数值仿真的方法开展研究。美

国圣地亚国家实验室（Sandia National Laboratories，SNL）开展了大量的地面侵彻试验，总结了穿透深度经验公式。理论方法层面，需合理简化复杂的侵彻过程，通过适当的理论模型求解。较为成熟的理论包括空腔膨胀理论、微分面力法、局部相互作用理论等。数值仿真法可给出整个侵彻过程的完整解，再现完整的侵彻过程，也是目前研究侵彻问题的有效方法。为提高侵彻效应分析结果的准确性，通常需采用气炮、火箭橇等地面试验手段对理论与仿真分析方法进行验证和修正，形成一套用于星球侵彻效应预示与验证的方法。以侵彻深度及姿态数据为依据，指导侵彻器构型设计、侵彻速度等动力参数确定；以侵彻过载数据为依据，指导科学载荷及探测仪器防护方案设计；此外，在侵彻式探测过程中，可充分利用侵彻过程的生热效应，使星壤水冰及其它化学物质热致挥发，为器载质谱仪等科学载荷提供分析样品。

2.2　侵彻速度与姿态控制技术

月球和火星探测器环绕飞行速度为几千米每秒，与星壤发生侵彻作用前，需对侵彻器进行适当的减速调姿和轨道控制。在类似火星这种有大气存在的星体，可使用充气式降落伞实现减速，开展火星大气制动、热防护等关键技术研究；对于月球这种没有大气的星体，需开展反冲式火箭减速技术及轨道控制技术研究，使侵彻器能降落在预定地点、潜入至目标深度以及在预期侵彻速度的前提下保证安全存活。

2.3　侵彻冲击过载的安全防护技术

针对火星和月球的动能侵彻器其末速度设计值一般100～300 m/s。侵彻过程中将会产生（1～3）万g的冲击过载，侵彻器结构、材料和侵彻器内部的科学载荷均无法承受，必须研究高效缓冲减振技术，保证侵彻器主体结构和内部搭载载荷的存活。

利用如铝蜂窝等材料或缓冲结构的塑性变形，吸收冲击过程中的大量动能，在星球腿式着陆缓冲中得到了广泛应用，另一种缓冲吸能方式是利用金属材料塑性大变形和变形之后材料破裂吸能，如金属切削耗能方式，吸能能力大于单纯的金属塑性变形。金属切削过程是一种典型、不可逆的能量耗散过程，可在短时间内消耗大量的能量。此外，对于侵彻器内部搭载的传感及硬件电路部分，采用将液态复合材料灌入装有元器件的封装结构并固化的灌封工艺也能显著提高其抗冲击过载能力。

2.4　科学载荷与功能器件的小型化技术

星壤物质成分、热学和电学特性参数及星壤组构的热流和振动波传导特性是深空探测的重要科学目标。与之对应的科学载荷通常包括质谱仪、红外光谱仪、温度阵列、地震仪等一系列仪器。在深空探测领域，要求搭载载荷能适应空间热真空环境条件。针对星球侵彻器搭载载荷，在满足耐冲击过载的同时还需要满足小型化要求。面向科学载荷小型化技术要求，应开展传感新原理、新材料、科学载荷关键部件技术的研究，助推科学载荷小型化技术发展，对提高中国深空探测科学载荷搭载可行性、丰富科学探测数据具有重大意义。

2.5　原位物性传感与数据解译技术

从传感原理、芯片材料、器件封装等基础入手，发展能适应高真空、宽温域环境条件的非硅基特种传感技术，实现星壤物质成分及力/热/电等综合物性的智能感知。同时，还要考虑传感器件的小型化及与探测作业工具的集成设计。此外，充分利用原位传感的一次探测数据，建立仿生神经网络自学习、强化学习、迁移学习方法，利用地面标校数据库，实现科学探测数据的地面解译。

3　动能侵彻式原位触探方案设计

3.1　月壤物性侵彻式原位触探

通过星载遥感探测手段已初步探明月球极区存在水冰物质，但目前的探测结果较为粗略并仅能表征浅表层月壤水冰物质赋存状态的平均估计值。月球极区光照率低，永久阴影区内无光照，通过太阳能获取电能的方案受限，需核电源供电，能源供应极其有限，不利于长时间的探测作业。月球极区环境的平均温度110 K，永久阴影坑的温度最低可达40 K，对月壤水冰原位探测机构及器件的极端低温耐受性提出了更高的要求[16]。此外，含冰月壤组构的低温硬度和机械强度高，常规钻进潜入方式严重受限。动能侵彻式探测方案具有短时工作、高效突破高硬度月壤水冰组构的特点，是月球极区水冰探测的可行方案。

月球探测器与侵彻器组合体沿月球环绕轨道以千米级速度飞行，在距离月表几十千米高度释放，进而对月面实施动能侵彻潜入。为抵消侵彻器释放后较大的水平速度分量，在月球无大气环境条件下，通常采用反推火箭制动减速的方案。但利用火箭发动机制动所需的质量代价很大，MoonLITE制动舱约占总质量高达60%[17]。结合中国探月四期工程总体规划和月球南极水冰探测任务需求，本文提出了在着陆器上搭载

2～3枚侵彻器，在垂直降轨阶段释放的设计方案。月球侵彻器参数如表2所示，工作流程如图4所示。

表 2 月球侵彻器技术指标参数

Table 2 Lunar penetrator technical parameters

技术指标	技术参数
单枚质量/kg	< 25
搭载数量/枚	2 ～ 3
侵彻深度/m	1 ～ 1.5
包络尺寸/（m × m）	Φ 0.2 × 1

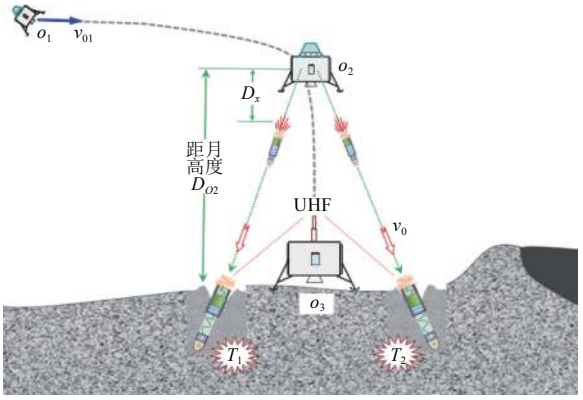


图 4 月球侵彻器工作流程

Fig. 4 Work process of the lunar penetrator

着陆器垂直降轨至月面高度8～6 km时，择机助推释放2～3枚侵彻器，当侵彻器与着陆器形成安全距离后，侵彻器固体火箭发动机点火助推并动态调姿，侵彻器以300～400 m/s的速度侵彻至相距500～1 000 m内的月面剖面中，预期侵彻深度1～1.5 m，并通过侵彻器搭载的科学载荷对月壤剖面热/电物性、月壤中水及挥发分化学组分开展原位探测。多枚侵彻器与着陆器构成多点分布式广域探测布局，探测任务结束后侵彻器将数据通过超高频（Ultra-High Frequency，UHF）体制传送至主着陆器。

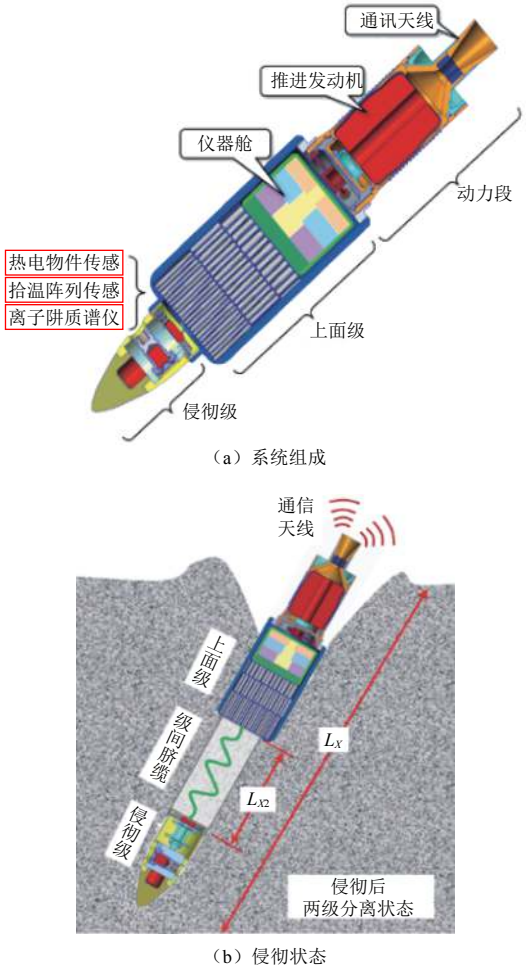
侵彻器系统组成及侵彻状态如图5所示，侵彻器由侵彻级、上面级及动力段3部分组成，侵彻级与上面级通过级间脐缆连接。动力段是一个高效能固体火箭发动机，对弹体实现加速推进与姿态调整功能。上面级内安装了仪器舱，包括电源模块、分布式热控、控制单元及无线通讯模块等，通过高密度材料的压溃吸能缓冲，保存仪器舱的存活。侵彻时间预计10～30 ms，因侵彻级直径尺度较小、侵彻阻力较小，且在侵彻初期受上面级动能推动，侵彻深度较大；上面级的柱段直径较大，侵彻深度较浅而留在月表，便于通过安装在动力段的天线与着陆器构型进行UHF通讯。

侵彻级内部可搭载热电物性探头、侵彻热拾温阵列、离子阱质谱仪等科学载荷，实现对侵彻区月壤剖面的热电物性、月壤中水及挥发物化学组分等进行原位探测。

1）月壤热电物性原位探测：通过热电物性传感、侵彻热拾温阵列传感等两个异构型原位探测载荷，可实现剖面内原位月壤体积热容、热导率、热扩散系数、介电系数、电导率等参量的直接测量。

2）月壤水冰及挥发物化学组分探测：利用侵彻作用所产生的热扰动，诱导侵彻器周围月壤水冰或其它挥发物扩散性逃逸，利用离子阱质谱仪对挥发物的化学组分分析，能辨识出挥发物的组分和丰度信息。

3）月壤水冰含量等级反演：将热电物性传感、侵彻热拾温阵列传感、离子阱质谱仪获得的探测数据联用，通过和地面知识库比对与关联推演，实现侵彻区月壤内水冰物质的含量等级的测量。



（a）系统组成

（b）侵彻状态

图 5 侵彻器系统组成及侵彻状态示意图

Fig. 5 System composition and penetration state of the lunar penetrator

3.2 火星大气及土壤物性全剖面穿探

火星具有稀薄的大气，为侵彻器提供了利用气动

力实现减速与调姿、省去了姿轨控装置的可能。对不需要实施自主变轨的搭载型探测器，可在常规侵彻器的基础上增加气动增阻装置，利用大气阻力使侵彻器的姿态调正、末速度下降，达到侵彻要求。但气动减速与调姿带来了气动增阻与热防护系统的技术挑战。

Mars 96火星侵彻器采用的是两级充气式气动减速与热防护系统，即在高速下展开尺寸较小、刚度较高、有热防护的第1级充气式增阻装置，达到较低速度后再抛除第1级、展开尺寸较大的第2级充气式增阻装置。虽然进入火星的热流和热载荷较低（< 1 MW/m^2，< 50 MJ/m^2），Mars 96 方案中气动减速与热防护系统在探测器总质量中的占比仍达到了20%～30%[18-19]。Deep Space 2 火星侵彻器采用由耐高温陶瓷材料制成的气动外壳，该外壳能在侵彻星壤时破碎，省去了抛除防热大底的作动过程，整器质量降至3.6 kg。然而侵彻过程中外壳与探测器发生剧烈碰撞，造成了不安全的因素，且其质量较高、占比超过了总重的30%[20]。轻小型气动减速与热防护系统是对火星等有大气行星实施侵彻式探测的一项关键技术。

本文提出一种裙式单级侵彻器，其系统组成如图6所示。侵彻器由柔性增阻裙（气动增阻装置）和侵彻体组成，侵彻体内设有电气资源舱和科学仪器舱，侵彻体底部设有防热层，顶部设有天线舱。

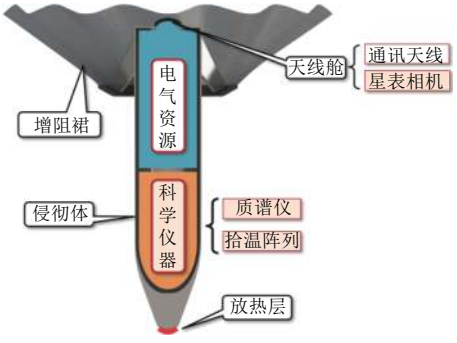


图 6　裙式单级侵彻探测器概念设计
Fig. 6　Conceptual design of the Mars skirt-type penetrator

裙式单级侵彻探测器工作流程如图7所示。高速进入火星大气时，增阻裙利用表面膛线状的螺旋形褶皱产生气动滚转力矩，使侵彻器自旋，自旋产生的离心力使增阻裙展开，提供减速和调姿所需的气动力。自旋速度和展开角受结构自适应过程的调控，收敛于特定值[21-22]。这种自适应展开的增阻装置能实现全程无作动、无主动控制、无功耗的单级进入–下降–侵彻，有利于侵彻器的小型化、简约化和轻量化。

侵彻器的主要技术指标见表3。增阻裙的应用使其收纳直径降低 60%，气动减速与热防护系统的质量占比预计低于 20%。其较小的收纳尺寸包络和较低的单枚质量使单次任务可以搭载多枚侵彻器，从而对火星高价值区域实施广域与纵深勘探。

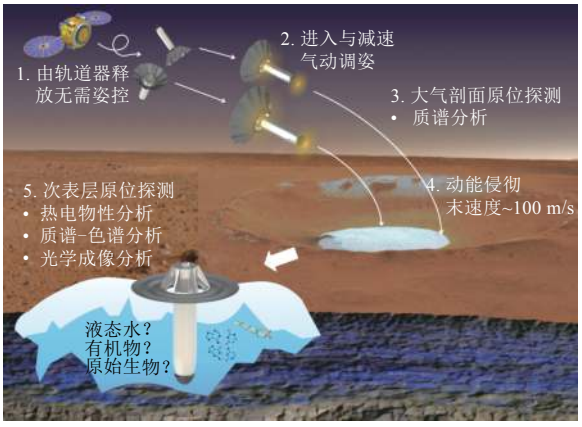


图 7　裙式单级侵彻探测器工作流程
Fig. 7　Work process of the Mars skirt-type penetrator

表 3　裙式单级侵彻器技术指标参数
Table 3　Technical parameters of the Mars skirt-type penetrator

技术指标	技术参数
单枚质量/kg	<15
搭载数量/枚	不少于 3
侵彻深度/m	1 ～ 2
收纳尺寸/（m × m）	Φ 200 × 500
展开尺寸/（m × m）	Φ 500 × 500
增阻裙质量/kg	<1.5

该火星裙式侵彻器拟携带质谱仪、拾温阵列和星表相机。进入与下降的过程中，在不同的高程对大气进行原位采样与质谱分析。侵彻星壤之后利用大气进入减速过程中产生的气动热激发星壤内挥发性物质的自由扩散，实现挥发分原位质谱分析。同时利用拾温阵列监测星壤温度的变化过程，实现星壤热物性反演。因此，该侵彻器能获得包括大气与星壤剖面的综合物性信息。

3.3　小行星次表层物性侵彻式触探

近些年来，小天体探测逐渐成为各主要航天国家争夺抢占的制高点，对小行星的探索方式也从地基的观测活动拓展到各种形式的深空探测项目。通过天文观测与地面理论分析结果，科学家认为小行星及彗星等小天体内部保留有太阳系形成初期的原始物质与原始形貌，这对于研究太阳系的形成与演化机理具有重要意义。然而，在数亿年的太阳风及宇宙射线辐照下，小天体表面的某些物质可能已消失殆尽或发生热

变质，相应的结构也可能发生破坏[23]。为寻找新鲜物质，须进行次表层探测。

与太阳系各大行星不同，小天体表面存在着一系列特殊的环境。除表面弱引力环境及远距离转移轨道外，“隼鸟2号”（Hayabusa 2）及“奥西里斯”（OSIRIS-Rex）对近地小行星的观测结果进一步刷新了人们的认知。探测结果显示，龙宫（Ryugu）与贝努（Bennu）小行星表面均表现为级配不良的砾石颗粒物堆积形貌，这与传统概念中的风化层差别很大[24-25]。上述因素共同制约着人类对于小天体的深层次认知。

为实现次表层探测，目前各国主要采取两种方式：一是发射撞击器撞击目标天体表面，通过人工造坑方式暴露次表层组构，如“深度撞击号”（Deep Impact）[26]及Hayabusa 2 探测器[27]。该方式实现简单，撞击效果明显，但对撞击器有效质量及撞击速度提出了较高的要求，实施过程成本代价较高；二是利用侵彻方式，将携带有科学载荷的侵彻器送至目标天体次表层，如“菲莱号”（Philae）鱼叉着陆装置[28]。侵彻器携带的科学载荷能在侵彻过程中及侵彻完成后进行次表层科学探测，并将探测数据返回主探测器。但到目前为止，该方式尚未有成功案例，且侵彻器的相关探测功能也较为局限，然而这一方式为小天体的次表层探测提供了新的思路。

参考上述探测任务，为同时实现次表层探测与暴露功能，提出一种小天体次表层侵彻器方案，其系统组成如图8所示。与月球和火星侵彻器不同，小行星表面的弱引力环境无法为侵彻器提供目标侵彻速度。此时，侵彻器需借助发动机推力完成加速，实现顺利侵彻。考虑到侵彻器的特殊应用环境，拟采用固体火箭发动机完成上述加速过程。

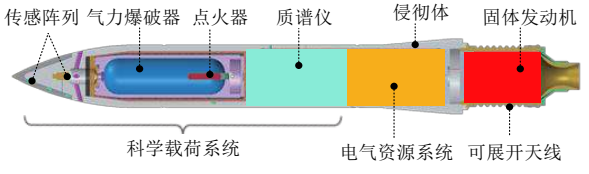


图 8 小行星侵彻器系统组成图

Fig. 8 System composition of the asteroid penetrator

侵彻器与主器分离后，沿预定路径抵近目标小天体。为简化系统复杂程度，降低系统质量，侵彻器未搭载导航制导系统。为保证侵彻器飞行过程中的姿态稳定，需在释放前实现侵彻器自旋。到达小天体表面时，在轴向速度$\boldsymbol{v}_0$和绕轴线角速度$\boldsymbol{w}_0$的共同作用下，侵彻器凭借其侵彻体构型完成侵彻，最终停留在次表层目标深度，开展科学探测任务。

科学载荷系统是侵彻器的核心，该系统在电气资源系统的控制下开展工作。在科学载荷系统中，部分载荷在侵彻实施前开机，用于记录侵彻过程信息，如侵彻过程的加速度、材料应变率等，上述信息可以用于反演目标天体的颗粒直径分布及孔隙率等信息[29]；除此之外，另一部分载荷则用于小天体次表层化学组成分析如质谱仪，通过主被动加热方式，促使侵彻器周围星壤介质中的挥发分活动增强，此时部分挥发分将通过扩散通道进入质谱仪。质谱仪能够对其化学组成进行相应判断，这将为太阳系早期物质组成提供科学依据。科学探测过程完成后，电气资源系统对探测信息收集，并通过侵彻器尾部天线发送至主探测器。

利用侵彻器搭载科学载荷针对次表层组构开展近距离探测具有探测数据原始性强、探测结果准确度高等一系列明显优势。受侵彻器尺寸、重量及功耗限制，搭载科学载荷的种类及精度相对受限。相比之下，主探测器上搭载的科学仪器种类多且精度高。侵彻器次表层探测完成后，若能采取方式进一步暴露次表层供主器观测，则能实现部分数据的对比验证。

为实现这一目标，侵彻器可以搭载气体爆破器装置进行人工造坑。其工作原理：气力爆破器内装有压缩气体，该装置在点火器作用下能够在极短的时间完成增压过程，高压气体冲破泄压片经由排气孔释放。侵彻器周围颗粒物在高压气体的作用下向外运动，甚至超过表面逃逸速度逃离小天体表面，最终形成一定尺寸的人造陨坑，暴露内部新鲜物质供主器观测。侵彻器的相关参数如表4所示。

表 4 侵彻器技术指标参数

Table 4 Technical parameters of the asteroid penetrator

技术指标	技术参数
单枚质量/kg	<8.0
搭载数量/枚	1
侵彻深度/m	1 ～ 1.5
包络尺寸/（mm × mm）	Φ 80 × 700
工作时间/h	4
侵彻过载	<12 000 g

综上所述，侵彻器的工作流程主要分为次表层探测与次表层暴露两部分，如图9所示。首先，主探测器释放侵彻器并开始安全转移，当侵彻器飞行至距离主探测器安全位置时，开始点火加速，最终以预期速度到达目标天体，完成侵彻，并开展次表层探测。次表层探测结束后，侵彻器将探测数据返回至主探测器，同时主探测器发出延时起爆指令。待主探测器再次飞

行至安全位置时，气力爆破器实施爆破，完成次表层暴露。一段时间后，主探测器飞行至爆破区域上方，利用搭载仪器针对次表层新鲜物质开展二次探测。通过上述一系列探测流程，主探测器能够获取更加丰富的科学信息，大大提高整体探测任务的科学价值。

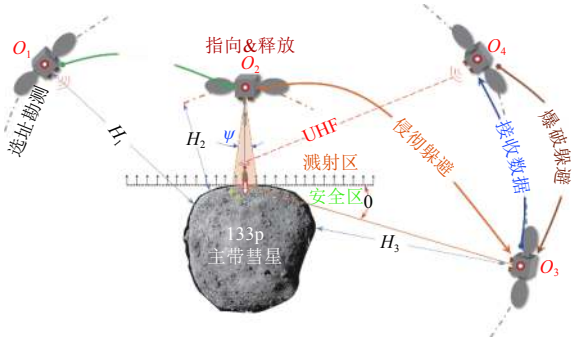


图 9　侵彻器与主探测器协同工作过程

Fig. 9　The collaborative work process of the asteroid penetrator and the main detector

4　总结与展望

动能侵彻式原位触探模式是开展星球次表层剖面星壤综合物性及地质结构等科学目标原位探测的有效手段。相比于传统的软着陆探测模式，降低了系统复杂度，通过分布式多点投放极大地拓展了探测范围，可同时获取广域和纵深剖面的特性参数探测数据，在未来的深空探测领域具有广泛的应用前景。为保证侵彻过程的仪器存活性，提高该种探测方案的安全性和可靠性，还需要从侵彻效应预示、速度与姿态控制、过载防护、小型化科学载荷、原位传感及数据解译等方面开展深入研究。

结合中国未来拟实施的月球、火星和小行星着陆探测任务，本文提出了适用于月球、火星以及小天体的3类动能侵彻式原位触探方案，与传统方式相比具有体系简约、原位探测能力强、科学产出高等突出优势，可为后续的深空探测立项论证和实施方案规划提供有益借鉴。

参　考　文　献

[1] ZACNY K，BAR-COHEN Y，BRENNAN M，et al. Drilling systems for extraterrestrial subsurface exploration[J]. Astrobiology，2008，8(3)：665-706.

[2] CARRIER W D，OLHOEFT G R，MENDELL W. Physical properties of the lunar surface[M]. New York：Cambridge University Press，1991.

[3] GROMOV V. Physical and mechanical properties of lunar and planetary soils[J]. Earth Moon and Planets，1998，80(1-3)：51-72.

[4] BONITZ R G，SHIRAISHI L，ROBINSON M，et al. NASA Mars 2007 Phoenix lander robotic arm and icy soil acquisition device[J]. Journal of Geophysical Research Atmospheres，2009，113(E00A01)：1-10.

[5] TANG J，QUAN Q，JIANG S，et al. Experimental investigation on flowing characteristics of flexible tube coring in lunar sampling missions[J]. Powder Technology，2018，326：16-24.

[6] QUAN Q，TANG J，YUAN F，et al. Drilling load modeling and validation based on the filling rate of auger flute in planetary sampling[J]. Chinese Journal of Aeronautics，2017，30(1)：434-446.

[7] ZHANG T，DING X. Drilling forces model for lunar regolith exploration and experimental validation[J]. Acta Astronautica，2017，131：190-203.

[8] YU A S，KREMNEV R S. Mars-96 mission：Mars exploration with the use of penetrators[J]. Planetary and Space Science，1998，46(s11-12)：1689-1696.

[9] ALBEE A，BATTEL S，BRACE R，et al. Report on the loss of the Mars Polar Lander and Deep Space 2 missions[D]. USA：NASA，2000.

[10] MIZUTANI H，FUJIMURA A，TANAKA S，et al. Lunar-A mission：outline and current status[J]. Journal of Earth System Science，2005，114(6)：763-768.

[11] SHIRAISHI H，TANAKA S，FUJIMURA A，et al. The present status of the japanese penetrator mission：Lunar-A[J]. Advances in Space Research，2008，42(2)：386-393.

[12] GAO Y，PHIPPS A，TAYLOR M，et al. Lunar science with affordable small spacecraft technologies：MoonLITE and Moonraker[J]. Planetary and Space Science，2008，56(3-4)：368-377.

[13] SKULINOVA M，ZHENG W，HU Y，et al. Micro-penetrator for Canadian planetary exploration[J]. World Academy of Science，Engineering and Technology，2011，79：475-482.

[14] 周必磊，王强，尤伟，等. 月球穿透器与月震仪组网探测研究[J]. 上海航天，2012，29(5)：29-35.
ZHOU B L，WANG Q，YOU W，et al. Study of lunar penetrator and seismic network exploration[J]. Aerospace Shanghai，2012，29(5)：29-35.

[15] 陈颖，周璐，王立. 一种火星多模式组合探测任务设想[J]. 深空探测学报，2014，1(2)：156-160.
CHEN Y，ZHOU L，WANG L. A conception of Mars multi-mode combination exploration mission[J]. Journal of Deep Space Exploration，2014，1(2)：156-160.

[16] SHUAI L，LUCEY P G，MILLIKEN R E，et al. Direct evidence of surface exposed water ice in the lunar polar regions[J]. Proceedings of the National Academy of Sciences，2018，115，36：8907-8912.

[17] GAO Y，PHIPPS A，TAYLOR M，et al. UK lunar science missions：MoonLITE & Moonraker[C]//Proc. DGLR Int. Symposium to Moon and Beyond. Bremen，Germany：[s.n.]，2007.

[18] SURKOV Y，KREMNEV R. Mars-96 mission：Mars exploration with the use of penetrators[J]. Planetary and Space Science，1998，46(11-12)：1689-1696.

[19] HARRI A，PICHKADZE K，ZELENY L，et al. The MetNet vehicle：a lander to deploy environmental stations for local and global investigations of Mars[J]. Geoscientific Instrumentation Methods and Data Systems，2017，6(1)：103-124.

[20] SMREKAR S，CATLING D，LORENZ R，et al. Deep Space 2：the Mars microprobe mission[J]. Journal of Geophysical Research：Planets，1999，104(E11)：27013.

[21] WU R，ROBERTS P C，SOUTIS C，et al. Flexible heat shields deployed by centrifugal force[J]. Acta Astronautica，2018，152：78-87.

[22] WU R，ROBERTS P C，SOUTIS C，et al. Downrange manoeuvre and oscillation suppression of a self-regulating centrifugally deployed flexible heat shield using a controlled reaction wheel[J]. Acta Astronautica，2019，161：415-424.

[23] HIROI T，PIETERS C M，ZOLENSKY M E，et al. Evidence of thermal metamorphism on the C，G，B，and F asteroids[J]. Science，1993，261(5124)：1016-1018.

[24] GROTT M，KNOLLENBERG J，HAMM M，et al. Low thermal conductivity boulder with high porosity identified on C-type asteroid(162173)Ryugu[J]. Nature Astronomy，2019，3(11)：971-976.

[25] NOLAN M C，MAGRI C，HOWELL E S，et al. Shape model and surface properties of the OSIRIS-REx target Asteroid(101955)Bennu from radar and lightcurve observations[J]. Icarus，2013，226(1)：629-640.

[26] HEARN A，MICHAEL F. Deep impact：excavating comet tempel 1[J]. Proceedings of the International Astronomical Union，2006，2(14)：325-326.

[27] ARAKAWA M，WADA K，SAIKI T，et al. Scientific objectives of Small Carry-on Impactor(SCI)and Deployable Camera 3 Digital(DCAM3-D)：observation of an ejecta curtain and a crater formed on the surface of ryugu by an artificial high-velocity impact[J]. Space Science Reviews，2017，208(1-4)：187-212.

[28] ULAMEC S，BIELE J. Landing on small bodies：from the Rosetta lander to MASCOT and beyond[J]. Acta Astronautica，2014：460-466.

[29] KARGL G，MACHER W，KÖMLE N I，et al. Accelerometry measurements using the Rosetta Lander's anchoring harpoon：experimental set-up，data reduction and signal analysis[J]. Planetary & Space Science，2001，49(5)：425-435.

作者简介：

姜生元(1969–)，男，教授，博士生导师，主要研究方向：地外天体采样探测、星表智能作业机器人、宇航空间机构及控制。

通讯地址：哈尔滨工业大学科学园科创大厦(150001)

电话：13796621169

E-mail：jiangshy@hit.edu.cn

Research Progress of Penetration and In-Situ Detection of Planetary Regolith Physical Properties

JIANG Shengyuan[1]，ZHANG Weiwei[1]，YANG Yubin[2]，LI Honglang[3]，HE Huaiyu[4]，ZHANG He[5]，HUANG Jiangchuan[6]，DENG Zongquan[1]

（1. School of Mechatronics Engineering，Harbin Institute of Technology，Harbin 150001，China；
2. Sichuan Academy of Aerospace Technology，Chengdu 610100，China；
3. The National Center for Nanoscience and Technology，Beijing 100190，China；
4. Institute of Geology and Geophysics，Chinese Academy of Sciences，Beijing 100029，China；
5. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering，Beijing 100094，China；
6. China Academy of Space Technology，Beijing 100094，China）

Abstract：Kinetic penetration is an effective method for in-situ detection of planetary regolith，especially for geological structure and physical and chemical properties. The research status and development trends of the penetrating-type in-situ detection of planetary profiles are investigated and its critical techniques and solutions are summarized. According to China's general plans of future deep space exploration and critical technology requirements，penetrating-type in-situ investigation perspectives are put forward for lunar，Mars，and asteroid respectively，which will provide new methods and new schemes for the project argumentation and key technology research of the extraterrestrial object exploration project in China.

Keywords：physical properties of planetary regolith；in-situ contact detection；kinetic penetration

Highlights：

- Research status and development trend of the penetrating-type in-situ detection of planetary profiles are reviewed.
- The critical techniques and solutions of kinetic penetration and in situ detection are analyzed.
- Penetrating-type in-situ investigation perspectives are put forward for Moon，Mars，and asteroid.

[责任编辑：宋宏，英文审校：朱恬]