# 地外天体样品采样密封技术进展与发展建议

王琎<sup>1</sup> 李得天<sup>1\*</sup> 刘坤<sup>2</sup> 闫春杰<sup>1</sup> 卿刚<sup>2</sup> 王春勇<sup>1</sup> (1. 兰州空间技术物理研究所 真空技术与物理重点实验室 兰州 730000; 2. 东北大学 机械工程与自动化学院 沈阳 110819)

# The Technical Advance and Development Suggestions for Extraterrestrial Object Sampling and Sealing Technologies

WANG Jin<sup>1</sup>, LI Detian<sup>1\*</sup>, LIU Kun<sup>2</sup>, YAN Chunjie<sup>1</sup>, QING Gang<sup>2</sup>, WANG Chunyong<sup>1</sup>

Science and Technology on Vacuum Technology and Physics Laboratory, Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China;
 School of Mechanical Engineering and Automation, Northeastern University, Shenyang 110819, China)

**Abstract** Based on the review of extraterrestrial object sampling and sealing technologies, this paper elaborates adaptive design of extraterrestrial objects' characteristics, sampling method, and sealing container. Then, sealing technology characteristics and leakage rate are analyzed respectively. Meanwhile, key issues during the sealing process, such as dustproof design and biological sterilization, are carefully researched. Finally, the prospects for the research and technology issues needed to be resolved are also analyzed, providing a reference for the development of extraterrestrial object sampling and sealing technology in China.

Keywords Extraterrestrial objects, Soil samples, Sampling, Sealing

**摘要** 在回顾国内外地外天体样品采样密封技术发展状况的基础上,详细论述了地外天体特性与采样方式和密封容器的适配性设计,着重分析了样品密封技术的特点以及能够实现的漏率指标,深入剖析了包括防尘设计和生物灭菌在内的样品 密封过程中的关键问题。最后展望了地外天体密封技术的发展趋势以及需要研究解决的技术问题,旨在为中国地外天体采 样密封技术的发展提供参考。

**关键词** 地外天体 星壤样品 采样 密封 中图分类号: V57 文献标识码: A doi: 10.13922/j.cnki.cjvst.202210018

深空探测的重要目标之一是对地外天体星壤 样品进行研究,地外天体星壤为揭示地外资源、宇 宙演化、物质结构、生命起源等前沿科学问题提供 了重要的研究依据,星壤样品始终为天体探测的热 点课题<sup>[1]</sup>。随着探测技术发展,星壤样品的分析方 式由原位测量转变为样品返回地球研究,如何采集、 封装星壤样品并最大限度保证样品成分不变,成为 决定地外天体采样任务成败的关键。

自 20 世纪六七十年代以来,国外已开展了多 次地外天体采样返回任务,其中包括:前苏联"Luna" 系列无人自动月球采样返回任务、美国"阿波罗"系 列载人月球采样返回任务、美国"星尘号"彗星样品 采样返回任务、日本"隼鸟"系列小行星采样返回任 务、美国"奥西里斯号"小行星采样返回任务、美国 "火星样品返回计划"火星采样返回任务等。除此 之外,中国也于 2020 年 11 月发射了"嫦娥五号"月 球探测器,成功实施了月球样品的采样返回任务。

随着科技进步,中国的探测任务将逐步由近地 探测向深空探测转变,由月球样品的采样返回,向 小行星、彗星、火星样品的采样返回转变,由无人自 动采样向载人登陆采样转变。飞行时间的增长、传 送距离的增加、样品采样和运输环境的变化势必对 采样和密封技术带来新的挑战。

鉴于此,本文综述了国内外地外天体采样和密 封技术的研究进展,重点介绍了不同星体表面环境、 引力大小、样品成分与不同采样和密封方案的适配 性,总结了不同采样和密封方案的特点与不足。在 此基础上,对地外天体采样密封技术的下一步发展

<sup>\*</sup>联系人:E-mail: lidetian@hotmail.com

进行了展望,为中国未来深空探测中星壤样品收集 方式和密封技术的选择提供参考建议,促进了采样 密封技术的进一步发展。

#### 1 月球样品采样密封技术

月球表面引力约为地球的 1/6, 探测器可附着 于月球表面完成采样和封装。月球表面风化层样 品形态主要为粉末、碎屑、角砾和撞击熔融玻璃等, 粒径尺寸分布范围广,颗粒形态差别大<sup>[2]</sup>。月海区 风化层厚度约为 4~5 m, 月陆区风化层深度可达 10 m<sup>[34]</sup>, 因此月球表面的采样工作主要为风化层采 样,可采用表面铲取或钻取的采样方式。月表大气 压约为 10<sup>-8</sup>~10<sup>-10</sup> Pa, 且月表不存在液态水, 月壤在 采样封装前始终处于超高真空、强辐射、干燥的环 境<sup>[5]</sup>。鉴于此, 月壤在返回地球过程中需要进行真 空密封, 将月壤与地球大气隔绝, 避免月壤被大气 环境中的水、氧或其他有机质污染。

基于上述原因,各国对月壤的采样方式基本上 为探测器着陆于月球后,对其开展钻取、铲取或钻/ 铲相结合的采样方式。为了避免月壤被大气污染, 各国均对月壤进行真空密封,采用橡胶圈密封、金 属密封或橡胶圈/金属相结合的密封方式。

#### 1.1 苏联 Luna 系列月球采样任务

苏联于 1970 年发射了人类历史上首个无人自动月球采样返回探测器 Luna-16 号,结构如图 1 所示<sup>[6]</sup>,采用右侧钻样器对月球表面进行钻取采样,采



图1 Luna-16 号探测器结构组成图<sup>[6]</sup> Fig. 1 Structure diagram of Luna-16 detector<sup>[6]</sup>

样深度为 350 mm, 共收集了 101 g 粉末状样品, 样 品平均直径≪1mm<sup>[7-8]</sup>。

Luna-16号的采样过程如下:当采样开始时,采 样杆顺时针旋转 120°,钻样器与月表接触,进行样 品钻取操作。采样结束后,采样杆逆时针转回,将 钻样器提升至与地面平行位置。随后钻样器绕采 样杆轴向旋转 180°,将装有土壤样品的岩心管传递 至样品密封容器内。密封盖体和返回舱舱门同时 关闭,完成样品的收集和密封。样品密封容器盛装 岩心样品后的结构如图 2(b)所示。



- 图2 样品密封容器结构和位置图<sup>[9]</sup>。(a)返回舱结构图,
   (b)样品密封容器结构图
- Fig. 2 Structure diagram and position of sample sealing container<sup>[9]</sup>. (a) Schematic diagram of re-entry capsule, (b) Structure diagram of sample sealing container

样品密封容器为圆柱形结构,位于探测器顶部 返回舱内,开口朝向返回舱侧壁,与侧壁舱门开口 方向一致,如图 2(a)所示。样品密封容器采用单道 橡胶圈的密封结构,橡胶圈安装于密封容器盖体侧 壁斜面上,当样品收集完毕合盖时,筒体挤压盖体 密封圈,实现样品密封<sup>[9]</sup>。

1972年发射的 Luna-20 号,采样方式和密封方 式与 Luna-16号相同,由于采样过程出现样品滑 落和掉样现象,只收集了 55g无层理信息的月壤 样品<sup>[10-12]</sup>。

1976年发射的 Luna-24 号是苏联最后一次月 壤采样任务,共获得 170.1g月球样品。此次任务的 采样方式仍为钻取采样,将钻取样装于软袋后螺旋 缠绕于样品筒内,如图 3 所示,样品筒(含内部样品) 密封于样品容器中。与之前任务相比,该存储方式 既提升了采样量,又能保证样品层理信息一致。样 品容器延续了 Luna-16 和 Luna-20 的设计<sup>[13-14]</sup>。





Luna 系列月球样品容器在返回地球时发生泄漏,内部压力均升至大气压,具体原因为以下几点: 返回舱在穿过大气时的振动和着陆冲击,造成了样 品容器盖体与罐体轴心偏移,导致一侧橡胶圈的压 缩率减小,密封容器发生泄漏;边缘锋利的月壤附 着于橡胶圈,破坏了橡胶圈的完整性并产生了泄漏 通道。以上分析说明地外天体采样返回任务采用 单层橡胶圈密封效果有限。

# 1.2 美国 Apollo 系列载人登月采样任务<sup>[15]</sup>

1969年至1972年,美国发射了阿波罗11~17 号载人飞船,共实施了6次载人登月采样任务,期间 带回约381.7 kg月壤和月岩样品<sup>[16]</sup>。

由于 Apollo 系列为载人登月任务,因此采样工 具均为手持式工具,主要包括以下几种:(1)驱动管 (Apollo 11-14 号)或取样钻头(Apollo 15-17 号)对地 下样品进行钻探采样;(2)采样铲对月表粉末样品进 行铲取采样;(3)采样钳夹取表面石块样品。采样工 具的形状和结构如图 4 所示<sup>[17]</sup>。



- 图4 Apollo 系列采样工具<sup>[17]</sup>。(a)驱动管(b)钻头(c)采样铲 (d)采样钳
- Fig. 4 Sampling tools used in Apollo lunar sample return mission<sup>[17]</sup>. (a) Driving tube, (b) drill core, (c) box scoop, (d) tongs

为了盛装月球样品, NASA 设计了通用的月球 样品返回容器和单独存储和密封样品的特殊样品 容器。

# 1.2.1 月球样品返回容器

月球样品返回容器的外观如图 5 所示,外包络 尺寸为 482 mm×292 mm×203 mm,内部容积为 23 L, 总重量约为 6.8 kg。整个容器为薄壁金属铝容器, 内壁衬有 15 层铝丝编织网,可对大块样品及特殊样 品容器起到支撑和防护的作用,避免了内容物与器 壁之间的碰撞。由于容器在低温下工作,容器外表 面抛光处理。



- 图5 阿波罗月球样品返回容器<sup>[15]</sup>。(a)容器处于关闭状态,(b)容器处于打开状态
- Fig. 5 Apollo lunar sample return container<sup>[15]</sup>. (a) Closed return container, (b) Open return container

在存储阶段,样品返回容器盖体关闭,仅有橡胶圈对其内部进行密封。到达月面后,宇航员使用 工具手动完成采样、样品分装,随后手动打开容器 并按顺序放置样品,样品间采用编织网隔开。完成 装样操作后,宇航员手动取下样品防尘罩(限于 Apollo11号任务)或折叠样品密封保护罩(Apollo12-17号任务)露出密封面,关闭容器盖体并旋转锁紧 机构完成容器锁紧。

Apollo 样品返回容器的密封结构为刀口刃入 软金属与双道橡胶圈冗余密封结构,如图 6 所示。 主密封为金属密封,选用铟含量 90%、银含量 10% 的铟银合金。金属密封条在发射前熔焊于罐体密 封槽内,底面和侧面均与罐体侧壁接触密封,顶面 与密封槽齐平。盖体设有刀口结构,密封前刀口被 防尘结构阻隔不与铟银合金接触(如图 6(a)),密封 后刀口刃入铟银合金内(如图 6(b)),刃入深度约为 0.1~0.2 mm。为了保证橡胶圈在低温下的工作性能,双层O型橡胶圈选用氟硅酮材料。整个密封系统的测试漏率优于1.79×10<sup>-9</sup> Pa·m<sup>3</sup>/s。

Apollo 11 号采用的防尘罩采用特氟龙和四氟 乙烯薄膜两种材料焊接而成,其中特氟龙用于橡胶 圈表面防尘,聚四氟乙烯薄膜用于金属密封面防尘, 具体结构如图 7(a)所示。防尘罩在存储阶段覆盖 于密封结构上,样品关盖密封前,航天员手动取下 防尘罩。Apollo 11 号返回后,检测到样品返回容器 密封结构失效,容器内部压力升高至一个大气压。 为了提升防尘效果,NASA 在 Apollo 12~17 号任务 中采用了密封面保护罩,如图 7(b)所示。保护罩的 材料为特氟龙布与薄膜的复合材料,具有材料密度 高、厚度薄、可折叠的特点,在存储时覆盖整个密封 面和盖体,地面验证试验显示能够有效防止月尘穿 过,但是在实际应用中,Apollo 12~17 号样品返回



图6 Apollo 月球样品返回容器的密封结构<sup>[15]</sup>。(a)密封前的密封结构,(b)密封后的密封结构

Fig. 6 Sealing structure of Apollo lunar sample return container<sup>[15]</sup> (a) Translunar seal configuration, before sealing , (b) Translunar seal configuration, after sealing



图7 防尘罩与密封面保护罩实物图<sup>[15]</sup>。(a)防尘罩(b)密封面保护罩 Fig. 7 Photography of seal & dust protector and sealing surface protector<sup>[15]</sup> (a) Seal and dust protectors (b) Sealing surface protector

容器的密封结构全部失效,返回地球后内部压力升 高至一个大气压<sup>[18]</sup>。

# 1.2.2 特殊样品容器

为了满足特殊科学试验的要求, NASA 设计了 四种用于特殊样品单独存储的样品容器, 分别为特 殊环境样品容器(Special environmental sample container, SESC)、岩心样品真空容器(Core sample vacuum container, CSVC)、气体分析样品容器(Gas analysis sample container, GASC)和磁屏蔽样品容器 (Magnetic shield sample container, MSSC),如图 8 所示。特殊样品容器可对特殊样品进行初级封装,由返回容器统一进行二次密封。





SESC、CSVC和GASC均为薄壁圆筒型真空容器,密封结构为刀口刃入铟银合金的金属密封,密封结构如图9所示。宇航员手动旋转盖体手柄,向密封面施加约2N·m的扭矩,可将筒体的不锈钢刀口刃入盖体焊接的铟银合金内。为了避免月尘影响密封效果,特殊样品容器设有聚四氟乙烯密封保护罩,如图8(b)所示,在样品装填期间保护密封结构,样品合盖密封前移除。MSSC不是真空密封容器,主要功能是在低磁场环境中保护月球样品。罐体采用高磁场衰减因子的合金材料,外层包裹聚四氟乙烯保护套,盖体与罐体处不设有密封结构。

#### 1.3 中国嫦娥五号采样任务

中国于 2020 年成功发射"嫦娥五号"月球探测器,成功带回 1731 g月球样品,是中国首次地外天

体采样返回任务[19-20]。





Fig. 9 Closeup view of the sealing area in special sample containers<sup>[15]</sup>

在发射准备阶段,月球样品密封封装装置经过 内部真空除气、高温灭菌净化后,充入略高于大气 压的高纯氮气,利用橡胶圈径向密封,防止大气污 染容器内部。当探测器完成样品收集后,机械臂将 表取样品和钻取样品依次放置于密封封装装置内。 待确认样品收集完成后,电机驱动盖体向下运动, 密封封装装置自动锁紧密封,由返回器带回地球<sup>[21]</sup>。

月球样品密封封装装置总质量为4.77 kg, 内部 有效容积4L, 样品盛装能力为5kg, 由主体框架、 密封容器组件、盖体组件、开合机构组件和控制单 元等组成, 如图10所示。容器罐体为钛合金制成的 薄壁筒体结构, 能够承受返回时的着陆冲击和一个 大气压的压差。主体框架采用钛合金和铝合金制 作, 侧壁做镂空设计, 在保证结构强度和刚度的同 时最大限度地减轻了重量。为了保证无人情况下 的自动开合和锁紧密封, 设计了基于丝杆传动原理 的复合运动开合机构, 实现了装置在月表的直线提 升-旋转打开-旋转关闭-直线下降的功能<sup>[22]</sup>。



图10 月球样品密封封装装置<sup>[22]</sup> Fig. 10 Lunar sample encapsulation device<sup>[22]</sup>

为了在返回地球后保持月壤原样,综合考虑月 表的超高真空环境、样品采集自动化及密封可靠性 的要求,采用软金属和O型橡胶圈的冗余密封结构, 如图 11 所示。密封金属和O型橡胶圈均集成于密 封容器盖体上,当盖体闭合时刀口刃入软金属内形 成金属密封的同时,O形橡胶圈与封装容器内壁形 成径向弹性密封<sup>[23]</sup>。橡胶圈选用改性低温硅橡胶, 工作温度为-90℃~200℃,可适应月表的低温环境。 金属密封材料采用铟银合金<sup>[24]</sup>。密封后,刀口刃入 铟银合金深度为 0.5 mm<sup>[25]</sup>。该密封结构在经历空



图11 嫦娥五号月球样品密封封装装置密封结构<sup>[23]</sup>。(a)密 封前的盖体(b)密封后的盖体

Fig. 11 Sealing structure of Chang'e 5 lunar sample encapsulation device<sup>[23]</sup> (a) Lid before sealing (b) Lid after sealing

间高低温环境后,仍能在常温下维持 10<sup>-11</sup> Pa·m<sup>3</sup>/s 的密封漏率<sup>[26-27]</sup>。

#### 2 彗星样品采样密封技术

美国于 1999 年发射了彗星采样返回的探测器 "星尘号",采样目标为怀尔德 2 号(Wild 2)彗星,共 收集到 1000 个直径大于 15 μm 的彗星尘埃粒子和 气体样品<sup>[28]</sup>。

彗星的组成物质是宇宙尘埃和冰,表面温度极低,且一直高速向外甩出尘埃形成彗尾。探测器一 旦靠近彗核,彗尾的高速尘埃可能撞击探测器使其 变形,甚至摧毁探测器;且探测器与彗星距离过近 会引起彗星的加速运动,可能会造成彗星粒子形状 和化学成分改变,甚至蒸发。因此传统的探测器 着陆后实施钻/铲的采样方式难以应用于彗星的 采样<sup>[29]</sup>。

"星尘号"创新性地研制了"网球拍"状的样品 收集器,通过"飞越"彗尾的方式进行采样。样品收 集器安装于返回舱内,具体结构和安装位置如图 12



Fig. 12 Stardust sample subsystem shown in the fully deployed position<sup>[30]</sup>

所示。采样前,返回舱处于关闭状态,样品收集器 位于返回舱内。当飞行至采样点时,返回舱舱门开 启,样品收集器通过吊杆延伸到返回舱外,捕获外 部气体和样品颗粒的自由流体。采样操作持续数 分钟后,装有样品的收集器通过反向操作回收至返 回舱,携带样品返回地球<sup>[90]</sup>。"星尘号"在飞行中共 采集两次样品,一次是采用收集器的A侧收集怀尔 德-2 彗星样品,另一次是采用B侧收集飞行过程中 遇到的星际尘埃粒子<sup>[31]</sup>。

样品收集器结构如图 13 所示,为铝制圆盘结构,直径为 533 mm,厚度为 101 mm,内部设有多个方形网格,网格中装有气凝胶材料,用于捕获飞行样品<sup>[32]</sup>。



图13 "星尘号"样品收集器结构示意图<sup>[32]</sup> Fig. 13 Structure diagram of sample tray assembly<sup>[32]</sup>

气凝胶为多孔海绵结构的透明硅基固体,其中 99.8%的体积为空气,密度仅为玻璃的1/1000。当 样品颗粒高速撞击气凝胶时,气凝胶对样品颗粒施 加阻力,使其速度减慢并逐渐停止。最终样品颗粒 埋在气凝胶中,形成一条长度为自身长度200倍的 狭窄锥形中空轨迹,如图14所示。返回地球后,科 学家根据轨迹形态使用立体显微镜在气凝胶中搜 寻样品粒子,并确定样品的运动方向和的最终 位置。



图14 捕捉样品时气凝胶内形成狭窄的锥形中空轨迹,样品 位于轨迹末端<sup>[32]</sup>

Fig. 14 Intact capture in medium-density aerogel with the typical carrot track and with the particle lodged at the end of the track<sup>[32]</sup>

样品容器为类圆盘结构,分为底版和盖体两部 分,具体结构如图 15 所示。底板采用全铝制蜂窝板, 直径约 610 mm,厚度为 250 mm,表面覆盖铝板。盖 体由铝合金制成,直径约 503 mm,高度约为 102 mm。 样品容器不采用真空密封结构,密封盖体边缘包裹 聚四氟乙烯 U 型密封圈,顶部设有气体过滤器。U 型密封圈能够保持容器内外 6.9×10<sup>3</sup> Pa 的压差。气 体过滤器用于在发射升空和返回地球期间平衡容 器内外压力,并吸附返回地球时隔热罩的烧蚀产物, 避免污染样品。过滤器内部采用三层吸附结构,中 间层为活性炭,对水、氧和部分有机物有吸附作用, 保持容器内部相对湿度<10%,碳氢化合物含量<15 mg/L;内外两层为聚丙纤维过滤垫,可过滤直径> 1 μm 的粉尘颗粒<sup>[33-34]</sup>。



图15 样品容器实物图<sup>[33-34]</sup> Fig. 15 Photograph of the sample canister<sup>[33-34]</sup>

# 3 小行星样品采样密封技术

小行星表面为微重力环境,当探测器采样钻头 向小行星地下钻取采样时,会受到向上的反作用力, 探测器有可能会侧翻、弹飞甚至逃逸<sup>[35]</sup>,因此常规 附着钻取采样方式不适用于小行星表面采样。小 行星绕飞轨道半径大,采样返回任务一般为发射一 次采样探测器,同时完成"绕"、"探"、"采"、"返" 的任务,具有采样地点地质环境不确定的特点,需 要选择一种具有包络性的采样方法,无论是坚硬 的岩石还是松散的风化层,都能将其变成散体 收集<sup>[36]</sup>。

基于上述原因,在已经实施的小行星采样任务 中,美国和日本均采用接触式采样。探测器悬停于 小行星表面,仅通过采样机构与表面接触,将星壤 离散化变成粉尘或小颗粒样品后,实施数秒的采样 操作。样品密封容器和相对应的密封结构,与采样 方式和小行星表面矿物质成分进行适配性设计。

#### 3.1 日本"隼鸟"系列采样任务

日本于 2004 年发射的"隼鸟号"小行星采样任

务,是人类历史上第一次针对小行星的采样任务<sup>[37]</sup>。 "隼鸟号"的探测目标是S类小行星Itokawa(丝川), 表面矿物质以硅酸盐和铁等无挥发特性的物质为 主<sup>[38]</sup>,表面风化层为碎石堆结构,碎石尺寸在毫米至 厘米量级,形状极不规则<sup>[39]</sup>。由于"隼鸟号"采样机 构故障,未收集到大颗粒样品,科学家仅在收集筒 中发现了几千粒风化颗粒<sup>[40-42]</sup>。日本又于2014年 发射了"隼鸟2号"小行星探测器,采样目标为C类 近地小行星Ryugu(龙宫),该类小行星土壤中含有 挥发成分,如水、不稳定有机分子和惰性气体等<sup>[43]</sup>。

日本发射的两次小行星探测任务的采样系统 和采样方式大致相同。采样系统由取样器、样品存 储容器、样品密封容器、弹丸发射器和弹丸组成,如 图 16 所示。探测器下方的取样器为喇叭型,一端连 接样品存储容器,另一端为喇叭口,是小行星样品 进入存储容器的入口。取样器内配备了弹丸发射 器和多枚抛射弹丸,用于小行星表面分批、多次 采样<sup>[44]</sup>。





"隼鸟号"与"隼鸟2号"采样的方式均为"即触 即走"式采样。在存储模式,密封容器与存储容器 分离,密封容器安装固定于返回舱内部中心位置, 存储容器位于探测器中,与取样器连接。在第一次 地表样品采集时,探测器缓缓靠近小行星表面,当 采样器喇叭与小行星表面接触后,探测器悬停于距 离小行星表面几米高度。随后弹丸发射器发射一 枚5g的弹丸,使其以300m/s的速度撞击小行星表 面,表面碎石飞溅,部分碎石沿取样器轴线方向运 动至样品存储容器内。单次采样过程通常持续5s. 具体操作流程如图 17 所示。第一次采样完成后, 探 测器携带采集到的样品暂时飞离小行星表面[45]。 "隼鸟号"共实施两次地表采样操作."隼鸟2号"除 了完成两次地表采样外,还将完成一次地下样品的 收集。"隼鸟2号"探测器在距离小行星表面 500 m 时向小行星表面释放铜制撞击器, 当探测器撤离至 安全距离后,引爆撞击器使其以2km/s的速度撞击 小行星表面,向地面撞击形成直径约10m的人工深 坑。当探测器确认深坑的安全性后,飞行至撞击坑 内,采用"即触即走"的方式采集一次坑内样 品<sup>[44,46]</sup>。"隼鸟2号"计划在三个着陆点共收集 100 mg样品。



图17 取样过程原理示意图<sup>[45]</sup>。(a)发射金属小球(b)破坏表 面岩石(c)收集飞溅样品

Fig. 17 Principle diagram of sampling process<sup>[45]</sup> (a) Inject metal ball, (b) Break surface rocks, (c) Collect the splashes

当样品收集完成后,推杆同时将存储容器连同 锁紧机构推入密封容器中,当密封材料与密封面接 触后,推杆机构撤销推力。随后压缩弹簧反弹,弹 簧一端向密封面传递 29N 压紧力,另一端推动锁紧 机构向上运动,完成容器的锁紧。具体放样过程如 图 18 所示。

两次任务的密封装置相似,均由锁紧机构、压 紧弹簧、密封结构、样品密封容器和样品存储容器 几部分组成,内部结构如图 19 所示。两次任务中样 品存储容积相同,均为 48 cm<sup>3</sup>,理论上可盛装 100 mg 的样品,包括数个直径为毫米级的颗粒样品。 "隼鸟号"样品存储容器有两个样品腔,分别盛装两 个采样地点的地表样品,"隼鸟 2 号"升级为三个样 品腔,盛装两份地表样品和一份地下样品。"隼鸟



图18 样品存储和密封容器工作流程图<sup>[44]</sup>。(a)存储容器被推入样品容器和返回舱内(b)存储容器与样品容器相连接(c)弹簧应 力释放,弯曲的盖体与样品容器边缘挤压

Fig. 18 Schematic diagram of the sample catcher and container of Hayabusa<sup>[44]</sup> (a) The sample catcher is transferred forward to the sample container and the re-entry capsule , (b) The sample catcher is combined with the sample container in place, (c) The curved-surface lid is thrusted on the edge of the sample container by release of the spring tension

2号"样品存储容器内部布局如图 20 所示,单向旋转作动器(NEA)驱动圆柱形分隔器旋转,使其开口指向不同的样品收集腔,完成A、B、C三个腔体样品收集,完成收集后,收集腔关闭。为了避免样品卡滞旋转分隔器,分隔器和隔板之间留有间隙,细小颗粒存在混合的可能性,因此细小颗粒的特性代表了小行星表面的全局特征。"隼鸟号"的密封结构为双层碳基橡胶密封圈,容器在返回地球的过程中发生泄漏,压力升至5 KPa<sup>[47]</sup>。"隼鸟2号"星壤中含有挥发性成分,因此采用漏率更低的金属密封。金属铝材料的密封容器刀口插入铝合金盖体内,提

高了漏率的同时避免了橡胶圈引入的有机或无机 挥发物污染,试验漏率约为1×10<sup>-8</sup> Pa·m<sup>3</sup>/s<sup>[48]</sup>。"隼 鸟2号"密封装置设计了除尘结构,如图21所示。 防尘铝箔直径略大于密封容器内径,当推杆机构将 存储容器推入密封容器时,在密封容器侧壁的阻挡 下,防尘铝箔弯曲,刮去密封面附着的星壤颗粒。 "隼鸟2号"增加了气体样品收集功能,密封容器底 面中心厚度减薄,设置直径约1mm的气体取样口, 如图19(b)所示。样品密封容器返回地面后,用钨 针刺穿气体取样口,收集容器内样品释放的气体, 用于后续气体成分分析<sup>[49-52]</sup>。



图19 隼鸟系列样品密封容器组成结构图<sup>[44]</sup>。(a)隼鸟号样品容器(b)隼鸟2号样品容器



#### 3.2 美国"奥西里斯"小行星采样任务

"奥西里斯"(OSIRIS-REx)号是美国发射的首 个小行星采样返回探测器,探测目标为B类碳质球 状小行星 Bennu<sup>[53-54]</sup>,表面矿物质由碳和有机物等不 具有挥发性的物质组成,表面风化层为细小颗粒, 平均粒径小于 10 mm<sup>[55]</sup>,表面不含有对探测器产生



- 图20 "隼鸟2号"样品存储容器收集三次样品时的工作 过程<sup>[4]</sup>
- Fig. 20 Operation of the sample catcher for 3 sampling in Hayabusa2<sup>[44]</sup>





Fig. 21 Dust-sweeping Al foils of the metal sealing system in Hayabusa2<sup>[44]</sup>

# 影响的悬浮粉尘[56]。

"奥西里斯"号探测器的采样方式为"一触即离" 式采样。采样时探测器逐渐下落,在距离小行星表 面几米高度时,采样头与小行星表面接触。氮气瓶 喷射高纯氮气激发表面岩石和粉尘使表面碎屑流 体化,气体携带表面样品颗粒打开聚酯薄膜柔性挡 板流入环形采样头中,气体从采样头四周栅网流出, 样品被阻隔于采样头内部。当气体流量小于某个 设定值时,柔性挡板关闭,样品保留在采样头内部。 气吹采样过程持续约5s,采集样品直径最高可达 20 mm,采样头工作示意图如22 所示<sup>[57]</sup>。采样完成 后,"奥西里斯"号探测器通过比较采样前后探测器





Fig. 22 Working diagram of sample acquisition mechanism<sup>[57]</sup>

旋转时角动量的变化测量样品质量。当采样量超 过 60 g 时,机械臂将采样头放回位于返回器中心的 样品容器内<sup>[58]</sup>,爆炸螺栓断开采样头和机械臂之间 的连接后关闭返回舱,完成样品收集密封<sup>[59-60]</sup>。为 了保证采样成功,"奥西里斯"携带 3 个独立的氮气 瓶,可进行 3 次采样尝试。

为了降低任务成本和风险,"奥西里斯"号样品 容器的结构和密封方式延续了"星尘号"的设计,与 返回舱的相对位置和结构如图 23 所示<sup>[61]</sup>。





Fig. 23 Structure diagram of sample return capsule (SRC). Sample canister is located inside the SRC <sup>[61]</sup>

2020年"奥西里斯"号完成采样后,头部摄像机 拍摄图像显示,采样机构收集样品数量远大于目标 采样量,导致用于封装样品的聚酯薄膜瓣被数块大 石块揳开,航天器拍摄了整个泄漏过程。为了避免 损失更多样品,NASA 略去样品称重过程,直接将样 品带回地球。

#### 4 火星样品采样密封技术

火星表面引力为地球引力的 38%, 探测器可降 落并附着于表面完成采样和封装。火星表面地质 结构与月球相似, 覆盖了数米厚的风化层, 风化层 主要为红色细粒和角砾碎屑, 因此火星的采样方式 主要为钻取采样, 既能对古早样品进行采集分析, 又能保证样品的层理信息。由于火星星壤主要成 分与地球相似, 含有氧化铁、镁硫酸盐、氧化铁、碳 酸盐等物质, 并且水手 9 号红外探测证实, 火星表面 有冰或风化的含水矿物, 具有一定挥发性, 因此, 在 返回地球给过程中应对火星样品真空密封, 避免挥 发性物质损失, 影响后续成分分析。

美国于 2020 年开展火星样品的采样返回任 务——"火星样品返回计划(Mars Sample Return, MSR)"。该计划不是一次性的采样任务,而是由一 系列任务组成的探测工程,整个工程分为三个阶段: 首先是采样阶段。NASA 发射"火星 2020(Mars 2020)"号探测器,通过携带的"毅力号"(Persistence) 火星车对多个地点进行钻取采样,同一地点样品独 立密封于样品管中,临时存储在火星表面。第二阶 段是将样品转移至低火星轨道。NASA 在第二阶段 将发射两个航天器,分别为"样品回收着陆器 (Sample Retrieval Lander, SRL)"和"地球轨道返回 器(Earth Return Orbiter, ERO)"。样品回收着陆器 携带火星上升火箭(Mars Ascent Vehicle, MAV)、样 品收集火星车(Fetch Rover, FR)和轨道样品容器 (Orbiting Sample canister, OS)。样品收集火星车着 陆于火星,收集"毅力号"留在火星表面的样品管, 并将样品管转运至轨道样品容器内。轨道样品容 器随后通过火星上升火箭发送至低火星轨道。第 三阶段携带样品返回地球。地球轨道返回器捕获 轨道样品容器后,对其进行密封和杀菌后由返回舱 携带返回地球<sup>[62-65]</sup>。"火星样品返回计划"的具体 任务步骤如图 24 所示[66]。



Fig. 24 Notional MSR architecture<sup>[66]</sup>

#### 4.1 样品管密封设计

"火星样品返回计划"共计划收集 43 份样品, 其中 5 份样品为不同采样进程中产生的蒸汽沉积和 颗粒污染物,用于监测火星车运动对环境污染的变 化,其余 38 份样品为不同地点的岩石和风化层土壤。 每份样品均单独存储和密封在无菌样品管中,既完 全保留了当地的样品特性,又避免了不同地区样品

# 的交叉污染[67-68]。

样品管如图 25 所示,为圆柱形结构,尺寸为: **Φ**25 mm×140 mm,样品盛装量大于 15 g。主体材料 为钛合金,内表面镀 TiN 层防止有机污染物吸附, 外表面为氧化铝涂层以提高热控性能,使样品管在 火星表面时,内部样品始终处于低温。每个样品 管壁均刻有编号,便于科学家研究返回后的火星



图25 火星样品管实物图<sup>[65]</sup> Fig. 25 Flight sample tube assembly<sup>[65]</sup>

样品<sup>[65]</sup>。

由于钻头在取样或放样过程中磨损密封面,且 样品粉尘污染密封面,样品管密封结构具有一定容 尘能力;样品密封后至少在火星表面存储四年,样 品管在经受火星表面热力循环和沙尘环境后密封 状态保持不变;样品管在返回地球的过程中经受火 星表面发射、地球返回等振动和冲击环境影响后, 密封状态保持不变。基于上述要求,NASA 提出了 扭矩密封塞、冷焊密封、弹性密封、钎焊密封、形状 记忆合金密封等多种密封方案<sup>[69-70]</sup>。通过大量试验 和仿真分析,并结合火星采样的实际需求,最终选 择了 Kristopher 等提出的密封结构<sup>[71]</sup>,如图 26 所示, 设计了由密封盖、卡套、卡套固定器、垫片、卡套固 定环、样品管固定弹簧、密封盖固定环组成的密封 组件。



盛装样品后,密封组件放入样品管内,样品管 固定弹簧收缩防止密封组件径向位移。随后密封 推杆推动卡套使其沿着密封盖向下运动,卡套斜面 挤压密封盖内凸起使密封盖直径增加,外部齿状结 构直径也随之增加。当齿状结构外径增加至大于 样品管内径时,齿状结构与样品管内壁挤压。由于 齿状结构外表面镀金,在挤压时部分齿状结构刃入 样品管内壁中产生挤压变形,表面镀金填充入缝隙, 密封组件与样品管之间形成真空密封结构。密封 结构的形成过程、该过程中密封力的变化以及密封 盖的变形量如图 27 所示。

火星表面大气压为 500~700 Pa, 密封后样品管 内部压力与火星表面相同。当样品管返回地球途 中, 经历火星气压、超高真空环境和地球大气压等 多种外压环境, 样品管的密封结构需要经历正压和 负压两种环境下的漏率测试。NASA 对样品管的密





Fig. 27 Sealing force application process and sealing cap deformation during hermetic seal activated<sup>[71]</sup>

封结构进行多种温度、灰尘以及不同外压环境的测试,密封漏率优于1×10<sup>-11</sup> Pa·m<sup>3</sup>/s。

#### 4.2 轨道样品容器密封设计

轨道样品容器(OS)的主要功能为收集和存储 样品管,并将其携带至低火星轨道。OS的组成和 结构如图 28 所示,主要由 OS 外壳和 OS 罐体组成。 OS 罐体底部设有 2 个气体样品收集区域,与火星大 气通过两个串联的电磁阀连通,总共可储存 140 ml 火星大气样品。OS 外壳集成了超高频跟踪信标, 在发射至低火星轨道后,地球返回器可通过信标装 置检测并捕获 OS。OS 外壳内设有轴向定位壳杆可 与罐体集成的挠爪机构配合,完成 OS 的锁紧和内 部样品管的固定,在火星发射、地球巡航、返回地球 和降落冲击时,保持 OS 和内部样品管结构完整<sup>[66]</sup>。



根据行星保护政策要求,火星的行星保护等级 为V级,是行星保护中的最高级。该政策要求与火 星采样返回任务相关的密封容器和其他部件应当 与火星环境"打破接触链"(Break the Chain of Contact, BTC),即所有返回地球的硬件都不能与火 星环境直接接触。基于上述要求,需要将 OS 真空 密封于一个外部不接触火星环境的容器中,且对接 缝处进行消毒杀菌<sup>[72]</sup>。

NASA 提出爆炸焊接、钎焊或套袋等能够实现 与火星接触面分离的密封方式[73],并且密封后对接 缝处进行离子体、高温气体/电加热或其他表面处理 方式进行生物灭菌。Yoseph Bar-Cohen 等提出了 "S3B" (Separation, Seaming, and Sealing using Brazing) 形式的密封结构<sup>[74-75]</sup>。该结构为双层罐体 感应钎焊密封,在满足密封漏率前提下,既能使 OS 与火星的接触面完全封存于密封容器内,又能高温 加热样品密封容器,破坏容器表面和焊缝处的生物 污染物<sup>[76]</sup>。样品密封容器设计为圆柱型,如图 29(a) 所示,由盖体、双层筒体、感应线圈和钎料等组成。 内外筒体在地球上通过钎料焊接为一体,筒体之间 为地球清洁环境。盖体与返回舱分隔板焊接为一 体,盖体外表面不与火星环境接触。当样品盛装于 容器后,推杆机构将筒体推入盖体中使其闭合。随 后感应线圈加热钎料至熔点以上,图 30 中密封环 (圆形区域)和分离环(矩形区域)在受热后处于熔融 状态。在内筒体底部弹簧的作用下,内外筒从分离 环处分离,如图 29(b)所示。感应线圈停止加热后 焊料凝固,盖体和内筒体钎焊形成一个整体,完成 样品的钎焊密封。直接接触火星环境的外筒体与 分隔板焊接,不随返回舱返回地球,返回舱将盖体



图29 封装前后"S3B"样品返回容器的结构<sup>[74-75]</sup>。(a)密封前样品容器结构(b)密封后样品容器结构

Fig. 29 Structure of "S3B" sample return container before and after encapsulation<sup>[74-75]</sup> (a) Structure of sampling container before sealing, (b) Structure of sampling container after sealing



和内筒体包裹的 OS 运送回地球。由于盖体和内筒 体外侧始终未暴露于火星环境,外表面不被火星环 境污染,阻断了火星生物的传染路径。

为了盛装更多样品,轨道样品容器设计为球形, Xiaoqi Bao等也将密封容器设计为球形<sup>[77]</sup>。具体的 封装结构和密封过程与圆柱形相似,工作流程如 图 31 所示。盖体(图中下半半圆)与航天器焊接为 一体,盖体外壁不与火星环境接触。简体为两个半 圆形容器焊接在一起的双层结构。当样品收集完 成后,盖体与简体配合,启动钎焊加热程序,加热钎 料至熔化温度,内外简体分离。冷却后内简体与盖 体焊接于一体,外筒体焊接于航天器上。

Yuki 等提出了套袋密封的结构<sup>[78]</sup>, 基本原理是 将 OS 包裹于聚合物样品袋内, 与地球清洁环境之 间形成屏障, 避免 OS 与地球环境直接接触。套袋 密封的具体流程如图 32 所示, 当 OS 被放入样品袋 后, 关闭并加热样品袋入口, 密封 OS 的同时完成接 缝处的加热灭菌。待接缝冷却后, 从接缝处切开样 品袋, 完成 OS 的封装和样品袋的分离。套袋密封 具有轻便、灵活的特点, 能够与多种形状的样品容 器相匹配。

目前,能够实现 BTC 功能的密封结构仍在研制 和试验中,最终"火星样品返回计划"选用的密封结 构尚未形成定论。

#### 5 采样密封技术未来展望

面向未来复杂的飞行环境和采样星球的不确 定性,地外天体采样密封技术具有以下发展趋势:

(1)根据地外天体特点选择合适的采样密封 方式

随着探测技术的发展,未来势必会前往距离更远、表面环境更为特殊、采样难度更大的地外天体 实施星壤样品采样返回工作,星壤样品的不确定性 成为影响采样密封技术的主要因素。未来采样密 封技术在选取时应在综合考虑飞行时间、表面环境、 引力大小、样品成分等因素的基础上,选择与目标



Fig. 31 Working diagram of spherical double-lid brazing vessel<sup>[77]</sup>







星体相匹配的采样密封方式。针对飞行时间长的 天体,应选用密封寿命更长、可靠性更高、环境耐受 性更好的密封方式;针对表面风化层颗粒小或大气 中尘埃丰富的天体,选择具有容尘性更好的密封方 式或设计可靠的防尘结构,避免星尘影响密封效果; 针对表面微重力或零重力的天体,在采样时探测器 应选择不接触表面的悬停方式,采样头与天体星壤 单点接触,避免采样活动影响天体的运行轨迹;针 对表面引力较大且探测器可附着的天体,可选择传 统的探测器着陆后钻取或铲取的采样方式;针对天 体表面星壤中含挥发性成分的情况,应在初步分析 成分的基础上,有针对性地选择可保留挥发成分的 真空密封材料和密封结构,并设计气体样品提取接 口,便于返回地球后第一时间分析气体样品;针对 表面星壤不含有挥发性成分的天体,既可以选择真 空密封结构,也可以仅对星壤接触的气体进行过滤, 避免水、氧和杂质颗粒污染样品。

(2) 开发更为可靠的防尘方式

纵观以往成功实施的样品密封任务可以看出, 月尘对样品容器的密封效果有很大的影响。苏联 的 Luna 系列和美国的 Apollo 系列样品容器的密封 结构均遭到了月尘的破坏,密封容器在返回地球后 内部压力均升至一个大气压,容器发生泄漏。为了 保证星壤样品能够在返回地球后保持原样,准确地 表征地外天体特性,未来应重点关注密封容器的防 尘设计。在 Apollo 系列使用过的覆盖防尘的基础 上,开发喷吹除尘、电泳除尘、静电除尘、摩擦除尘 等新型除尘结构,减少星壤样品粉尘对密封面的影响,提升密封可靠性。

(3) 开发能够适应远距离、长时间飞行的样品 密封结构。

随着未来先进通讯技术和推进技术的不断发 展,中国的深空探测也逐渐向小行星、火星、木星、 彗星等其他距离地球更远、返回飞行时间更长的天 体转变,对密封技术的需求也从"封得住"向"封的 久"转变,对密封材料环境适应性和密封时间的要 求更高。目前,中国月球样品使用的密封方式是传 统的橡胶密封圈和铟银合金相结合的冗余密封方 式,橡胶圈易老化且低温、辐射环境适应性差,铟银 合金具有长期密封过程中会蠕变的特点,使其难以 满足更高的密封要求。未来应在充分考虑地外天 体特性、飞行环境影响、返回时间跨度的基础上,研 发新型密封结构、开发新型密封材料、建立基于不 同重力环境下的密封模型,并对其进行理论分析和 试验验证,满足未来深空探测任务中样品密封的 要求。

(4) 研究具有行星保护功能的灭菌方式或建立 生物屏障。

中国在行星保护方面的研究尚处于起步阶段, 且未对存在生命的天体进行采样返回操作,现有的 地外天体采样密封容器不涉及行星保护相关设计。 未来中国的深空探测任务可能会涉及火星、木卫二 等可能存在生命的地外天体,在返回容器的设计中 需要考虑行星保护设计,在保护样品不被地球大气 污染的同时,避免样品在运输途中污染月球和地球 环境。

#### (5) 开发具有保温功能的密封容器

随着人类对可持续发展的迫切需求,地外天体 表面水资源的分布是行星探测的重要科学目标之 一,天体表面水冰/干冰的采样返回对研究地外天体 宜居性具有重大意义。目前已探测到月球极区和 火星部分地区含有大量水冰/干冰,如何将星壤样品 中的水冰/干冰在不解冻的情况下保持原样带回,成 为了亟待解决的问题。未来应开发具有保温功能 的样品密封容器,在返回地球的过程中样品含有的 水始终保持固态原样,星壤的成分和比例保持不变, 对研究天体星壤的物质组成、资源分布及存在形式 有重要意义。

# 6 结论

本文阐述了国内外地外天体采样密封技术的 发展脉络,回顾了针对不同类型天体采取的采样和 密封方式,通过对比可得到以下结论:

对于附着星体表面实施铲/钻采样的方式,优点 为适用于引力大的天体,可在其表面进行多点多次 采样,并能收集到地下一定深度的样品,返回地球 后可对星壤的层理信息进行分析,但是缺点为探测 器需要在星体表面着陆,搭载采样车、着陆装置、钻 样机构、上升发动机等组件,探测器重量最重。由 于钻/铲取样品会引起星壤尘埃在地表漂浮,相对应 的密封容器在设计时应重点考虑密封面的防尘问 题,避免星壤样品附着于密封面,造成容器泄露。

对于飞跃星体的采样方式,优点为适用于彗星 等喷射地表样品的星体,可在不接触星体表面的情 况下完成样品收集,缺点为仅能收集到微小颗粒样 品,并且采样量较小。由于样品被气凝胶包裹,且 不含有挥发性气体,对应的样品容器在设计时可不 把密封作为设计重点,仅对样品进行防护,避免地 球大气污染样品。

对于接触采样的方式,优点为适用于无法着陆 的体积较小星体,且对星体表面地形要求低,缺点 为采样量较小,且难以保证样品的层理信息。样品 容器的设计难点为取样器与容器间的接口,在保证 样品能够轻松进入容器的前提下,避免在后续转样 过程中的损失。

在文章的最后对未来的发展趋势进行了展望, 地外天体采样密封技术逐渐从近地天体单一环境 采样密封向深空探测中复杂环境的采样密封转变。 对存在生命迹象天体采样密封容器进行生物保护 设计,对水冰/干冰采样的密封容器进行保温设计等。 本文为中国未来小行星探测、火星探测、载人登月、 月球极区探测等地外天体采样返回任务的设计提 出了一条可行的探索路径,为地外天体采样密封容 器的设计提供了新的发展思路。

#### 参考文献

- [1] Beaty D W, Grady M M, Mcsween H Y. The potential science and engineering value of samples delivered to Earth by Mars sample return[J]. Meteoritics & Planetary Science, 2019, 54(3): 667–671
- [2] Cherkasov I I, Mikheev V V, Smorodinov M I, et al. 20 years of soviet investigation of lunar soils[J]. Soil Me-

chanics & Foundation Engineering, 1986, 23(6): 241–244

- [3] Tang J Y, Deng Z Q, Chen C B, et al. Review of planetary drilling & coring technologies oriented towards deep space exploration[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(6): 555-565 (唐钧跃, 邓宗全, 陈崇斌, 等. 面向深空探测的 星球钻取采样技术综述[J]. 宇航学报, 2017, 38(6): 555-565(in chinese))
- [4] Wang Y J, Zhao C X, Li D T, et al. Progress and development proposals of space dust detection[J]. Science and Technology Foresight, 2022, 1(1): 38-50 (王永军, 赵呈选, 李得天, 等. 空间尘埃探测进展与发展建议[J]. 前瞻 科技, 2022, 1(1): 38-50(in chinese))
- [5] Ou-yang Z Y, Introduction to Lunar Science[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2005 (欧阳自远, 月 球科学概论[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005: 124-153(in chinese))
- [6] Kemurdzhian A L, Gromov V V, Cherrasov I I, et al. Automatic stations to study the lunar surface[R]. National Aeronautics and Space Administration, 1977
- [7] Vinogradov A P. Preliminary data on lunar regolith returned by Luna-16 automatic probe[R]. NASA Technical Translation, 1971
- [8] Robert Christy. The Mission of Luna 16[EB/OL]. http:// www.zarya.info/Diaries/Luna/Luna16.php.
- [9] Erickson R J. Luna-16: an outstanding new achievement of soviet space science[R]. Foreign Technology Division, 1970
- [10] Vinogradov A P. Preliminary data on lunar soil collected by the Luna-20 automatic station[R]. NASA Technical Translation, 1973
- [11] Institute of Geochemistry. Advance in the research of lunar geology[M]. Beijing: Science Press, 1977 (中国科学 院地球化学研究所, 月质学研究进展[M]. 北京: 科学出 版社, 1977: 41-48(in chinese))
- [12] Robert C. The Mission of Luna 20[EB/OL]. http://www. zarya.info/Diaries/Luna/Luna20.php
- [13] Sagdeyev R Z, Shtern M I. Mastery of outer space in the USSR in 1976[R]. National Aeronautics And Space Administration, 1979
- [14] Robert C. The mission of Luna 24 [EB/OL]. http:// www.zarya.info/Diaries/Luna/Luna24.php.
- [15] Mundt F D, Schreyer J M, Wampler W E, et al. Apollo lunar sample return container: summary report [R]. OAK RIDGE Y-12 PLANT, 2013

- 第 4 期
- [16] Allton J H, Bagby J R, Stabekis P D, et al. Lessons learned during Apollo lunar sample quarantine and sample curation[J]. Advances in Space Research, 1998, 22(3): 373–382
- [17] Allton J H. Lunar Samples: Apollo collection tools, curation handling, surveyor III and soviet luna samples [R]. Johnson Space Center, 2009
- [18] Taylor L A, Schmitt H H, Carrier W D. The lunar dust problem: from liability to asset[C]. 1st Space Exploration Conference: Continuing the Voyage of Discovery, 2005
- [19] Ou-yang Z Y. Scientific objectives of chinese lunar exploration project and development strategy[J]. Advance in Earth Science, 2004, 19(3): 351–358 (欧阳自远. 我国月 球探测的总体科学目标与发展战略[J]. 地球科学进展, 2004, 19(3): 351–358(in chinese))
- [20] Ye P J, Peng j. Deep space exploration and its prospect in china[J]. Engineering Science, 2006, 8(10): 13-18 (叶 培建, 彭兢. 深空探测与我国深空探测展望[J]. 中国工 程科学, 2006, 8(10): 13-18(in chinese))
- [21] Li H L, Wang C Y, Liu Y X, et al. Gathering and sealing of lunar sample in container filled with pure nitrogen[J]. Chinese Journal of Vacuum Science and Technology, 2017, 37(1): 7–11 (李昊璘, 王春勇, 刘轶鑫, 等. 月球样 品充氮保护密封技术的研究[J]. 真空科学与技术学报, 2017, 37(1): 7–11(in chinese))
- [22] Wang C Y, Fu Z H, Li H L, et al. The lunar sample encapsulation[J]. Vacuum & Cryogenics, 2021, 27(1): 100 (王春勇, 付朝晖, 李昊璘, 等. 月球样品密封封装装置[J]. 真空与低温, 2021, 27(1): 100(in chinese))
- [23] Wang C Y, Li H L, Sun L, et al. Experimental investigation on adaptability of lunar samples vacuum sealing structure[J]. Lubrication Engineering, 2017, 42(6): 88–91 (王春勇, 李昊磷, 孙亮, 等. 月球样品真空密封结构适 应性试验研究[J]. 润滑与密封, 2017, 42(6): 88–91(in chinese))
- [24] Wu X J, Wang K C, Yang Z R, et al. Study on preparation and characterization of In-Ag solders[J]. Precious Matals, 2019, 40(1): 57–62 (吴宪吉, 王克成, 杨志荣, 等. 铟银软钎料的制备与钎焊性研究[J]. 贵金属, 2019, 40(1): 57–62(in chinese))
- [25] Fu Z H, Xu M, Du Y G, et al. Noval ultra high vacuum sealing technique with soft metal knife edge for space crafts[J]. Chinese Journal of Vacuum Science and Technology, 2014, 34(3): 221-224 (付朝晖, 许旻, 杜永刚, 等. 极高真空环境下软金属刀口密封研究[J]. 真空科学

与技术学报, 2014, 34(3): 221-224(in chinese))

- [26] Li D T, Wang Y J, Zhang H Z, et al. Applications of vacuum measurement technology in China's space programs
   [J]. Space: Science & Technology, 2021, 1(1): 21–36
- [27] Li D T, Xi Z H, Wang Y G, et al. Vacuum metrology technology and its space application[J]. Chinese Journal Vacuum Science And Technology, 2021, 41(9): 795-816 (李得天, 习振华, 王永军, 等. 真空测试计量技术及其 航天应用[J]. 真空科学与技术学报, 2021, 41(9): 795-816(in chinese))
- [28] Duxbury T C. NASA Stardust sample return mission[R]. Jet Propulsion Laboratory, 2004
- [29] Zega T, Zare R N, Young E D, et al. Comet 81P/Wild 2 under a microscope[R]. Lawrence Livermore National Laboratory, 2009
- [30] Willcockson W H. Stardust sample return capsule design experience[J]. Journal of Spacecraft And Rockets, 36 (3): 470-474
- [31] https://solarsystem.nasa.gov/stardust/tech/index.html
- [32] Tsou P. Stardust: a comet coma flyby sample return[C].2009 IEEE Aerospace conference, Big Sky, MT, USA, March 7-14, 2009
- [33] Brownlee D E, Tsou P, Anderson J D, et al. Stardust: comet and interstellar dust sample return mission[J]. Journal of Geophysical Research, 2003, 108(E10): 1–15
- [34] Tsou P, Brownlee D E, Sandford S A, et al. Wild 2 and interstellar sample collection and earth return[J]. Journal of Geophysical Research. 108 (8113) (2003) 3-1–3-21
- [35] Xu W B, Zhao H B. Deep space exploration of asteroids: the science perspectives[J]. Advances in Earth Science, 2005, 20(11): 31-38 (徐伟彪, 赵海斌. 小行星深空探测 的科学意义和展望[J]. 地球科学进展, 2005, 20(11): 31-38(in chinese))
- [36] Zhao Z X. Design, analysis, experiment and research of the asteriod impact rock crusher[D]. North China Institute of Aerospace Engineering, 2020 (赵忠贤, 小行星冲 击碎岩器设计分析与实验研究[D]. 北华航天工业学院, 2020(in chinese))
- [37] Siddiqi A A. Beyond earth: a chronicle of deep space exploration, 1958-2016[M]. National Aeronautics and Space Administration, Office of Communications, NASA History Division, 2018
- [38] Binzel R P, Rivkin A S, Bus S J, et al. MUSES-C target asteroid (25143) 1998 SF36: A reddened ordinary chondrite[J]. Meteoritics & Planet Science, 2001, 36(8):

1167-1172

- [39] Miyamoto H, Yano H, Scheeres D J, et al. Regolith migration and sorting on asteroid Itokawa[J]. Science, 2007, 316(5827): 1011–1014
- [40] Keller L P, Berger E L, et al. A transmission electron microscope study of Itokawa regolith grains[J]. Earth, Planets and Space, 2014, 66(1): 89
- [41] Tomoki N, Takaaki N, Masahiko T, et al. Itokawa dust particles: a direct link between S-type asteroids and ordinary chondrites[J]. Science, 2011, 333(6046): 1113–1116
- [42] Yada T, Fujimura A, Abe M, et al. Hayabusa-returned sample curation in the planetary material sample curation facility of JAXA[J]. Meteoritics & Planetary Science, 2014, 49(2): 135–153
- [43] Sei-ichiro W, Yuichi T, Makoto Y, et al. Hayabusa2 mission overview[J]. Space Science Reviews, 2017, 208(1-4): 3–16
- [44] Saiki T, Imamura H, Arakawa M, et al. The small carryon impactor (SCI) and the Hayabusa2 impact experiment [J]. Space Science Reviews, 2017, 208(1-4): 165–186
- [45] Sawada H, Okazaki R, Tachibana S, et al. Hayabusa2 sampler: collection of asteroidal surface material[J]. Space Science Reviews, 2017, 208(1-4): 81–106
- [46] 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
- [47] Okazaki R, Nagao K, Miura Y N, et al. Noble gases recovered from the Hayabusa sample container (abstract)[J]. Lunar Planet Sci, 2011: 1653
- [48] Ryuji O, Hirotaka S, Shinji Y, et al. Hayabusa2 sample catcher and container: metal-seal system for vacuum encapsulation of returned samples with volatiles and organic compounds recovered from C-Type Asteroid Ryugu[J]. Space Science Reviews, 2017, 208(1-4): 107–124
- [49] Yada T, Abe M, Uesugi M, et al. A nature of particles in the Hayabusa sample catcher and contamination controls for Hayabusa 2 sample containers[C]. 77th Annual Meeting of the Meteoritical Society, 2014
- [50] Yamada T, Yoshihara K, Yamada K, et al. Development of a Hayabusa-2 sample return capsule [C]. 30th ISTS, 2015
- [51] Yamada T, Yoshikawa M, Abe M, et al. System design of

the Hayabusa 2-asteroid sample return mission to 1999 JU3[J]. Acta Astronautica, 2013, 91: 356–362

- [52] Sawada H, Okazaki R, Okamoto C, et al. The sampling system of Hayabusa2 missions (abstract) [C]. 63rd International Astronautical Congress 2012, 2012
- [53] Clark B E, Binzel R P, Howell E S, et al. Asteroid (101955) 1999 RQ36: Spectroscopy from 0.4 to 2.4 μm and meteorite analogs[J]. Icarus, 2011, 216(2): 462–475
- [54] Hergenrother C W, Nolan M C, Binzel R P, et al. Lightcurve, color and phase function photometry of the OSIRIS-REx target asteroid (101955) Bennu[J]. Icarus, 2013, 226(1): 663–670
- [55] Delbo M, Harris A W, Mottola S, et al. Thermal inertia of near-earth asteroids and implications for the magnitude of the Yarkovsky effect[J]. Icarus, 2007, 190(1): 236–249
- [56] Emery J P, Fernandez Y R, Kelley M S, et al. Thermal infrared observations and thermophysical characterization of OSIRIS-REx target asteroid (101955) Bennu[J]. Icarus, 2014, 234(1): 17–35
- [57] Clark B C, Bierhaus E B, Harris J W, et al. TAGSAM: A gas-driven system for collecting samples from solar system bodies[C]. 2016 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, March 5-12, 2016
- [58] https://solarsystem.nasa.gov/missions/osiris-rex/in-depth/.
- [59] Beshore E, Lauretta D, Boynton W, et al. The OSIRIS-REx asteroid sample return mission[R]. NASA goddard space flight center, 2015
- [60] Bierhaus E B, Clark B C, Harris J W, et al. The OSIRIS-REx spacecraft and the touch-and-go sample acquisition mechanism (TAGSAM)[J]. Space Sci Rev 214 (2018) 107
- [61] Ajluni T, Linn T, Willcockson W, et al. OSIRIS-REx returning the asteroid sample[C]. 2015 IEEE Aerospace CONFERENCE, Big Sky, MT, USA, March 7-14, 2015
- [62] Nilsen E, Whetsel C, Mattingly R, et al. Mars sample return campaign status[C]. 2012 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, Mar. 3-10, 2012
- [63] O 'Neil W, Cazaux C, et al. The mars sample return project[C]. 50th International Astronautical Congress, Amsterdam, USA, October4-8, 1999
- [64] Monica M G. Exploring Mars with Returned Samples[J]. Space Sci Rev, 2020, 216(51): 1–21
- [65] Farley K A, Williford K H, Stack K M. Mars 2020 mission overview[J]. Space Sci Rev, 2020, 216(142): 1–41
- [66] Perino S, Cooper D, Rosing D, The evolution of an orbit-

ing sample container for potential mars sample return[C]. 2017 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, March 4-11, 2017

- [67] Neal C. Issues involved in a martian sample return: integrity preservation and the curation and analysis planning team for Extraterrestrial materials (CAPTEM) position[J]. Journal of Geophysical Research, 2000, 105(E9), 22487-22506
- [68] Mepac N. Science Priorities for Mars Sample Return[J]. Astrobiology, 2008, 8(3), 489-535
- [69] Younse P, Thimal A, Backes P, et al. Sample sealing approaches for Mars Sample Return caching[C]. 2012 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, March 3-10, 2012
- [70] Bao X Q, Younse P, Bhandari P. FE simulation of SMA seal for mars sample return[C]. Sensors and Smart Structures Technologies for Civil, Mechanical, and Aerospace Systems 2013, San Diego, California, USA, April 19, 2013
- [71] Kriechbaum K, Youns P e, Kulczycki E, Design of robust sealing mechanism for mars 2020 sample tubes[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2020, 57(5): 964-974
- [72] Gershman R, Bar-Cohen Y, Hendry M, et al. Break-thechain technology for potential mars sample return[C].
  2018 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, March 3-10, 2018
- [73] Younse P, Strahle J W, Dolci M, el at. An orbiting sample capture and orientation system architecture for poten-

tial mars sample return[C]. 2018 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, March 3-10, 2018

- [74] Bar-Cohen Y, Rivellini T P, Wincentsen J E, el at. Separation and sealing of a sample container using brazing[R]. Jet Propulsion Laboratory, 2007
- [75] Bar-Cohen Y, Wu J, Olorunsola A K. Simultaneous separation, seaming and sealing using brazing (S3B) for sample containerization and planetary protection[C]. Smart Structures and Materials 2005: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies. International Society for Optics and Photonics, San Diego, California, USA, May 5, 2006
- [76] Bar-Cohen Y, Badescu M, Sherrit S, el at. Synchronous separation, seaming, sealing and sterilization (S4) using brazing for sample containerization and planetary protection[C]. Sensors and Smart Structures Technologies for Civil, Mechanical, and Aerospace Systems 2017, Denver, Colorado, USA, April 12 2018
- [77] Bao X Q, Badescu M, Sherrit S. Heating and thermal control of brazing technique to break contamination path for potential Mars sample return[C]. Sensors and Smart Structures Technologies for Civil, Mechanical, and Aerospace Systems 2017, Portland, Oregon, USA, April 10, 2017
- [78] Cholakian T, Chung S, Kulczycki E. Bio-Barriers: preventing forward contamination and protecting planetary astrobiology instruments[C]. 2007 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, March 3-10, 2007