

火星取样返回任务综述

孙泽洲¹, 周佐新², 董捷¹

(1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094; 2. 中国空间技术研究院, 北京 100094)

摘要: 结合国际火星取样返回的发展历程及当前进展, 开展了火星取样返回飞行任务分析, 论述了环火交会的必要性及地火转移飞行方案; 在此基础上归纳了火星取样返回探测器的主要关键环节(火星进入/下降/着陆、火面取样/封装/转移、火星表面起飞上升、环火轨道交会等)及技术难点; 基于国内外典型设计方案, 研究了各关键环节主要的技术解决途径。

关键词: 火星; 取样返回; 进入、下降与着陆; 上升器; 火星轨道交会

中图分类号: V11

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2025)03-0207-12

DOI: 10.3724/j.issn.2096-9287.2025.20240098

引用格式: 孙泽洲, 周佐新, 董捷. 火星取样返回任务综述[J]. 深空探测学报(中英文), 2025, 12(3): 207-218.

Reference format: SUN Z Z, ZHOU Z X, DONG J. Review of the Mars sample return mission[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2025, 12(3): 207-218.

引言

目前国际上已经实现了火星掠飞、环绕、着陆及巡视探测, 下一阶段目标是无人火星取样返回。这是“阿波罗”(Apollo)登月计划以来, 最具技术挑战性的空间探索任务, 在工程和科学上都具有重大意义。在工程方面, 实施火星取样返回将突破火星表面取样、起飞上升、环火自主轨道交会等一系列关键技术, 极大提升深空探测技术能力。在科学方面, 将火星土壤及岩石样品带回地球, 利用地球实验室丰富的研究手段, 可以为地球及太阳系演化等重大科学问题研究提供关键支撑。

自20世纪70年代以来, 美国和欧洲独立或联合提出过多轮研究方案及工程计划^[1-3], 俄罗斯也在火卫一取样返回任务基础上提出过火星土壤取样返回方案^[4]。但由于火星取样返回飞行环节多、系统构成复杂、技术跨度大, 迄今均未开展过工程实施。

本文开展了火星取样返回任务分析, 归纳了火星取样返回任务的主要关键环节与技术难点, 论述了各关键环节的技术解决思路与途径, 可以为中国无人火星取样返回探测器系统设计及关键技术攻关提供参考与借鉴。

1 火星取样返回飞行任务分析

1.1 技术路线分析

根据国际火星取样返回技术发展, 火星取样返回

任务分为采用环火轨道交会和火面取样上升后直接返回两种技术路线。

1) 路线一: 采用环火轨道交会

探测器分为轨道返回组合体(以下简称轨返组合体)和着陆上升组合体(以下简称着上组合体)。考虑运载火箭能力限制, 两个组合体分别发射至地火转移轨道。

着上组合体包括巡航级、着陆器和上升器。巡航级支持着上组合体在地火转移至火星进入前的变轨、供电、对地通信等功能; 着陆器与巡航级分离后, 携带上升器完成火星大气进入并软着陆至火星表面, 随后建立初始状态、开展火面取样。上升器则携带样品容器实施火星表面起飞上升, 进入环火轨道并释放样品容器。

轨返组合体包括轨道器和返回器。轨道器地火转移到达火星时, 通过化学推进系统变轨进入大椭圆环火轨道; 轨返组合体借助火星大气或自身变轨进入低高度圆轨道, 为着上组合体火星进入/下降/着陆及火面工作提供中继支持。上升器进入环火轨道后, 轨返组合体跟踪接近上升器及样品容器, 最终完成容器捕获并择机转移至返回器; 等待火地入射窗口执行火地转移, 接近地球时轨道器和返回器分离, 返回器执行地球再入并实现回收。

美欧正在联合推进的火星取样返回任务方案采用的就是环火轨道交会路线。前期计划于2033年

左右实现火星样品返回地球,主要飞行方案^[5](参见图1)如下(最终方案尚未确定):

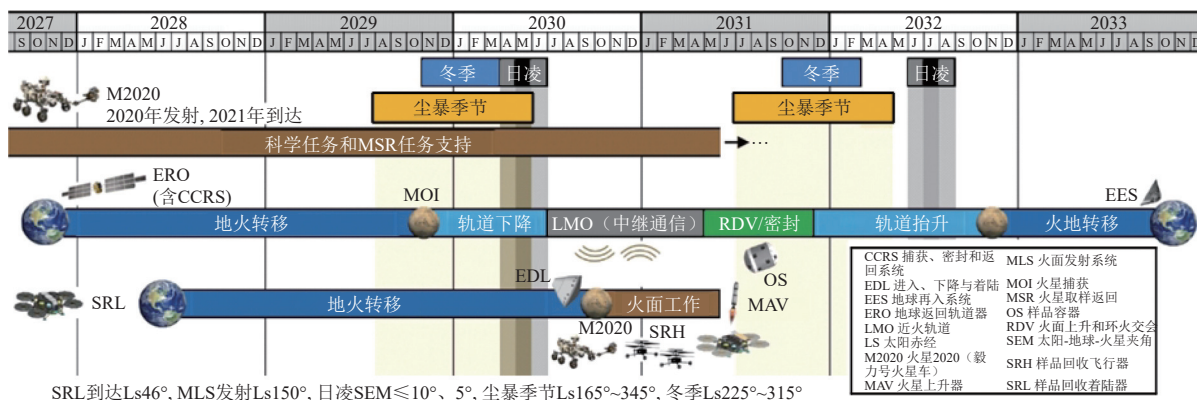


图1 美欧火星取样返回飞行任务方案^[5]

Fig. 1 NASA-ESA Mars sample return mission architecture^[5]

第一次任务是2020年发射的“毅力号”(Perseverance)探测器,完成对火面样品分析、收集并放置在火面特定位置。

第二次任务计划2027年发射轨返组合体。采用1.5圈地火转移轨道(飞行约2年),到达火星后利用化学推进系统完成近火捕获进入大椭圆轨道;随后分离化学推进舱,利用电推进系统进入低高度圆轨道,支持中继和交会;在环火轨道等待上升器入轨后释放样品容器,捕获样品容器并转移至返回器。在火地转移窗口通过电推进系统执行火地入射与转移,在地球附近返回器分离,完成地球再入与样品回收。

第三次任务计划2028年发射着上组合体。采用1.5圈地火转移轨道(飞行约2年),在火星北半球春分附近直接着陆至“毅力号”采样区附近,通过“毅力号”火星车或自身携带的两个小型样品回收直升机(基于“毅力号”任务中的“机智号”(Ingenuity)直升机进行改进)^[6-7]获取已完成采样的火星样品管,并转移至上升器。之后上升器发射进入环火轨道,释放样品容器,由轨道器执行容器捕获。

2) 路线二:火面取样上升后直接返回

只发射着上组合体,完成火星着陆、火面取样、火星起飞上升、离开火星返回地球。着上组合体包括巡航级、着陆器、上升器和返回器。

美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的艾姆斯研究中心(Ames Research Center)在1996年曾提出一次发射的火星取样返回方案^[8]。该方案中返回器置于上升器中。在约一周内完成火面取样,直接将样品转移并封装在

返回器内。上升器携带返回器起飞上升后先进入环火轨道,随后分离第一级推进系统,最后上升器第二级将返回器送至火地转移轨道。该方案中上升器需要提供进入火星环绕轨道和火地入射两个阶段速度增量(约6 km/s,仅火星环绕约4 km/s);同时,上升器质量受运载发射和火星进入质量限制,还需轻量化设计。因此,该方案中速度增量需求与轻量化设计的矛盾极为突出,工程实现难度大。

综上,采用环火轨道交会在工程实现上的技术难度相对较低,是当前主流的技术路线。

1.2 地火转移飞行方案分析

由于地球发射窗口周期(约26个月)与火星公转周期(约23个月)不同,每个发射窗口周期内,以能量接近最优的地火转移轨道到达火星时季节存在差异:如在2020年发射窗口(“天问一号”“毅力号”),到达火星为北半球春分;而在2028年发射窗口,到达火星则处于北半球秋分,将逐渐进入尘暴季节,着陆器及上升器火面期间供电、热控等功能面临极大的资源需求。对于2028年这类特殊的发射窗口,可以选择的飞行方案包括:

1) 方案一:1.5圈地火转移。到达火星着陆时,北半球仍可处于春分,可规避火星尘暴。该方案运载能力相对较低,只能采用火星直接大气进入;且初始进入速度大(约6~7 km/s),热流条件严酷,着陆器隔热及承力结构研制难度大。

2) 方案二:接近能量最优的0.5圈地火转移。采用先环绕火星再择机火星大气进入方式,类似“海盗号”(Viking)、“天问一号”任务,着陆时机灵活,可

选择北半球春季执行火星大气进入,且初始速度小(小于5 km/s)。该方案巡航级系统规模较方案一更大,需要携带着陆器完成火星捕获进入环火轨道;由于可以采用能量最优地火转移,运载发射能力相对较高,具备可实现性。

因此,综合运载能力、到达火星季节、初始火星进入速度等因素对探测器设计影响,方案二更有优势。

2 关键环节技术难点分析

火星取样返回任务与月球取样返回(如“嫦娥五号”)、火星环绕/着陆/巡视(“天问一号”)任务相比差异显著,在火星进入/下降/着陆、火面取样/封装/转移、火星大气/引力场条件下起飞上升、环火轨道全自主交会和样品捕获等关键环节面临技术挑战。

1) 火星进入/下降/着陆

着上组合体由于配置上升器、火面取样机构等设备,系统质量相对火星着陆巡视任务进一步增大,而气动外形又受运载包络与结构质量限制,使火星大气进入弹道系数较单纯着陆任务明显增加,经历的气动减速力/热环境、开伞高度/动压等条件更为严酷。同时着陆火面质量增加,动力减速发动机、贮箱等推进方案需要适应性设计;此外,为获取满足科学探测需求的样品,火星取样返回任务对火星着陆精度也有一定要求。

2) 火星表面取样/封装/转移

由于国际上尚未实施过火星取样返回,已开展的火星探测任务对火星表面土壤特性认知有限,因此火面采样机构设计输入不确定性大;火面存在风沙环境,对样品密封要求高;地火通信时延大,且只能依赖有限中继通信窗口实现器地交互,对采样及样品转移等动作自主执行要求高;质量约束严苛,对轻量化要求高。

3) 火星表面起飞上升

由于火面长期处于低温环境($-105\text{ }^{\circ}\text{C}\sim 5\text{ }^{\circ}\text{C}$)^[9],而可供加热保温的供电功率又受到质量与布局约束,使上升器面临火面温度保障难题(受加热功率限制,仅能达到 $-40\sim -50\text{ }^{\circ}\text{C}$)。目前常规的卫星双组元液体推进系统无法直接使用。火面发射时还要适应火面大气环境、着陆姿态及土壤支撑条件,满足起飞射向需求。

火星重力加速度较月球更大,上升过程重力损耗明显,火星起飞上升所需总速度增量达到4 km/s以上,而“嫦娥五号”月面上升仅为2 km/s。同时由于火

星存在稀薄大气,上升过程还必须考虑气动阻力和热环境影响,必须在严格受限的着陆器内部空间和火星进入质量约束下,开展上升器气动外形减阻和防热设计,实现大干质比。此外,上升器入轨精度还需要满足后续环火轨道全自主交会要求。

4) 环火轨道交会及样品交接

上升器受尺寸及质量约束,设备配置与设计上存在困难:上升器入轨后不能直接对地通信,无法由地面直接确定上升器轨道参数;上升器入轨不具备变轨调整能力,入轨精度较低;上升器入轨后应尽快释放样品容器,由轨返组合体接近、抓捕容器并转移至返回器,以降低上升器环火长期飞行代价。其对交会系统方案特别是交会导航敏感器测量能力提出了较高要求。

5) 大气辅助减速

轨返组合体全任务速度增量约5 km/s,受运载能力限制,难以完成依靠常规化学推进系统实现变轨。需要在有限时间内(着陆器着陆火星前,最短仅约7~8个月),采用其它方式辅助降低轨返组合体速度,进入低高度圆轨道。

6) 地球再入返回

返回器需要以第二宇宙速度完成地球高速再入返回。由于轨返组合体全任务速度增量需求大,大部分质量集中在贮箱装填的推进剂,可分配的干重质量极为有限,需要尽可能降低返回器质量代价满足地球再入返回需求。

7) 行星保护

根据COSPAR规定,火星取样返回任务的行星保护需求为V级限制性返回,需同时考虑正向和反向防护,特别是防止返回地球的物体(如地外天体土壤和岩石样品)对地球造成污染^[10]。目前国际上尚未实施过火星取样返回任务,缺乏可参考的工程实施经验。

3 关键环节技术解决途径分析

3.1 火星进入/下降/着陆

在继承火星着陆任务气动外形减速、伞系减速、动力减速和着陆缓冲四级减速方案基础上,针对火星进入弹道系数增大等难点,对各减速环节开展适应性设计。

3.1.1 气动减速

为了适应较大的火星进入弹道系数,需要采用耐高温大承载能力的轻质防热和承力结构适应气动力/热条件。针对传统的刚体外形减速,气动减速需要在采用“弹道-升力式”进入方式^[11]的基础上进一步偏置质

心,提高升阻比以改善开伞高度等条件。在调整质心的方法中,通过优化舱内布局调整质心的能力有限,仍需要以较大的配重代价来实现。

目前国内外研究的热点是以较小的质量代价增加减速面积以改善弹道系数。具体技术形式包括充气展开减速、半刚性机械展开式减速(见图2)等^[12-13]。可以同时改善气动力、热及开伞条件。

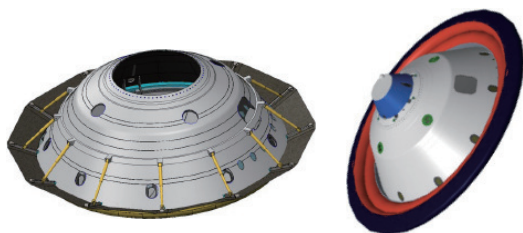


图2 半刚性机械展开(左)、充气展开(右)减速方式示意图^[14]

Fig. 2 Schematic diagram of deceleration methods: semi-rigid mechanical deployment(left) vs. inflatable deployment(right)^[14]

此外,为了提高着陆精度,在星下点光照条件满足的前提下,从大气进入开始可以使用光学导航(见图3)等手段,通过地形匹配提高着陆精度^[15]。

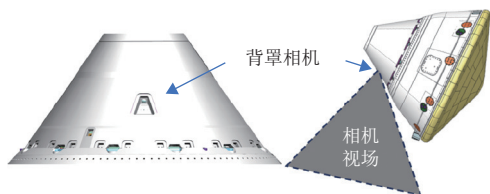


图3 气动减速配置光学导航传感器示意图^[1]

Fig. 3 Optical navigation sensor configuration for aerodynamic deceleration pahse configuration^[1]

3.1.2 伞系减速

该阶段主要通过降落伞减速达到分离前所需的稳降速度,并完成大底分离、实现微波雷达相对火面导航,可选的减速方案包括两级降落伞减速和一级伞减速两种。一级伞减速方案的优势是系统简单,工作环节少,可靠度高。两级降落伞减速方案的优势是作用至着陆器结构的峰值开伞载荷小,一定程度上可降低降落伞和结构设计难度;但降落伞减速工作时间短,工作环节多,各项动作时间极为紧张。

根据目前已经成功实施的火星着陆任务,伞系减速段均依靠一个单级“盘-缝-带”伞,两级减速方案未在轨实施,只有欧洲和俄罗斯原计划2022年联合实施的ExoMars 2022火星着陆巡视任务采用了两级减速伞系统^[16],其在地面试验验证期间曾出现伞衣从伞包拉出时撕裂问题,通过采取降低摩擦等措施进行了改进^[17]。

因此,综合技术成熟度和系统安全性,应设计更

大的单级“盘-缝-带”伞。同时相应增大弹伞筒和筒盖、选择更高强度降落伞及吊带材料以应对更大的开伞力条件。

3.1.3 动力减速

为适应动力下降初始质量增大,需选用更大推力主减速发动机,并能在后期实现变推力控制,满足匀速接触火面进行着陆缓冲的要求。同时提高推进剂贮箱装填量,适应推进剂消耗量增大。

针对着陆器精确着陆的任务需求,除在气动减速段进行较好的位置控制外,考虑降落伞减速阶段不具备位置和速度控制能力,该阶段结束时仍存在水平误差(10 km以内),要求着陆器动力下降时需具备较大的水平机动能力,需要设计相应的导航制导与控制策略,且推进剂携带量满足机动要求^[14]。

3.2 火星表面取样/封装/转移

3.2.1 采样方式选择

方案一是将样品采集封装、转移分两次任务实施。先由独立探测器着陆,针对火面岩芯和岩屑开展采样并分装至多个独立样品管,再移动(或利用火星飞行器采集火面存放的样品管)至着陆器旁由着陆器上的机械臂末端机构交接,最终样品管转移至上升器(见图1)。整个周期时间跨度大(约9年),实施风险高。

方案二可以借鉴“嫦娥五号/六号”钻取、表取等复合采样方案,并在地面有限决策下完成自主智能采样,来缩短样品采集时间。

3.2.2 采样及密封方案设计

结合国内外火星土壤、岩石等样品目标特性参数分析,特别是“天问一号”在轨火面图像、车辙印记、机构电流等关键遥测参数来确定火星土壤物理力学特性包络,作为取样机构设计条件。为适应着陆点浅表层地质条件,钻取机构应具备多点钻进能力。

针对采样返回任务,样品密封技术从最初非金属密封(O形圈密封)发展到金属密封方案(金属挤压密封、形状记忆合金密封和熔接密封)。

O形圈密封在早期“隼鸟1号”(Hayabusa 1)^[18]、“星尘号”(Stardust)^[19]等任务中应用,其结构简单、质量轻、但大温度变化下材料易老化引起密封性能退化,漏率相对较高,而金属密封方案可以实现较好的密封性能,具体介绍如下:

1) 金属挤压密封一般为铝和银铜合金等软金属作为密封材料,通过挤压发生塑性变形,填充密封端面,“阿波罗”^[20]、“隼鸟2号”(Hayabusa 2)^[21-22]、“嫦娥五号”^[23]等任务采用了该方式,其结构形式简单,主

要需关注火星尘影响, 其中“阿波罗”和“嫦娥五号”任务以金属密封为主, 并以O形圈密封为辅来提高密封性能;

2) 形状记忆合金密封通过对镍-钛等形状记忆合金加热变形实现样品管密封, 需要配置加热装置, 加热后变形存在一定不确定性, “毅力号”^[24]任务应用了该技术;

3) 熔接密封采用爆炸^[25]或钎焊^[26]方式: 两者理论密封性均较好, 其中爆炸方式结构简单, 但爆炸产生的高能冲击可能对周边产品和组件带来损伤; 钎焊方式结构复杂, 也需配置加热装置, 对火星尘较为敏感。目前熔接密封未有工程任务应用。

综合密封性能、结构复杂度、可靠性等因素, 宜采用金属挤压密封。

3.2.3 样品转移

针对样品转移至上升器环节, 一般利用机械臂实施。在满足质量和空间布局约束下, 为保证运动可达, 需设计合理的关节运动自由度(见图4), 并采用图像视觉闭环等手段实现末端到位精度。

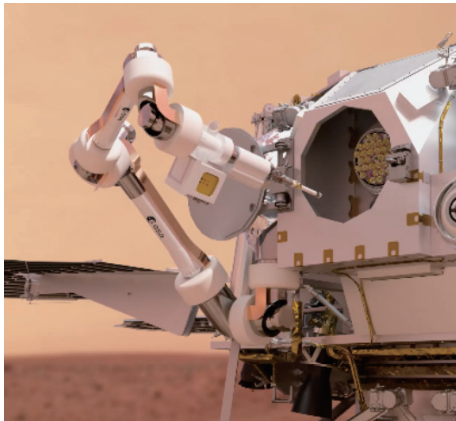


图4 美欧火星取样返回方案样品管转移至上升器^[1]
Fig. 4 Sample tube transfer to ascent vehicle in NASA-ESA Mars sample return architecture^[1]

3.3 火星表面起飞上升

3.3.1 上升器系统设计

1) 推进系统选择

上升器系统设计取决于推进系统方案。根据国际上对火星上升器推进系统的论证情况, 代表性方案包括两级液体推进、两级固体推进、单级固液混合推进、“一级固体+二级液体”推进共4种^[27], 对比分析见表1。

综合入轨精度、干质比与外形包络、技术成熟度与可靠性等因素, “一级固体+二级液体”推进方案优势最大。

表1 火星上升器推进方案对比
Table 1 Comparison of Mars ascent vehicle propulsion schemes

序号	方案	优势	劣势
1	两级液体推进	入轨精度、比冲与可靠性高, 可以适应复杂力学环境	干质比低, 外形包络较大, 需适应火面低温环境
2	两级固体推进(见图5)	干质比高, 外形包络小, 可靠性相对较高	入轨精度低, 仍需配置液体推进用于姿控, 需适应火面低温、飞行过程力学环境
3	单级固液混合推进	入轨精度高	成熟度低, 可靠性不足
4	“一级固体+二级液体”推进	干质比适中, 相较于入轨精度要求, 可以较好地适应质量与空间包络约束	需适应火面低温、飞行过程力学环境

2) 制导导航与控制方案

为了满足入轨精度要求, 上升器起飞前还需要实现高精度导航与姿态对准, 需要合理选择起飞窗口实现起飞前星敏感器和IMU组合定姿, 起飞上升段依靠IMU开展自主导航。一级固体发动机采用闭环制导, 耗尽关机后, 在滑行段进行一级/二级分离、二级发动机开机最优点计算, 实现固体发动机能量的有效管理^[28-29]。

综合固体发动机点火过程和气动干扰力矩, 在固体发动机点火过程, 需要采用发动机推力矢量控制实现俯仰、偏航姿态控制, 液体姿控系统实现滚动姿态控制; 而在一级固体发动机工作结束后, 完全利用液体姿控系统实现巡航飞行期间的三轴姿态控制。

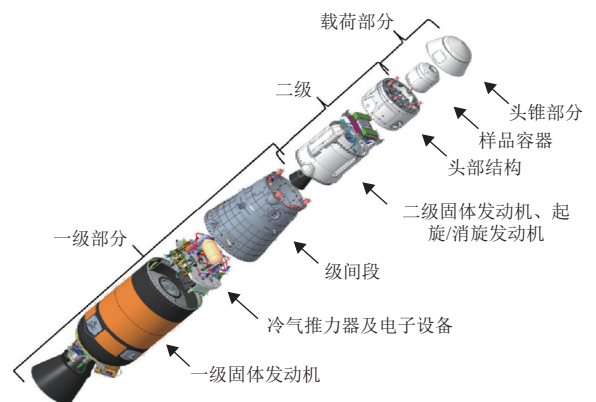


图5 两级固体推进上升器外形图^[1]
Fig. 5 Two-stage solid propellant ascent vehicle configuration diagram^[1]

3.3.2 火面发射

参考地面导弹及火箭发射, 以发射推力来源可分为冷发射和热发射:

1) 冷发射: 依靠辅助动力装置使上升器在极短时间内加速, 直至离开发射支持系统, 在上升器到达一定高度后再进行发动机点火。优点是发射羽流影响

小,空间布局适应性好,系统质量轻;缺点是弹射角度无法选择、不能重复执行发射动作、机构工作同步性要求高等。图6是典型的火面冷发射方式。

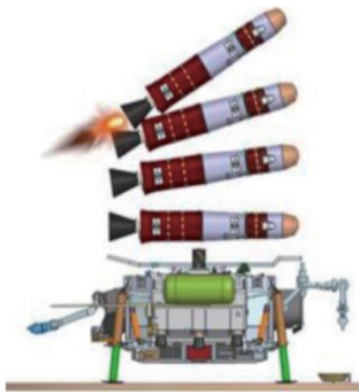


图6 火面冷发射方式^[28]

Fig. 6 Martian surface cold-launch method^[28]

2) 热发射:使用上升器自带的发动机点火启动,产生推动力,驱使上升器离开发射筒或发射架(见图7)。优点是发射角度一维可调整,机构技术相对成熟;缺点是发射时羽流影响相对较大,起飞后羽流在一定程度上会影响上升器和着陆平台。此外,热发射系统质量相对较大。



图7 火面热发射方式^[30]

Fig. 7 Martian surface hot-ejection method^[30]

在发射方式选择上,需要综合质量约束、空间布局限制、发射安全性、点火羽流影响、对着陆器适应性等因素进行选择。

3.3.3 火星上升器推进系统

重点对固体、液体推进系统的低温适应性、高性能发动机和推进系统轻量化开展研究。

固体推进系统在轨贮存及工作过程要求固体药柱整体温度控制在较高范围,并满足温度均衡性要求,同时固体发动机需要采取内部缓冲方式,适应运载发

射、火星进入/下降/着陆、火面起飞上升等高过载、大冲击力学条件。

火星上升器液体推进规模较小,其系统结构干重占比大,必须尽可能开展轻量化设计,并兼顾结构承载能力。由于在点火前需要经历火面低温环境,必须选择耐低温推进剂,并关注长期高低温交变条件下,阀门、发动机中非金属材料的可靠性。

为保证固体发动机火面贮存和工作温度,在隔热措施上需要采用“减小导热漏热、抑制对流漏热、削弱辐射漏热”的组合热控思路,并对上升器发动机关键区域进行主动控温^[31]。该技术方式在中国“祝融号”火星车上已成功应用^[32]。

3.4 环火轨道交会及样品交接

以“嫦娥五号”任务为例,无人月球轨道交会及样品交接划分为调相段、远距离导引段、近距离自主控制段与对接组合体运行段(样品转移)^[33]。

在调相段,由轨返组合体在地面引导下实施多次轨控进入目标轨道。在远距离导引段,地面基于测定轨结果引导上升器轨控,高精度进入近距离自主控制段的初始轨道(相对距离约50 km)。在近距离自主控制段,轨道器GNC(Guidance, Navigation, and Control)系统自主实施相对测量与轨道控制,逐步接近上升器直至完成对接。在对接组合体运行段,由对接转移机构将上升器中的样品容器转移至返回器,并恢复至对日巡航飞行姿态。

而对于火星轨道交会及样品交接,根据3.3节分析,受质量与布局限制,火星上升器及样品容器存在入轨散布大、轨道无法调整、无地面测定轨条件且生存时间短等特点;特别是样品容器,只能满足一定的表面反/散射特性,因此其合作能力极为有限。根据目前国内外研究进展,阶段划分为调相段、交会自主控制段、样品捕获及转移段。

其中调相段与月球轨道交会类似,而交会自主控制段起始点从上升器起飞开始至满足样品容器捕获条件结束。上升器入轨后,与轨返组合体初始相对距离达到约900 km,需要轨返组合体具备较强的全自主快速交会能力。样品捕获及转移则需要实现将样品容器可靠捕获、消速及正姿,最终转移至返回器内完成返回器隔热密封。

火星交会与月球交会综合对比见表2。

3.4.1 交会自主控制段

该阶段的关键是通过合理配置敏感器建立适应大动态范围的远距离相对导航、近距离相对位姿测量的组合导航体系。

表2 火星交会与月球交会对比

Table 2 Comparison of Mars rendezvous and lunar rendezvous

序号	项目	月球交会 (嫦娥五号)	火星交会
1	目标特点	1) 上升器具备测定轨能力; 2) 交会前上升器具备轨控能力	1) 上升器不具备可测定轨能力; 2) 上升器入轨后不具备轨控能力; 3) 样品容器目标小、自旋、不确定性大
2	阶段划分	1) 调相段; 2) 远距离导引段; 3) 近距离自主控制段; 4) 对接组合体运行段 (含样品转移)	1) 调相段; 2) 交会自主控制段; 3) 样品捕获及转移段
3	敏感器配置及作用距离	1) 微波雷达 (75 km~几m); 2) 激光雷达 (20 km~抓捕点); 3) 光学敏感器 (100 m~抓捕点)	1) 微波雷达 (可选, 1 000 km~几m); 2) 光学敏感器: 窄视场 (NAC): 3 500 km~10 m; 中视场 (MAC): 1 000 km~1 m; 宽视场 (WAC): 1 km~容器捕获

针对远距离相对导航, 目前有微波雷达和光学设备两种配置方式:

1) 光学导航^[34]: 需配置窄视场相机和中视场相机, 考虑上升器/样品容器入轨精度, 其对目标表面反/散射

特性、环火轨道光学条件、远距离捕获跟踪要求高, 产品实现难度大; 考虑器上自主识别能力有限, 需要地面根据下传的光学图像获取相对导航信息, 制定轨道器逐渐接近的交会变轨策略, 实施任务周期长 (见图8)。

2) 微波雷达导航: 在上升器满足一定入轨精度条件下, 远距离通过微波雷达测量, 有利于自主快速建立相对导航, 提高交会可靠性; 但在上升器端需配置合作的微波应答机, 有一定质量代价。目前国内在近地及月球交会任务中远距离均基于微波雷达测量^[35-36], 成熟度较高。

此外, 还需要轨道器具备较高精度的绝对导航能力, 等效月球交会远程导引期间地面测定轨功能。目前绝对导航的方法包括中继导航、天文导航、图像导航等^[37]。中继导航受限于环火中继卫星不足; 天文导航可用于光学观测的目标包括火星、火卫一/火卫二等; 图像导航可基于火面局部地形图像^[38]等。

针对近距离导航, 由于在样品容器端配置有源微波设备的质量代价大、直接影响上升器和返回器规模, 因此主要采用被动合作方式, 使容器表面反/散射率满足光学导航需求, 实现对样品容器相对姿态、位置/速度的测量。

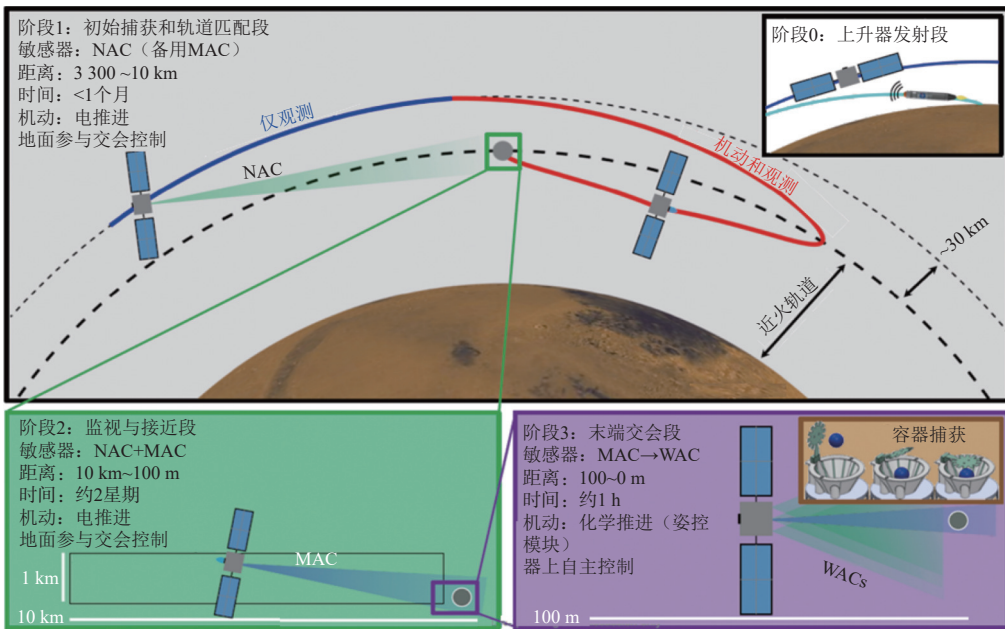


图8 基于光学导航的火星交会示意图^[34]

Fig. 8 Conceptual diagram of optical-relative navigation for Mars orbital rendezvous^[34]

3.4.2 样品捕获及转移段

受质量、布局等资源限制, 样品容器不具备轨道和姿态调整, 进入捕获机构前相对距离、速度和姿态等存在较大散布, 轨道器需要设计大容差捕获机构进

行抓捕收纳, 再进一步通过校正及转移机构完成样品容器位置和姿态调整来转移至返回器。

目前空间目标捕获包括主动和被动两种方式, 其中主动方式一般依靠机械臂在较大范围内跟踪并捕获样

品容器;被动方式需要通过轨道器GNC系统达到被动机构的初始捕获条件。后者较前者质量更轻、容器捕获与转移可靠性更高,以下重点对被动捕获方案进行介绍。

图9是美欧采样返回方案采用的捕获与转移机

构^[39-40]。样品容器进入外形固定的腔体后,由内部2组转位机构将样品容器以特定指向转移至返回器。经分析,捕获成功率满足要求^[41]。该方案整体配置复杂,质量代价大(约625 kg)。

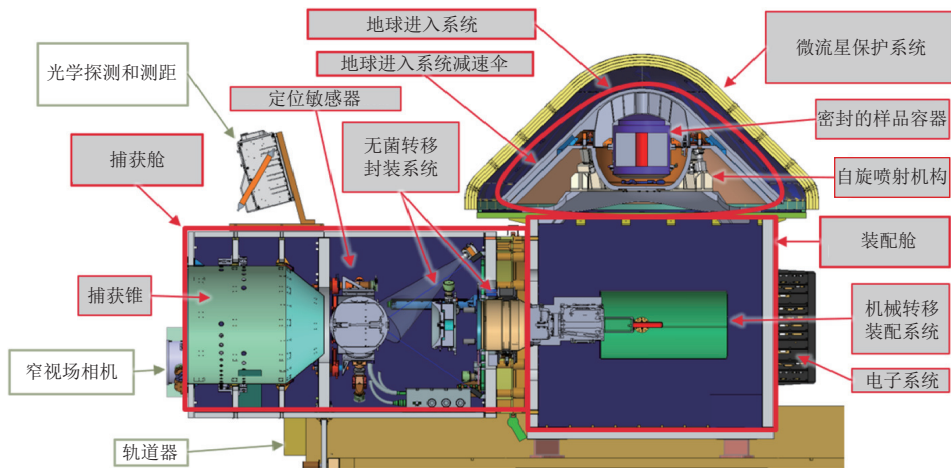


图9 美欧火星取样返回方案的容器捕获与转移机构^[39-40]

Fig. 9 Sample container capture and transfer mechanism for NASA-ESA Mars sample return architecture^[39-40]

文献[42]给出了一种多功能复用的捕获与转移机构设计方案(见图10),由捕获盖、扇面机构、传送带、扇面锁定机构、驱动机构及各类传感器组成。通过外部扇面机构运动对内部样品容器进行捕获、限位和姿态校正。整个方案质量较轻(≤ 20 kg)。

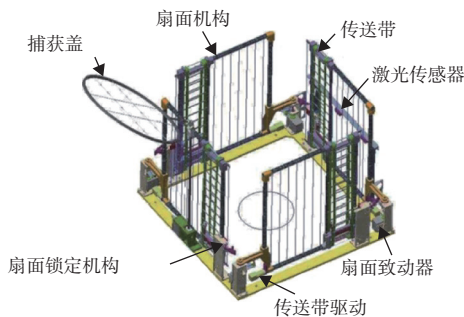


图10 容器捕获/正姿/转移一体化机构^[42]

Fig. 10 Integrated mechanism for container capture, attitude adjustment, and transfer^[42]

此外,在样品容器转移至返回器过程中,需要同步完成密封封装,以满足返回行星保护的要求。

3.5 大气辅助减速

为使轨返组合体减速至用于环火交会和火面中继的低高度圆轨道,可采取的措施包括借助火星大气辅助减速或提高推进系统比冲以显著降低推进剂消耗。

针对大气辅助减速目前有如下两种方式:

1) 大气制动:在大椭圆轨道近火点(高度90~120 km)多次穿越火星大气,逐渐降低远火点高度,

最终到达目标轨道。该方法已经在麦哲伦、火星全球勘探者、ExoMars 2016等美欧金星及火星遥感探测任务中实现了工程应用^[43-44]。该方案系统配置资源代价小,易于工程实现。但进入目标轨道周期长(一般在3个月以上),为实现在有效时间内减速到达目标轨道并满足气动力/热约束,在轨实施需要定期开展近火点高度预计及轨道控制,并将太阳翼背面进行热控包覆(和探测器本体一同作为主要减速面)。

2) 大气捕获:以双曲线轨道速度进入50~60 km高度火星大气,利用一次大气减速和姿态控制,实现约1 km/s以上的减速量,随后圆化后进入^[45-46]。该方案面临变构形复杂结构设计、气动热防护、火星捕获前轨道预报精度低等难题,技术跨度大,且额外配置的减速系统质量大,尚无工程应用先例。主要优点是进入目标轨道周期短(一般约几天)。

针对提高推进系统比冲,可以配置电推进系统。该方案中轨返组合体需要同时配置化学推进与电推进两种推进系统^[3,47]。化学推进用于近火捕获短时大速度增量变轨以进入环火轨道,并择机分离化学推进模块来降低后续变轨推进剂消耗。而电推进系统用于执行长时间累计速度增量较大的变轨,如由火星大椭圆轨道最终降低至低高度圆轨道,以及火地返回窗口进入火地转移轨道(两者合计速度增量在3 km/s以上)。由于电推进系统功率需求高,需要配置大面积太阳翼(144 m²),轨返组合体质量规模较大;电推进推力

小,完成火地入射的时间长(约1年)。同时该方案由于配置两种推进系统,复杂度高,供电等资源需求大,任务持续周期长,总体可靠性较低。

综合上述3种技术途径的配置复杂度、资源需求及任务周期,大气制动方式工程实现性最好。

3.6 地球再入返回

轨返组合体对变轨速度增量需求大,需要尽可能降低系统干重。如要求返回器具备如“嫦娥五号/六号”的“弹道-升力式”地球再入能力,质量将达300 kg以上,难以满足运载发射能力约束,因此更适于采用质量资源需求相对较小的弹道式再入。围绕是否配置降落伞目前有两种技术途径:

1) “起旋进入+气动外形减速+结构缓冲”

与轨道器分离时起旋,以弹道式方式大气进入。为回避降落伞故障因素,该方式在气动减速后不配置降落伞减速,气动减速后由返回器结构直接接触地面缓冲,着陆速度较大(约40 m/s),返回器经历的过载较大(3 000 g以上),对缓冲结构抗冲击要求高^[47],以保证样品容器密封不发生破坏,满足返向行星保护要求。因此质量规模相对较大。

2) “起旋进入+气动外形减速+降落伞减速+结构缓冲”

与前一方式主要区别是配置降落伞。该方式需要优化样品容器及行星保护隔离质量、降落伞质量与隔热/承力结构质量,保证地球再入初始质量满足任务约束。由于采用了降落伞减速,该方式需要在气动减速结束时满足一定开伞条件,但对返回器结构缓冲要求相对较低(着陆速度约为10 m/s),可以较好的控制质量规模。该组合方式已经在国外小天体采样返回器^[48]中采用,返回器质量可以实现50 kg以下。

因此,需要根据质量约束、降落伞设计可靠性、样品容器抗冲击能力等因素综合选择地球再入返回方案。

3.7 行星保护

针对前向行星保护,重点是针对与样品接触部分的产品加强微生物污染检测与防护。在地面产品研制及总装环节,需要对与火星样品接触的硬件进行消杀处理。在系统资源允许时,可以对取样机构增加局部生物防护罩,实现与着陆器其它部件隔离^[49]。

针对返向行星保护,需要探测器在轨飞行阶段,样品容器转移至返回器前,进行必要的密封操作,使样品容器与返回器舱体实现有效隔离;同时返回器着陆地球表面经历冲击环境后,隔离措施仍满足密封要求^[50]。在地面回收阶段,需要将返回器整体置于满足行星保护要求的环境下,对返回器及样品容器进行解

封,最后将样品转移至长期贮存环境。全过程需防止样品容器直接与外界环境接触而污染地球^[51]。

4 结束语

开展火星取样返回,实现火星表面样品的实验室分析,可以极大提升中国行星际空间探测的技术水平,提高人类对太阳系起源与演化的科学认知。相比月球探测及火星环绕/着陆/巡视任务,火星取样返回任务面临特有的技术难点,尚无国内外成功经验。设计上各环节具有极强关联性,面临较多苛刻的工程约束,任务极具挑战。

本文对火星取样返回探测器飞行任务进行了系统分析。针对采用环火交会的顶层技术路线,归纳了七个关键环节技术难点、技术解决思路或途径:

1) 火星进入/下降/着陆:需要在充分继承成熟的火星四级减速方案上,针对大弹道系数气动减速、大质量伞降与动力下降,研究耐高温大承载隔热和承力结构,充气或机械展开是未来的技术方向;同时采用更大的一级降落伞系统、减速发动机推力等。

2) 火星表面取样/封装/转移:需要在充分借鉴已有月球采样技术基础上,针对火星环境特殊性,加强土壤样品物理特性、采样方式多样性、有尘环境下低漏率密封(如金属挤压密封)、自主高效采样及高精度样品转移(如图像视觉闭环)等方面研究。

3) 火星表面起飞上升:有效起飞质量与火星进入质量的比例相对月面起飞更低,需要最大程度实现大干质比、轻小型化设计,实现火面发射安全性并满足高精度入轨,其中推进系统方案是核心。针对质量规模较小的无人取样返回任务,“一级固体+二级液体”推进方案最优;在此基础上,重点开展火面冷热发射方式、制导导航与控制方案、火面低功耗热控方案等方面论证。

4) 环火轨道交会及样品交接:针对上升器和样品容器目标特性,应立足已有地球与月球交会对接技术基础设计全自主接力导航方案,并将远程导引纳入自主交会控制过程,捕获机构需要尽可能以较小质量代价实现对样品容器捕获/正姿/转移/封装功能(设计功能复用的一体化被动捕获机构),同时为满足行星保护隔离防护要求。

5) 大气辅助减速:基于技术成熟度、质量代价与任务风险,应采用大气制动方式,需要针对减速时间周期、气动力/热约束开展飞行策略与热防护设计。

6) 地球再入返回:需要根据质量约束、降落伞设计可靠性、样品容器抗冲击能力等因素综合选择地球

再入返回方案, 优先选择轻小型的弹道式再入方式。

7) 行星保护: 需要在探测器研制流程中加强前向防护实施, 反向行星保护需要增加对样品容器的密封隔离环节, 并在地面回收时开展相应的样品隔离、解封及贮存设计。

参考文献

- [1] GARDINI B. The Aurora Mars sample return mission[C]//Proceedings of 54th International Astronautical Congress. Bremen, Germany: [s.n.], 2003.
- [2] MUIRHEAD B K, NICHOLAS A K, UMLAND J, et al. Mars sample return campaign concept status[J]. *Acta Astronautica*, 2020, 176: 131-138.
- [3] NASA. Mars sample return element specifications. [EB/OL]. [2024-12-31]. <https://nspires.nasaprs.com/external/viewrepositorydocument/cmdocumentid=995754/solicitationId=%7BBB8B4EA2-C11B-259D-65E7-E0ADFA57CE11%7D/viewSolicitationDocument=1/C.26%20RASMSRMSR%20element%20specifications050324.pdf>.
- [4] 侯建文, 阳光, 周杰, 等. 深空探测-火星探测[M]. 北京: 国防工业出版社, 2016.
- [5] NASA. Science background/current status[EB/OL]. [2024-12-31]. <https://nspires.nasaprs.com/external/viewrepositorydocument/cmdocumentid=993126/solicitationId=%7BBB8B4EA2-C11B-259D-65E7-E0ADFA57CE11%7D/viewSolicitationDocument=1/Industry%20Day%20Briefing%20-%202022.%20Reference%20Mission%20Design%20Summary.pdf>.
- [6] MIER-HICKS F, GRIP H F, KALANTARI A, et al. Sample recovery helicopter[C]//Proceedings of 2023 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA: [s.n.], 2023.
- [7] REID W, BARTLETT T, BOUTON A, et al. Planning and control for autonomous Drives of the Mars sample recovery helicopter[C]//Proceedings of 2024 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA: [s.n.], 2024.
- [8] WERCINSKI P F. Mars sample return: a direct and minimum-risk design[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1996, 33(3): 381-385.
- [9] 曲少杰, 呼延奇, 饶炜, 等. 火星环境对陆探测任务的影响及设计考虑[J]. *航天器工程*, 2021, 28(3): 240-247.
QU S J, HU Y Q, RAO W, et al. Effects of Mars environment on landing probe mission and related design considerations[J]. *Spacecraft environment Engineering*, 2021, 28(3): 240-247.
- [10] 徐侃彦, 马玲玲, 印红, 等. 火星无人探测与行星保护[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2019, 6(1): 9-15.
XU K Y, MA L L, YIN H, et al. Mars robotic exploration and planetary protection[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2019, 6(1): 9-15.
- [11] 董捷, 饶炜, 孙泽洲, 等. 火星着陆关键环节多学科交叉设计与验证[J]. *宇航学报*, 2022, 43(1): 21-29.
DONG J, RAO W, SUN Z Z, et al. Interdisciplinary design and validation for key phases of Martian landing missions[J]. *Journal of Astronautics*, 2022, 43(1): 21-29.
- [12] 余莉. 气动减速技术[M]. 北京: 科学出版社, 2018.
- [13] 云成虎, 刘党辉, 王建华, 等. 充气式与机械展开式气动减速器技术研究进展[J]. *中国空间科学技术(中英文)*, 2024, 44(6): 88-97.
YUN C H, LIU D H, WANG J H, et al. Research progress on inflatable and mechanically deployable aerodynamic decelerator technology[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2024, 44(6): 88-97.
- [14] CORLISS J, EDQUIST K. Mars Sample Return Sample Retrieval Lander (SRL) and Earth Entry Vehicle (EEV)[C]//Proceedings of NASA Langley/Ames EDL Summer Seminar Series. Hampton, VA: [s.n.], 2021.
- [15] TRAWNY N, JOHNSON A E, BAILEY E, et al. The enhanced lander vision system for Mars sample return[C]//Proceedings of AIAA SciTech Forum. Orlando, FL: [s.n.], 2024.
- [16] KORABLEV O. ExoMars 2018 surface platform experiment proposal information package[EB/OL]. [2024-12-31]. https://sci.esa.int/documents/33431/35950/1567260208989-EXM-SP-EPIP-IKI-0001_v1.0.pdf.
- [17] ESA. ExoMars rover upgrades and parachute tests[EB/OL]. [2024-12-31]. https://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/Exploration/ExoMars/ExoMars_rover_upgrades_and_parachute_tests.
- [18] OKAZAKI R, SAWADA H, YAMANOUCHI S, et al. Hayabusa2 sample catcher and container: metal-seal system for vacuum encapsulation of returned samples with volatiles and organic compounds recovered from G-type asteroid Ryugu[J]. *Space Science Reviews*, 2017, 208(1): 107-124.
- [19] TSOU P, BROWNLEE D E, SANDFORD S A, et al. Wild 2 and interstellar sample collection and Earth return[J]. *Journal of Geophysical Research: Planets*, 2003, 108(E10): 8113.
- [20] ALLTON J H. Catalog of Apollo lunar surface geological sampling tools and containers: NASA reference publication 1317[R]. Houston, Texas: Lockheed Engineering and Science Company, 1989.
- [21] OKAZAKI R, SAWADA H, YAMANOUCHI S, 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: 107-124.
- [22] SAWADA H, OKAZAKI R, TACHIBANA S, et al. Hayabusa 2 sampler: collection of asteroidal surface material[J]. *Space Science Reviews*, 2017, 208(1): 81-106.
- [23] 邓湘金, 郑燕红, 金晟毅, 等. 嫦娥五号采样封装系统设计与实现[J]. *中国科学: 技术科学*, 2021, 51(7): 753-762.
DENG X J, ZHENG Y H, JIN S Y, et al. Design and implementation of sampling, encapsulating, and sealing system of Chang'e-5[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2021, 51(7): 753-762.
- [24] BEN FRAJ B, GAHBICHE A, ZGHAL S, et al. On the influence of the heat treatment temperature on the superelastic compressive behavior of the Ni-Rich NiTi shape memory alloy[J]. *Journal of Materials Engineering and Performance*, 2017, 26(11): 5660-5668.
- [25] 卢湘江, 李向荣, 邵思杰, 等. 深空探测采样容器爆炸熔接工艺实验研究[J]. *北京理工大学学报*, 2010, 30(6): 643-646.
LU X J, LI X R, SHAO S J, et al. Experiment research of specimen canister in explosive welding sealing craft[J]. *Transactions of Beijing Institute of Technology*, 2010, 30(6): 643-646.
- [26] 王璉, 王春勇, 付朝晖. 深空探测样品钎焊密封技术研究现状[J]. *真空*, 2020, 57(5): 38-44.
WANG J, WANG C Y, FU Z H. Research status of brazing seal technology for deep space exploration sample collection[J]. *VACUUM*, 2020, 57(5): 38-44.

- [27] SHOTWELL R. History of Mars ascent vehicle development over the last 20 years[C]//Proceedings of 2016 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA: [s.n.], 2016.
- [28] YAGHOUBI D, MAYNOR S. Integrated design results for the MSR SRC Mars ascent vehicle[C]//Proceedings of 2022 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA: [s.n.], 2022.
- [29] YAGHOUBI D, SCHNELL A. Mars ascent vehicle solid propulsion configuration[C]//Proceedings of 2020 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA: [s.n.], 2020.
- [30] IANSON E, GRAMLING J, MEYER M. Mars sample return[C]//Proceedings of Planetary Advisory Committee. Washington D.C.: [s.n.], 2021.
- [31] MORELLINA S, BHANDARI P, SOMAWARDHANA R, et al. Thermal system design of the Mars ascent vehicle for the Mars sample return mission surface phase[C]//Proceedings of 51st International Conference on Environmental Systems. St. Paul, Minnesota: [s.n.], 2022.
- [32] 向艳超, 张冰强, 薛淑艳, 等. 祝融号火星车热控系统设计与验证[J]. *中国科学: 技术科学*, 2022, 52(2): 245-252.
- XIANG Y C, ZHANG B Q, XUE S Y, et al. Design and verification of the thermal control system for the Zhurong rover[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2022, 52(2): 245-252.
- [33] 徐阳, 马琳, 刘涛, 等. 嫦娥五号月球轨道交会对接制导、导航与控制[J]. *中国科学: 技术科学*, 2021, 51(7): 788-798.
- XU Y, MA L, LIU T, et al. Chang'e-5 guidance navigation and control system for rendezvous and docking in lunar orbit[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2021, 51(7): 788-798.
- [34] EDWARDS C. Mars sample return capability development: Mars ascent vehicle and Mars on-orbit rendezvous[C]//Proceedings of NASA Mars conference. Pasadena, CA: Jet Propulsion Laboratory, NASA, 2017.
- [35] 钟兴旺, 杨瑞强, 踪念科, 等. 月球轨道交会对接毫米波雷达系统设计与实现[J]. *中国空间科学技术(中英文)*, 2025, 44(6): 23-32.
- ZHONG X W, YANG R Q, ZONG N K, et al. Design and implementation of millimeter wave radarsystem for lunar orbit rendezvous and docking[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2025, 44(6): 23-32.
- [36] 孙武, 贺中琴, 姚元福, 等. 月球轨道交会对接微波雷达系统设计[J]. *雷达科学与技术*, 2021, 19(1): 23-34.
- SUN W, HE Z Q, YAO Y F, et al. Design of microwave radar system for lunar orbit rendezvous docking[J]. *Radar Science and Technology*, 2021, 19(1): 23-34.
- [37] 吴伟仁, 王大轶, 宁晓琳. 深空探测器自主导航原理与技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2011.
- [38] 侯博文, 王炯奇, 周海银, 等. 基于陆标图像的火星绕飞自主导航方法[J]. *控制理论与应*, 2019, 36(12): 1988-1996.
- HOU B W, WANG J Q, ZHOU H Y, et al. Autonomous navigation method of Mars orbit based on landmarks[J]. *Control Theory and Applications*, 2019, 36(12): 1988-1996.
- [39] SARRIA B, GOUGHB K, BOWMANA E, et al. Mars sample return and the capture, containment, and return system new design and path to 2027 launch[C]//Proceedings of 74th International Astronautical Congress. Baku, Azerbaijan: [s.n.], 2023.
- [40] CATALDO G, CHILDS B, CORLISS J, et al. Mars Sample Return-an overview of the capture, containment and return system[C]//Proceedings of 73th International Astronautical Congress. Paris, France: [s.n.], 2022.
- [41] YEW C, CATALDO G, FEEHAN B, et al. Probabilistic approach to assessing capture system performance margin in Mars sample return's capture, containment, and return system[C]//Proceedings of AIAA SciTech Forum. Orlando, FL: [s.n.], 2024.
- [42] 刘志, 高金忠, 于茂华, 等. 火星样品返回任务中样品捕获定向概念与验证[J]. *中国空间科学与技术*, 2024, 44(5): 107-114.
- LIU Z, GAO J Z, YU H M, et al. Concept and verification of capture and orient module for Mars sample return[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2024, 44(5): 107-114.
- [43] SPENCER D A, TOLSON R. Aerobraking cost and risk decisions[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(6): 1285-1293.
- [44] PASQUIER H, CRUZEN C A, SCHMIDHUBER M. Space operations: inspiring humankind's future[M]. Switzerland: Springer, 2019.
- [45] 闫政圆. 火星轨道器气动捕获轨迹优化与制导方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2023.
- YAN Z Y. Research on optimization and guidance methods for aerocapture trajectory of Mars orbiter[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2023.
- [46] NICOLAS D, KIRCH P, BONNERY G, et al. Development of MSR-ERO electric propulsion subsystem: thruster power and control features[C]//Proceedings of AIAA SciTech Forum. National harbor, MD: [s.n.], 2023.
- [47] VON EHRENFRIED M. Perseverance and the Mars 2020 mission—follow the science to Jezero Crater[M]. Chichester, UK: Praxis Publishing, 2022.
- [48] 耿云飞, 高洁, 陆亚东, 等. 轻小型再入飞行器发展研究[J]. *航天器工程*, 2014, 23(6): 99-10.
- GENG Y F, GAO J, LU Y D, et al. Demonstration of light reentry vehicle development[J]. *Spacecraft Engineering*, 2014, 23(6): 99-10.
- [49] 徐子昂, 谢倍珍, 刘红. 用于行星保护的微生物消杀技术分析[J]. *载人航天*, 2020, 26(6): 794-804.
- XU Z A, XIE B Z, LIU H. Analysis of microbial sterilization technology for planetary protection[J]. *Manned Spaceflight*, 2020, 26(6): 794-804.
- [50] GERSHMAN R, ADAMS M, MATTINGLY R, et al. Planetary protection for Mars sample return[J]. *Advances in Space Research*, 2004, 34(11): 2328-2337.
- [51] 孙威, 张倍铭, 叶建设. 行星采样返回返回污染风险分析及防控方案设计[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2024, 11(5): 505-512.
- SUN W, ZHANG B M, YE J S. Research on integral technology of reverse pollution prevention and control for planetary sample return mission[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2024, 11(5): 505-512.

作者简介:

孙泽洲(1970-), 男, 研究员, 主要研究方向: 月球及深空探测器总体设计。

通信地址: 北京市海淀区友谊路104号5142信箱403分箱(100094)

电话: (010)68746413

E-mail: sunzezhou1970@126.com

董捷(1982-), 男, 研究员, 主要研究方向: 月球及深空探测器总体设计。**本文通信作者。**

通信地址: 北京市海淀区友谊路104号5142信箱 373分箱(100094)

电话: (010)68747021

E-mail: donghn13@163.com

Review of the Mars Sample Return Mission

SUN Zezhou¹, ZHOU Zuoxin², DONG Jie¹

(1. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

2. China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: Based on the developmental history and current advancements of international Mars sample return missions, an analysis of flight mission was carried out, and the necessity of Mars orbital rendezvous and the Earth-Mars transfer flight plan were discussed. On this basis, the key phases of the spacecraft for Mars sample return mission (Mars entry/descent/landing, sampling/encapsulation/transfer, Mars surface take-off and ascent, Mars orbital rendezvous, etc.) and technical difficulties were summarized. Based on typical design schemes home and abroad, the main technical solutions of the key phases were studied.

Keywords: Mars; sample return; entry, descent and landing; ascent vehicle; Mars orbit rendezvous

Highlights:

- The design of Mars entry/descent/landing for high ballistic coefficient vehicle is carried out.
- The martian surface sampling methods, container sealing techniques and sample transfer solutions are analyzed.
- The ascent vehicle's first-stage solid propulsion and second-stage liquid propulsion scheme is discussed.
- The autonomous rapid Mars rendezvous is suggested based on long-range microwave radar cooperative navigation with the ascent vehicle and short-range optical tracking of the container.
- The passive integrated mechanisms for sample container capture, attitude adjustment, transfer and encapsulation are analyzed.
- The Mars aerobraking method is chosen and thermal protection is employed for the two leeward sides of solar arrays which are the aerodynamic deceleration surface.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]