

火星环绕探测发展现状与趋势

张玉花¹, 朱新波², 谢 攀², 徐 亮²

(1. 上海航天技术研究院, 上海 201109; 2. 上海卫星工程研究所, 上海 201109)

摘 要: 基于火星环绕探测的任务需求, 围绕行星际转移及环火飞行的约束条件和环境特点, 首先分析了火星环绕探测任务面临的主要技术难点, 结合火星环绕器的任务要求和功能特点, 总结了火星环绕探测的关键技术和解决途径, 主要有自主安全捕获控制、长日凌自主管理、高速测控数传一体化、多码率自适应中继通信等技术。随后综述了环绕探测平台功能及技术的发展历程、趋势和创新性, 具体有对地通信速率、导航与变轨能力、结构承载与推进系统等, 根据未来火星探测需求, 分析了环绕平台需要发展的新能力。最后, 对未来环绕探测方向进行了分析。

关键词: 火星; 环绕探测; 环绕平台; 技术发展

中图分类号: V11

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2023)01-0003-08

DOI:10.15982/j.issn.2096-9287.2023.20220008

引用格式: 张玉花, 朱新波, 谢攀, 等. 火星环绕探测发展现状与趋势[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(1): 3-10.

Reference format: ZHANG Y H, ZHU X B, XIE P, et al. Current situation and trend of Mars orbiting exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(1): 3-10.

引 言

自20世纪60年代起, 前苏联和美国就开始发射探测器开展火星探测。截至目前, 人类向火星发射了49个探测器(见表1), 约一半成功。人类已实现了火星飞越、环绕、着陆、巡视勘察等多种形式的探测^[1], 中国是唯一一步成功实现“绕、着、巡”的国家^[2]。

表 1 人类已经发射的火星探测器统计表

Table 1 Statistics of Mars probes launched by mankind

探测器类型	国家	成功/次	部分成功/次	失败/次	合计/次
飞越	苏联			6	6
	美国	3		2	5
环绕器	苏联		1	5	6
	美国	5		2	7
	日本			1	1
	印度	1			1
	阿联酋	1			1
着陆器	苏联		1	1	2
	美国	7		1	8
环绕器 着陆器 (巡视器)	苏/俄		3	4	7
	美国	2			2
	欧洲 航天局		2		2
	中国	1			1
合计		20	7	22	49

随着航天技术的进步, 20世纪90年代至今, 火星探测任务的次数越来越多, 基本每个发射窗口(间隔26个月)均有火星探测器发射, 任务次数已超过同期月球探测, 火星已成为深空探测任务中最重要的探测目标之一, 并且探测方式及技术手段越来越完善和多样化^[3-4]。

从表1中可以看出, 有环绕器的探测任务共28次, 占总探测次数的57%。环绕探测作为重要的探测形式, 能够通过遥感手段获取火星表面地形地貌、全球影像、表层地质构造、气象信息等探测数据^[5-6], 在飞行过程中进行行星际空间和火星空间环境探测, 获取的局部高分辨率图像能够为火星着陆选择安全着陆点^[8, 11], 作为中继卫星还能够为火星车提供到地球的中继通信服务, 因此环绕探测是地外行星探测非常重要和必需的探测手段。

1 火星环绕探测面临的技术难题

火星环绕器需经历发射、地火转移、火星捕获、环绕轨道调整等过程到达环绕探测轨道, 在这些过程中面临诸多难题^[7]。

1) 重量受限, 速度增量要求大

火星环绕探测器的发射窗口受地球、火星绕太阳

公转位置关系的影响, 会合周期为2.13年, 每次发射窗口持续时间在一个月左右。发射C3(逃逸能量)要求高, 运载发射能力受限, 探测器需进行轻量化设计。速度增量需求大, 系统燃质比要求高, 结构在轻量化设计的基础上承载更多的燃料, 结构质量比非常低。

“天问一号”(Tianwen-1)环绕器发射段除承载常规推进剂和单机外, 还需承载大质量着陆巡视器, 顶部需承受着陆巡视器集中载荷, 重量大、高度高, 而结构设计干重十分有限, 结构质量比低, 同时, 器地通信用大口径高增益天线的安装使用对结构及布局设计都提出了苛刻的要求。相比以往探测器, 尺寸包络更大、高度更高、载荷重量增加且分布集中、质心偏高, 大尺寸结构系统具有模态频率较低和大量局部模态等设计难题。

2) 器地距离远, 通信难度大

火星环绕器一般携带了高分相机^[14]、中分相机、雷达、光谱仪、磁强计、粒子探测类等载荷^[9-10, 13], 同时还需传输火星车的探测数据, 对地球回传探测数据量极大, 需探测器具备高速通信能力。但火星与地球之间的距离遥远, 最近 5.67×10^7 km, 最远约 4×10^8 km, 器地长距离带来空间损耗高、通信时延大的难题, 主要对测控数传和GNC(Guidance Navigation and Control)方案设计提出了更高要求。器上需要配置大功率行放和大口径天线, 提高EIRP(Effective Isotropic Radiated Power)值, 补偿远距离带来的链路损耗, 满足器上数据对地传输需求, 受整器重量的限制, 测控和数传系统需采用一体化设计; 火星探测器器地最远距离达4亿km, 空间衰减比近地卫星高80 dB, 接收到的上行信号十分微弱, 器上需要配置高灵敏度深空应答机。此外, 由于距离远, 导致火星探测器无法像地球卫星一样实现测控天线的全空间对地覆盖, 存在各种正常、异常模式下的对地链路建立与可靠通信的技术难题。

3) 器日距离变化大, 光照强度变化大

火星和太阳距离为1.38~1.67 AU(1 AU为地球和太阳之间的距离), 在火星绕日一个周期内最小至最大光强为490~720 W/m², 其平均太阳光强是地球轨道的43.1%, 轨道环境温度更低, 为适应从地球到火星的太阳光照强度大范围变化, 需要火星环绕探测器具备变光强热控调节能力。

4) 火星捕获机会唯一

由于火星捕获窗口的唯一性, 捕获的成败决定了火星探测任务的成败。但是, 由于捕获时器地距离

远, 地面无法实时监控制动捕获过程, 全靠器上自主执行捕获策略。同时, 受限于运载发射能力, 探测器携带推进剂有限, 必须精确判断并控制开关机时机和时间。此外, 制动过程中, 器上需要具备自主二次点火能力, 应对器上突发故障, 确保火星捕获安全可靠。

5) 经历日凌, 通信中断时间长

火星环绕探测任务在周期内存在日凌现象, 地球、火星和太阳近似在一条直线上, 器地通信上下行都中断, 面临长期无地面测控支持在轨自主运行的问题, 对环绕探测器在轨自主管理与控制技术水平提出了挑战。探测器在日凌期间存在能源、姿态、热控等的自主管理, 以及进出日凌的通信管理等方面的问题, 需要确保环绕探测器无人照料期间的安全。

6) 中继通信能力要求高

在火星着陆器EDL过程和火星车表面工作期间, 环绕器为其提供中继通信服务。由于环绕器重量、功耗受限, 火星车和环绕器之间通信部分配置的功放功率有限, 要提高通信速率就必须提高灵敏度, 和近地传统卫星中继通信机接收灵敏度相比提高近40 dB。在环火大椭圆轨道上, 一个回归周期中有近火和远火两个通信窗口, UHF(Ultra High Frequency)信道在近火窗口的通信距离变化范围大, 自由空间损耗相差15 dB。基于环绕器多码率自适应收发能力, 采用分段多码率传输方案提升中继返向链路的吞吐量。

2 火星环绕探测关键技术

火星环绕器的任务主要有: 对火星开展全球性、综合性的环绕探测; 提供着陆巡视器进入、着陆过程的中继支持, 提供火星车火星表面探测过程的中继支持。对于“天问一号”环绕器来讲, 还需满足地火转移运输的任务要求, 集合了“环绕、运输、中继”三大功能。针对火星环绕探测面临的难点, 为完成以上任务, 火星环绕探测需突破以下关键技术:

1) 大承载轻质量复杂构型结构技术

环绕器结构承载大, 干重约束严格, 构型复杂, 采用大承载、轻质量、复杂构型环绕器结构设计技术, 主承力结构一般采用柱筒+承力锥筒, 能够承载大量推进剂或集中载荷, 设计柱筒+多面柱体构型, 保证器地通信用大口径天线和大容量贮箱的安装。根据不同仪器设备特性采用相应的冲击隔离和降低措施, 减小设备安装界面冲击响应, 保证设备的安全和可靠。

2) 深空高速测控数传一体化技术

深空探测距离遥远的特点, 使得通信信号强度损耗极大, 接收信噪比极低, 且通信时延大, 数据传输

速率受限,通信终端相对速度大,多普勒及其变化率大,信号捕获和跟踪难度大。采用测控数传统一设计方法,减少系统的重量、功耗以及简化地面接收设备。为了实现高速测控数传,环绕器采用了低信噪比载波捕获技术、自适应载波跟踪技术、多码率遥控上行自适应接收技术、大功率行波管技术、天线多波束范围赋形技术、高稳频标技术和功率可切换技术等,确保了深空超远距离通信链路的稳定。

3) 安全高精度自主轨道控制技术

火星探测器捕获制动是高风险事件,由于通信时延大,地面测控无法实时测量和遥控,存在减速制动的速度增量,制动时间长等不利因素。设计适应火星探测器质心变化、质量变化、转动惯量变化的控制方法,保证控制系统进行稳定、有效的姿态和轨道自主控制;设计基于高精度加表测量数据的轨控速度增量方向补充方法,结合加表轨控期间偏移预估,有效保证火星捕获速度增量的控制精度;针对姿态控制异常和推力器异常等故障设计故障预案,提高火星捕获控制的可靠性。

“天问一号”环绕器在火星捕获制动结束后还需要执行环绕器和着陆巡视器的分离任务,环绕器执行俯冲拉升式动作,在俯冲降轨后释放着陆巡视器,之后再拉升升轨防止撞击火星。与近地轨道航天器的航天器分离不同,火星环绕器与着陆巡视器的分离在距离地球相当遥远处进行,存在较大通信时延,因而对航天器安全分离和环绕器安全升轨的控制提出了更高的要求。采用高可靠安全分离控制技术,自主进行两器分离故障协同处置,保证着陆巡视器可靠分离;采用环火自主升降轨控制策略,保证降轨精度和升轨的高可靠性。

4) 深空长期在轨自主管理技术

火星环绕器在轨飞行时间长,飞行过程中存在日凌天文现象,而且飞行距离遥远,器地通信时延很大,制动捕获等关键段无法实现实时监控,需要火星环绕器在不同的任务阶段实现自身自主管理,主要包括以下两个方面:

① 平台基本自主管理及特定任务自主管理。自主实现平台的正常运转,完成自主热控制、自主能源控制、自主姿态测量与确定、自主姿态机动、自主轨道控制,为探测器上的单机营造合适的工作环境。自主实现既定的科学探测任务,完成科学数据获取、预处理与存储,确保科学探测数据的连续性。

② 故障自主应对与管理。由于火星探测任务复杂,飞行过程时间长,历经多个飞行阶段,故障类型

多、故障复杂,环绕器综合电子和GNC系统需具备多层级故障检测与处理能力,保证“一重故障正常,两重故障安全”。

5) 多码率自适应器间通信技术

环绕器一般采用UHF频段和X频段双通道进行器间中继通信,具备高动态范围、高灵敏度、高多普勒测量精度、轻量化小型化等特点。UHF频段中继通信可以完成着陆过程中着陆巡视器单向接收和表面工作段近火点与着陆巡视器的双向通信;X频段中继通信完成表面工作段近、远火点着陆巡视器的科学数据和遥测数据的接收。

6) 深空大口径天线高精度指向技术

器地长期高速通信链路保持要求天线指向精度高,采用精密机械安装、精准在轨标定,最大限度发挥高速对地通信能力,保障行星际飞行任务期间的器地链路。

针对定向天线外形尺寸大,侧面安装接口位置分散的特点,采用适应环绕器定向天线的超静定异面组合嵌入式安装方法,匹配不同接口位置的刚度,保证整体接口刚度一致性,实现地面重力环境下装配应力对在轨定向天线安装精度的影响可控。

在地火转移段,采用地面站与环绕器高增益天线进行电轴指向在轨测算,基于环绕器深空应答机接收到的上行遥控强度变化规律,以及地面站接收信号强度的变化,反演出高增益天线中心指向空间位置,对高增益天线电轴零位进行修正,确保全过程对地高速通信链路稳定。

3 环绕平台技术发展

3.1 测控通信

人类开展深空探测以来,随着元器件技术的发展,深空测控通信系统经历了从低频段到高频段、从单深空站到深空测控网的发展过程。NASA建成了覆盖全球的深空测控网,实现了Ka频段的深空高速下行数传,探测器器载系统也与地面深空站同步发展,深空探测的通信速率和测量精度逐步提高^[12, 15-16]。

火星探测器器地通信经历了:①全S频段,早期“水手”(Mariner)系列均为S频段;②S频段和X频段配合使用,代表为“海盗号”(Viking)、“火星快车”(Mars Express)、“火星快车”采用S和X双频段接力的形式,发射初期利用S频段;③全X频段,代表为“奥德赛”(Odyssey);④X频段为主Ka频段高速下行发展阶段,主要有“火星观测者”(Mars Observer)、“火星全球勘测者”(Mars Global Surveyor, MGS)、

“火星勘测轨道器”（Mars Reconnaissance Orbiter, MRO）。

器地通信速率逐步提高，“水手”系列下行码速率8.3 bps~16 Kbps，“海盗号”下行码速率2~16 Kbps，“火星全球勘测者”下行码速率21.3 bps~85.33 Kbps，“奥德赛”下行码速率40 bps~110.6 Kbps，“火星快车”下行码速率10.7 bps~230 Kbps，到以高分辨率成像探测为主的“火星勘测轨道器”，最大速率从100 Kbps迅速提到4.4 Mbps。“火星勘测轨道器”距地球4亿km处，数传速率最大0.5 Mbps，距地球0.9亿km处，最大速率4.4 Mbps，探测器每分钟对地数传的数据量是“火星全球勘测者”“奥德赛”“火星快车”3种火星轨道器所传输数据总和的10倍。“天问一号”环绕器测控数传采用一体化设计，对地通信速率最高不小于4 Mbps。

目前正在开展的深空激光通信研究，火星到地球的下行激光通信链路，在可行的条件下，数据率可达30 Mbps，用下行链路传输科学数据；对地球到火星的上行激光通信链路，其数据率在大多数情况下至少为10 Kbps，用上行链路传输控制指令。

在天线配置方面，火星探测器均配置高增益天线，并且高增益天线初期采用固定安装，之后均采用二维驱动方式。高增益天线口径逐渐增大，水手系列为1.02 m，“海盗号”“火星全球勘测者”为1.5 m，“奥德赛”为1.3 m，“火星勘测轨道器”为3 m。探测器配置的中增益和低增益天线作为应急天线使用，设计考虑因素有：一是该类天线的波束宽度选择，二是逐步从收发分开向收发共用发展，三是轨道和测控协同设计保证关键阶段的全覆盖，具体见表2。

表2 火星探测器中低增益天线发展情况
Table 2 Development of low-gain antennas in Mars probes

探测器	低增益天线	中增益天线	设计考虑
“水手”系列	收发共用，波束±45°，轴向7 dBi	收发共用，波束±18°，轴向14 dBi	飞行过程发动机工作期间对地全覆盖
“海盗”系列	收发共用，波束±45°，轴向7 dBi	收发共用，波束±18°，轴向14 dBi	飞行过程发动机工作期间对地全覆盖
“火星全球勘测者”	收发分开，波束±40°，轴向6.5 dBi		飞行过程发动机工作期间对地全覆盖
“奥德赛”	接收，波束±41°，轴向7 dBi	发射，波束±14°，轴向16.5 dBi	飞行过程发动机工作期间对地全覆盖
“火星勘测轨道器”	收发共用，波束±35°，轴向8 dBi		飞行过程发动机工作期间对地全覆盖
“天问一号”火星环绕器	收发分开，波束±50°，轴向5 dBi	仅发射，波束±25°，轴向5 dBi	关键阶段对地全覆盖

现在火星环绕器均具备中继通信功能，为火星着陆和火面巡视提供中继服务。“海盗号”首次配置了UHF中继通信系统，采用前向405 MHz和返向385 MHz的通信频率，配置UHF天线、中继发射机、中继接收机等主要设备，返向通信速率在着陆过程为4 Kbps，着陆后为16 Kbps。后续“奥德赛”UHF中继双向传输速率达到8~256 Kbps，具备输入信号多普勒测量功能。“火星勘测轨道器”UHF中继传输和发射速率达到了1~2 048 Kbps。“天问一号”火星环绕器不仅配置了UHF中继通信，还配置了X中继通信，UHF通信具备多码速率自适应选择能力，最高码速率可到2 Mbps。

3.2 能源供给

电源系统主要适应飞行过程中光照强度由大到小逐渐递减的情况，并满足巡航段的多次轨道机动以及环火段不同工作模式的整器能量供给。

电源系统拓扑结构从功率调节的角度可以划分为：峰值功率追踪方式和直接能量传输方式。峰值功率追踪方式是非耗散型的，它通过峰值功率跟踪器调节太阳电池阵的工作点来满足负载的需要，不产生过

剩功率，最大输出可达太阳电池阵的峰值功率。直接能量传输方式是耗散型的，它采用分流调节器调节太阳电池阵的输出功率，使母线电压维持在预先设定的范围内。采用峰值功率追踪拓扑结构，按照负载功率需求控制太阳电池阵输出功率，可以最大限度地利用太阳电池阵输出功率。“火星快车”等环绕探测器就是采用了峰值功率追踪拓扑结构。

作为储能的蓄电池主要有镉镍电池、氢镍电池、锂离子电池，锂离子蓄电池具有比能量高、可达到140 Wh/kg，而且热耗小、自放电率低、使用温度范围宽，高温可达+55℃，低温可达-20℃，便于模块化设计等优点。深空探测任务资源宝贵，对质量与体积约束严格，因此，火星环绕探测器通常采用锂离子蓄电池作为储能电源。

3.3 导航与控制

目前国外对火星探测导航在各阶段主要以地面无线电导航辅以相对差分单项测距（Delta Differential One-way Ranging, ΔDOR）的方式进行探测器的轨道确定。美国在地面导航的基础上，进行了多次光学敏

感器辅助导航^[17]。

20 世纪 70 年代“水手 9 号”(Mariner 9)，“海盜 1 号”(Viking 1) 和“海盜 2 号”(Viking 2) 中均采用了光学导航系统。进行星际导航，并积累了丰富的经验，2005 年发射的“火星勘探者”探测器充分继承了以上探测器的经验。并对光学导航敏感器进行了全新设计，并开展了在轨搭载飞行试验，此外在其它行星际探测任务，如“伽利略号”(Galileo) 等也进行了光学导航飞行验证。

“天问一号”火星环绕器采用火星目标光学特性成像识别技术，进行基于窄视场、大面阵、高动态的光学导航，实现火星目标特性多维度测量数据融合的火星抵近过程光学自主导航。环火后，采用可见光 + 红外双谱段对目标火星测量成像探测，通过火星目标可见光轮廓与红外轮廓数据的提取，实现基于多谱段火星目标测量的环火过程光学自主导航。

在控制系统配置方面，“奥德赛”配置 2 台星敏、4 台反作用飞轮、惯性测量单元、太敏等设备；“火星勘测轨道器”配置 16 个太阳传感器、2 台星敏、2 台惯性导航设备；“火星大气与挥发演化”(MAVEN) 探测器配置 6 个太阳敏感器、2 台星敏、2 台惯性测量装置、4 个反作用飞轮。综上，火星环绕器控制系统配置的单机主要有惯性测量单元、太阳敏感器、星敏感器、飞轮等设备。

受地面测控条件和器地通信时长的约束，火星探测任务要求控制系统在无地面测控支持条件下自主完成火星捕获段轨道控制任务，包括机构控制、姿态控制、发动机点火与关机等。为实现这些功能，需要建立具有完全自主能力的近火轨道控制模式。

针对典型火星环绕器捕获制动策略分析如表 3 所示，可见捕获控制主要有 3 种策略可选：“惯性定向”“匀角速率变化”和“沿迹反方向变化”。

表 3 火星环绕器捕获控制策略
Table 3 Mars orbit insert control strategy

探测器	发动机	轨道	轨控策略	关机条件
奥德赛	轨控 703 N 姿控 22 N	近火点高度 405 km 倾角 93°	在点火过程中，探测器姿态保持匀角速率	速度变化量达到目标值 ΔV ，同时点火时间满足：1 115 ~ 1 225 s
火星快车	轨控 400 N 姿控 10 N	近火点高度 380 km 倾角 25°	姿态保持匀角速率 或姿态保持沿迹反方向	速度变化量达到目标值 ΔV ，点火时为：标称点火时间至 1.1 倍标称点火时间
火星勘探轨道器	轨控 6 × 170 N 姿控 22 N	近火点高度 518 km 倾角 93.5°	姿态保持匀角速率	速度变化量达到目标值 ΔV ，点火时为：标称点火时间至 1.1 倍标称点火时间
“天问一号”火星环绕器	轨控 3 000 N 姿控 120 + 25 N	近火点高度 400 km 倾角 11°	姿态保持匀角速率 或惯性定向	速度变化量达到目标值 ΔV ，点火时为：0.9 倍标称点火时间至 1.1 倍标称点火时间

3.4 结构承载

针对火星探测器发射质量受限的难点，为减轻结构质量，增加探测器载荷和推进剂携带量，火星探测器一般多采用复合材料进行结构的轻量化设计。“天问一号”火星环绕器结构设计采用适应点式连接航天器的“整体复合材料+局部金属镶嵌”的星箭对接承载结构，以及“预埋框架平板+十字形隔板+局部拉杆”的贮箱承载结构，大大减轻了结构重量，载荷干重比 55.68%（载荷包括环绕器探测载荷单机、着陆巡视器）。相对应的国外火星探测器：“火星快车”载荷干重比 32%，“海盜号”载荷干重比 28%，ExoMars 载荷干重比 18%。

3.5 推进系统

对于需要进入火星环绕轨道的探测器，其推进系统需要具备提供单次大速度增量的能力，给探测器制动，使其进入环绕轨道。

“奥德赛”推进系统采用肼和四氧化二氮双组元模

式，主发动机可产生大于 640 N 的推力，还有 4 个 1 N 姿控推力器，4 个 22.5 N 轨道修正推力器；“火星勘测轨道器”采用单组元推进系统，燃料为肼，轨控推力器为 6 个 170 N 的发动机，同时启动可以提供 1 020 N 的推力，6 个 22 N 的中型发动机用于轨道修正，8 个 0.9 N 的小推力器用于姿态控制；“火星快车”推进系统采用双组元模式，主发动机可产生 400 N 推力，在 30 min 内将探测器速度降低 800 m/s。安装在探测器各个角上的 8 台姿控推力器，每台推力为 10 N。“天问一号”火星环绕器推进系统采用双组元模式，主发动机 3 000 N，还有 8 台 120 N 和 12 台 25 N 的推力器用于捕获时的姿态控制。

为保证火星捕获大速度增量轨控需求，推进系统根据探测器整器质量配置相应大推力的发动机，无论推进模式采用单组元还是双组元，均配置了高压气瓶，在捕获时采用恒压工作模式，保证发动机推力稳定。

后续针对火星取样返回任务更大的速度增量需求，美国地球返回轨道器推进系统采用两级结构：化

学姿控推力器和电推进轨控推力器安装在探测器返回模块上,而化学推进系统的主发动机安装在下方可分离的轨道插入模块上。在使用化学推进主发动机完成火星入轨制动点火之后,轨道插入模块将被抛弃。后续飞行中,化学推进姿控推力器将负责交会对接等需要快速反应的机动控制,而大多数速度增量则由电推进系统来完成,包括离开火星的加速及返回地球的转移飞行。

4 未来中国火星环绕平台技术发展

后续在火星探测领域,中国和美国均规划了火星取样返回任务^[18-20],在该任务中,环绕器又被赋予了新的能力。同时,展望未来的火星探测需求,环绕探测也将有更多新的能力需求和探测方向。

1) 气动辅助变轨

采用大气辅助降轨技术最显著的成效是减少探测器燃料携带量,减轻探测器重量,能够到达周期短的圆轨道。大气辅助降轨时,综合考虑迎风面积、近火点高度等涉及制动效率的因素,以及太阳翼根部应力、制动时峰值热流、气动稳定性等涉及制动安全的因素。例如,“火星全球勘测者”在大气制动时使用了特殊的太阳翼阻尼装置将能量有效地耗散掉,降低太阳翼根部连接的应力值;“奥德赛”在大气制动时,为保证姿态稳定将高增益天线机构和载荷伸展机构都收拢或压紧在安装面上。

2) 环火轨道交会捕获

火星交会捕获任务不同于探月三期任务,受限于火星采样返回任务上升器入轨能力,送入环火交会轨道的质量很小,交会对接样品转移方案不再适用。上升器升空进入火星低轨道,释放样品存储器。样品存储器携带无线电信标或激光反射器,被动飞行在火星低轨道不具备变轨的能力,样品容器的追踪与捕获均由环绕返回器来完成。尽管国内对于近地轨道航天器的交会对接技术比较成熟,但是对于火星取样返回任务,需要完成环绕返回器与暗弱小目标的样品容器在4亿km之外的无人捕获,存在测控弧段短、通信延迟大等特点,需要环绕返回器具备较强的自主制导控制和管理能力,能够在没有地面测控的支持下自主完成目标识别与接近、样品捕获与转移等关键动作,对于航天器自主轨道交会捕获能力提出了很大挑战。

另外,由于器地通信距离远、时延大,上升器自主起飞入轨过程中地面无法实施测控支持,环绕返回器在环火轨道交会捕获上升器释放的样品容器需要准确跟踪上升器,为了解决上升器入轨过程中导航信息

少、精度差的问题,考虑利用环绕火星轨道上已有的或准备发射的航天器来提高导航精度,通过无线电测距测速获得环绕返回器与上升器之间的距离和相对速度信息。

3) 火星探测自主导航与控制

由于火星探测存在的通信大时延和日凌期通信长期中断的特性,为保证关键动作执行的可靠性,以及通信长期中断期间器上自主探测的最大效能。需要发展光学导航、测高、测加速度等多种手段于一体的自主导航方法,实现无地面支持下的自主轨道确定。例如,针对大气辅助降轨,器上配置加表和小型雷达测高计,利用加表测得压力峰值和当圈大气减速速度增量,结合雷达测高数据,器上自主实时计算大气辅助变轨轨道参数,根据当圈压力峰值时刻,自主更新后续大气辅助变轨时序。针对日凌长期对通信中断,利用光学导航、测高等信息实现自主定轨,根据器上自主探测任务规划,实现日凌期自主对火探测。

5 结束语

本文分析了火星环绕探测的难点,总结了火星环绕探测发展现状与趋势,并根据未来火星探测任务,提出了环绕探测平台需发展的新能力。经过数10年的火星探测技术发展,火星环绕器功能不断增多、技术水平不断提升。“天问一号”火星环绕器集合了“环绕、运输、中继”三大功能,火星环绕探测在自主管理能力、测控通信、自主导航与控制等方面取得了显著的技术成果。

面对后续火星取样返回任务以及其他探测任务的新需求,针对大时延、弱光强、长日凌等环境约束带来的挑战,在技术能力方面需继续发展火星探测远距离高速对地通信、环火中继通信与导航网络、自主轨道确定、自主任务规划与执行序列生成、环火轨道自主交会等技术。同时,注重技术发展的继承性和对未来任务的技术支撑,无人探测阶段注重兼顾有人探测相关的共性关键技术突破,如环火轨道自主交会、大气捕获、环火中继与导航等技术,提升地火往返能力和火星空间驻留能力,为未来载人火星提供先期技术积累。

参 考 文 献

- [1] 于登云,孙泽洲,孟林智,等. 火星探测发展历程与未来展望[J]. 深空探测学报(中英文),2016,3(2):108-113.
YU D Y, SUN Z Z, MENG L Z, et al. The development process and prospects for Mars exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(2): 108-113.

- [2] 耿言,周继时,李莎,等.我国首次火星探测任务[J].深空探测学报(中英文),2018,5(5):399-405.
GENG Y, ZHOU J S, LI S, et al. A Brief introduction of the first Mars exploration mission in China[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5(5): 399-405.
- [3] 吴伟仁,于登云.深空探测发展与未来关键技术[J].深空探测学报(中英文),2014,1(1):5-17.
WU W R, YU D Y. Development of deep space exploration and its future key technologies[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2014, 1(1): 5-17.
- [4] 叶培建,邓湘金,彭兢.国外深空探测态势特点与启示(上)[J].航天器环境工程,2008,25(5):401-415.
YE P J, DENG X J, PENG J. Features of deep space exploration in other countries and the enlightenment for the development in China (part 1)[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2008, 25(5): 401-415.
- [5] 潘永信,王赤.国家深空探测战略可持续发展需求:行星科学研究[J].中国科学基金,2021,35(2):181-185.
PAN Y X, WANG C. Sustainable development needs of national deep space exploration strategy: planetary science research[J]. Bulletin of National Natural Science Foundation of China, 2021, 35(2): 181-185.
- [6] Committee Planetary Science Decadal Survey. Committee on the planetary science decadal survey: space studies board vision and voyages for planetary science in the decade 2013-2022 [M]. Washington DC: National Academies Press, 2011.
- [7] YE P J, SUN Z Z, RAO W, et al. Mission overview and key technologies of the first Mars probe of China[J]. Science China: Technological Sciences, 2017, 60(5): 649-657.
- [8] 李春来,刘建军,耿言.中国首次火星探测任务科学目标与有效载荷配置[J].深空探测学报(中英文),2018,5(5):406-413.
LI C L, LIU J J, GENG Y, et al. Scientific objectives and payload configuration of China's first Mars exploration mission[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5(5): 406-413.
- [9] 朱岩,白云飞,王连国.中国首次火星探测工程有效载荷总体设计[J].深空探测学报(中英文),2017,4(6):510-514.
ZHU Y, BAI Y F, WANG L G, et al. Integral technical scheme of payloads system for Chinese Mars-1 exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(6): 510-514.
- [10] 欧阳自远,肖福根.火星探测的主要科学问题[J].航天器环境工程,2011,28(3):205-217.
OUYANG Z Y, XIAO F G. Major scientific issues involved in Mars exploration[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2011, 28(3): 205-217.
- [11] ZOU Y L, ZHU Y, BAI Y F, et al. Scientific objectives and payloads of Tianwen-1, China's first Mars exploration mission[J]. Advances in Space Research, 2021, 67(2): 812-823.
- [12] MOORE C L. Technology development for human exploration of Mars[J]. Acta Astronautica, 2010, 67(9/10): 1170-1175.
- [13] WU Z C, LING Z C, ZHANG J, et al. A Mars environment chamber coupled with multiple in situ spectral sensors for Mars exploration[EB/OL]. [2022-03-20]. https://www.researchgate.net/publication/350643404_A_Mars_Environment_Chamber_Coupled_with_Multiple_In_Situ_Spectral_Sensors_for_Mars_Exploration.
- [14] MENG Q Y, WANG D, WANG X D, et al. High Resolution Imaging Camera (HiRIC) on China's first Mars exploration Tianwen-1 mission[J]. Space Science Reviews, 2021, 217(3): 1-9.
- [15] 刘建军,苏彦,左维.中国首次火星探测任务地面应用系统[J].深空探测学报(中英文),2018,5(5):414-425.
LIU J J, SU Y, ZUO W, et al. Ground research and application system of China's first Mars exploration mission[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5(5): 414-425.
- [16] 孔德庆,李春来,张洪波,等.火星探测天线组阵数据接收技术研究和验证实验[J].宇航学报,2020,41(7):948-958.
KONG D Q, LI C L, ZHANG H B, et al. Research and verification experiments of data receiving technologies based on antenna arraying for Mars exploration of China[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(7): 948-958.
- [17] 刘付成,朱庆华,孙建党.基于图像边缘信息的火星探测器自主光学导航技术[J].中国科学:技术科学,2020,50(9):1160-1174.
LIU F C, ZHU Q H, SUN J D, et al. Autonomous optical navigation technology for Mars probe on image edge information[J]. Scientia Sinica Technologica, 2020, 50(9): 1160-1174.
- [18] DANKANICH J W, BURKE L M, HEMMINGER J A. Mars sample return Orbiter/Earth return vehicle technology needs and mission risk assessment[C]//2010 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA: IEEE, 2010.
- [19] WILSON J. NASA's journey to Mars—pioneering next steps in space exploration[EB/OL]. [2022-03-20]. <http://www.nasa.gov/topics/journeymars/index.html>.
- [20] MATTINGLY R, MAY L. Mars sample return as a campaign[C]//2011 Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA: IEEE, 2011.

作者简介:

张玉花(1968—),女,研究员,主要研究方向:深空探测器总体设计。

通信地址:上海市闵行区元江路3888号(201109)

电话:(021)24180070

E-mail: wakexie@163.com

Current Situation and Trend of Mars Orbiting Exploration

ZHANG Yuhua¹, ZHU Xinbo², XIE Pan², XU Liang²

(1. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China;

2. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China)

Abstract: Based on the mission requirements of Mars orbiting exploration, and the constraints and environmental characteristics of interplanetary transfer and flight around Mars, the main technical difficulties of Mars orbiting exploration missions were analyzed. Based on the mission requirements and functional characteristics of Tianwen-1 orbiter, key technologies and solutions for Mars orbiting exploration were summarized, which mainly include autonomous security control for Mars orbit insert, autonomous management of long solar transit, integration of measurement control and data transmission, and multiple communication rates adaptive relay communication. Then, the development history, trend and innovation of the functions and technologies of the Mars orbiting exploration platform were reviewed, including Mars-to-Earth communication rate, navigation and orbital transformation capability, structural load-carrying and propulsion system. According to the future requirements of Mars exploration, the new capabilities that the orbiting exploration platform needs to develop were analyzed. Finally, the future direction of Mars orbiting exploration was analyzed.

Keywords: Mars; orbiting exploration; orbiting platform; technology development

Highlights:

- As an important exploration form, orbiting exploration can obtain Martian surface topography, global image, surface geological structure, meteorological information and other exploration data by means of remote sensing.
- Through remotely-sensed image, a safe landing site can be selected for Mars Rover.
- The Mars Orbiter of Tianwen-1 integrated three functions of “orbiting, transporting and relaying” to maximize exploration efficiency.
- The independent management capability of Mars orbiter is constantly improving.
- The new capabilities of Mars orbiter for future Mars sampling and return missions are presented.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]