

# 火星上升器液体推进系统关键技术与解决途径分析

韩泉东<sup>1,2,3</sup>, 孙泽洲<sup>4</sup>, 曹伟<sup>1,2,3</sup>, 李和军<sup>1,2,3</sup>, 熊森<sup>1,2,3</sup>, 周一彬<sup>1,2,3</sup>

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112; 2. 空间高效能推进技术及应用全国重点实验室, 北京 101416; 3. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112; 4. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

**摘要:** 火星上升器液体推进系统为上升器提供轨控推力、姿态控制力和力矩, 对确保火星上升器运载能力、精确入轨及降低能源需求至关重要。该系统需经历地火转移、环火飞行、火星进入、下降和着陆(Entry, Descent, and Landing, EDL)飞行和火面贮存后再工作, 任务剖面复杂。针对火星上升器液体推进系统的结构质量、包络尺寸和可用能源严格受限, 需同时满足轻量化、小型化、高精度入轨所需的推力、比冲、环境适应性及可靠性等需求, 系统梳理了火星上升器液体推进系统涉及的关键技术, 提出了低冰点推进剂、中室压发动机、表面张力共底贮箱及高可靠高集成度推进系统的设计方案, 成果可为火星上升器方案制定提供重要参考。

**关键词:** 火星上升器; 液体推进系统; 低冰点推进剂

**中图分类号:** V476.4

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-9287(2025)03-0219-10

**DOI:** 10.3724/j.issn.2096-9287.2025.20240092

**引用格式:** 韩泉东, 孙泽洲, 曹伟, 等. 火星上升器液体推进系统关键技术与解决途径分析[J]. 深空探测学报(中英文), 2025, 12(3): 219-228.

**Reference format:** HAN Q D, SUN Z Z, CAO W, et al. Analysis of key technologies and solutions for liquid propulsion system of Mars ascent vehicle[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2025, 12(3): 219-228.

## 引言

火星是太阳系4颗类地行星之一。自19世纪80年代以来, 火星探测迎来了一个高峰, 并已成为各航天大国深空探测活动的重点之一<sup>[1]</sup>, 中国在2020年7月23日发射了“天问一号”火星探测器, 于2021年2月成功实现了火星环绕探测<sup>[2]</sup>, 并于同年5月成功实现了火星表面软着陆和火面巡视探测<sup>[3]</sup>。初步研究发现, 火星上可能存在对人类生存至关重要的水和其它元素, 这不仅对探讨地球和太阳系的起源、形成和演变具有重大意义, 还为太空资源的开发和利用创造了新的可能性。然而, 已开展的火星原位研究方法受限于火星探测器携带科学仪器能力, 无法全面支撑当前对火星热点问题的研究, 有必要将火星大气、表面土壤以及深层岩石等样本带回地球开展深入研究。然而, 火星采样返回技术难度非常大, 其中, 火星上升器(Mars Ascent Vehicle, MAV)技术是整个火星采样返回(Mars Sample Return, MSR)技术中最为关键也是最具挑战性的一项技术, 制约了当前火星采样返回计划的推进。MAV设计重点包含推进系统方案设计和火箭级数选取两个要素, 其中推进系统方案设计又直接关系到

火箭级数选取, 成为整个上升器设计中最为关键的技术。液体推进系统为火星上升器提供精确轨控推力、姿态控制力和力矩, 非常重要, 但结构质量和体积占比相对较大, 是MAV技术突破的瓶颈之一, 受到了国内外研究机构的高度关注。

近年来, 世界各国提出了多种MAV推进系统设计方案, 但均未达到可用于飞行的技术成熟度。

本文介绍了火星上升器液体推进系统相关技术发展情况, 分析了面临的技术难点, 梳理出轻小型高集成度高性能低冰点推进系统、低冰点氧化剂制备与分析、低冰点发动机稳定流动及高效雾化燃烧、轻小型贮箱4项关键技术, 对解决途径进行了分析。

## 1 国内外火星上升器推进系统论证情况

国外从20世纪70年代就开始论证火星采样返回任务, 论证的上升器推进系统有液体推进、固体推进、固液混合推进等多种类型。但迄今为止, 均未实现工程应用。

1996年, 美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA) Ames研究中心提

出了快速-小型-直接火星取样返回任务的方案。火星上升器包括第1级、第2级以及返回器,均采用液体推进系统,结构如图1所示。第1级将上升器送至距火星表面250 km的停泊轨道。第2级将返回器送至火地转移轨道,转移时间约9个月。第1级推进系统总重、干重分别为940 kg、90 kg;第2级推进系统总重、干重分别为200 kg、20 kg;推进剂为五氟化氯和肼,火星表面比冲可以达到355 s;氧化剂工作温度最低-103 ℃,燃料工作温度最低-44 ℃。该方案中,上升器总质量为1 750 kg<sup>[4]</sup>。

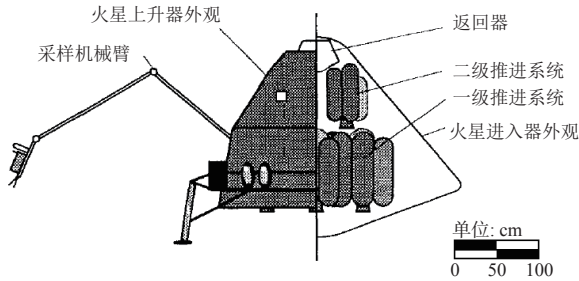


图1 用于火面操作的火星上升器-着陆器构型<sup>[4]</sup>  
Fig. 1 MAV-MEV configuration for Mars surface operations<sup>[4]</sup>

1998年,喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory, JPL)提出了基于两级液体推进系统的火星上升器方案。目标速度增量为4 730 m/s,上升器高度不超过1.2 m,火面起飞质量不超过600 kg,载荷30 kg。一级配置两台主发动机,单台推力2 224 N,配置4台150 N姿控发动机。1级主发动机质量5.5 kg,比冲325 s,发动机高度560 mm;单台150 N姿控发动机质量0.75 kg,比冲310 s,发动机高度250 mm,采用MON-25/MMH推进剂组合。2级配置6台5 mN的冷气推力器,工质为He,并配置4台150 N姿控发动机。均采用MON-25/MMH推进剂组合以及热燃气增压技术<sup>[5]</sup>。

2000年,NASA与欧洲进行了深入的合作。欧洲由法国空间研究中心(Centre National d'Études Spatiales, CNES)牵头与NASA进行了方案设计工作,该方案中计划先发射火星着陆器和上升器,后发射轨道器。MAV为细长体,水平放置,火面起飞前解除MAV的锁定,并将其起竖至与火面呈45°夹角的状态,上升器在火面工作约90 d。准备完毕后,MAV与着陆器热控分系统分离,然后一级发动机点火。两级推进系统将样品舱从着陆器运送至火星轨道,第1级推进系统总重、干重分别为114 kg和40 kg;第2级推进系统总重、干重分别为16 kg和4 kg;推进剂均为丁腈推进剂,火星大气环境下发动机比冲可以达到287 s。姿态控制采用固体发动机推力矢量控制系统和冷气推进系统,自旋稳定;

使用温度必须高于-40 ℃。

2001年,波音公司(Boeing Company)提出了基于N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/MMH双组元液体火箭发动机的两级入轨式上升器(改进型采用MON-25/MMH双组元推进剂)设计方案<sup>[6]</sup>,如图2所示,但其设计质量达到了400 kg,这一质量远超同一任务要求的两级固体火箭设计。为了解决这一问题,研究人员提出从使用低压贮箱及电动泵增压式供应技术、更轻质的发动机和优化阀门等角度出发,进一步减轻MAV起飞质量<sup>[7]</sup>。

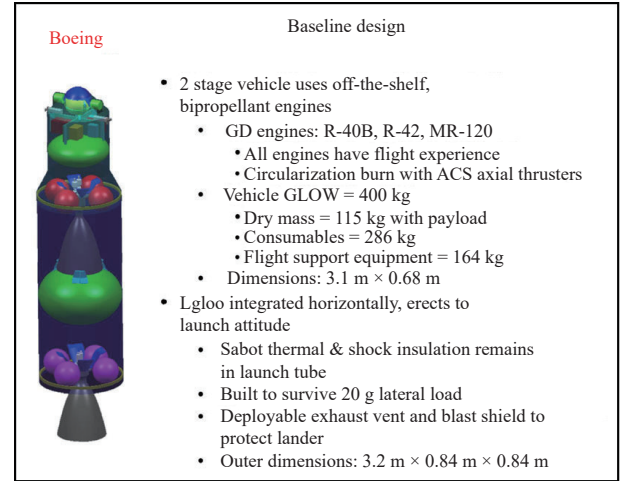


图2 波音公司设计的上升器概念图<sup>[6]</sup>  
Fig. 2 Boeing concept of MAV<sup>[6]</sup>

2002年,洛马公司(Lockheed Martin Space Systems Company, LMT)提出了两级固体火箭MAV设计方案,但由于固-固火箭的入轨精度较差,其3 $\sigma$ 误差达66 km。为提高上升器入轨精度,新方案是把第2级动力系统改为液体推进系统或混合推进系统<sup>[6]</sup>。该方案被认为是当时MAV设计的最优选择。

2002年,美国TRW公司(Thompson Ramo Wooldridge Inc)结合固体燃气发生器(Solid Propellant Gas Generators, SPGG)提出了两级凝胶推进系统方案<sup>[6]</sup>,通过提高比冲可将MAV发射质量由254 kg降至210 kg,但该技术所涉及的固体燃气发生器(为推进剂贮箱增压)的技术成熟度比较低。

2002年,JPL团队提出了混合推进的MAV方案。气动外形为细长体,通过推力矢量控制和姿控发动机完成上升器姿态控制。MAV采用两级混合式推进方案:第1级采用固体火箭发动机,发射质量为265 kg,推进剂质量为138.3 kg,推力约为5 000 N,比冲为287 s,质量比为0.89,使用丁腈推进剂;第2级采用双组元液体火箭发动机,由1台推力200 N,比冲320 s的发动机和4台22 N姿控推力器组成,火面起飞质量为

84.1 kg, 推进剂加注量为49.1 kg, 使用MON-25/MMH推进剂, 工作温度最低 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ <sup>[7]</sup>。

2004年, ESA提出了火星采样返回方案。上升器采用两级液体推进系统, 气动外形是一种扁平的钝头体。第1级的外形为圆柱体, 配置4台贮箱, 1台5 000 N发动机R-40B2, 推进剂为MON-3/MMH, 比冲约304~306 s; 上升器上面级的推进剂为MON-3/ $\text{N}_2\text{H}_4$ , 配置1台550 N发动机(Arc Leros-1B)、8台22 N单组元推力器(MONARC-22)和4个贮箱, 火星表面比冲为318 s<sup>[8]</sup>。火星上升器概念图见图3。

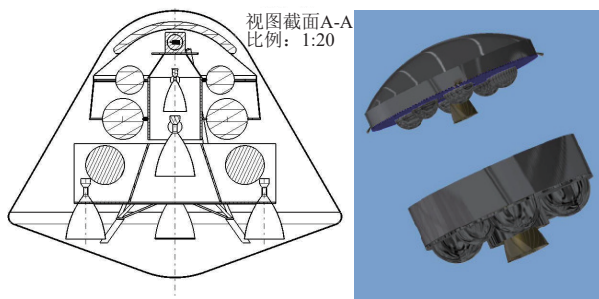


图3 EAS火星上升器构型<sup>[8]</sup>

Fig. 3 ESA concept of Mars ascent vehicle<sup>[8]</sup>

2010年前后, JPL和MSFC启动了MAV项目的推进系统预研工作, 对基于两级液体推进系统的上升器、基于两级固体推进系统的上升器以及基于单级固液混合推进系统的上升器的优缺点进行了比较。在分析了3种方案的可行性后, MSFC认为当时的液体推进技术难以满足要求, 转而论证单级固液混合推进和两级固体推进方案。

2012年, 为了进一步提升可靠性, 洛马公司对固液火箭MAV设计进行了完善, 将上升器的第二级采用单组元液体推进系统, 选择质量轻且可靠性高的可分离热控设计<sup>[9]</sup>。

2012年, 美国Firestar公司专为MAV应用开发了基于氧化亚氮的单组元推进技术, 推进剂为NOFBX<sup>[10]</sup>。该技术相较于固体推进技术和可贮存液体推进技术具有显著优势。该技术的显著特征包括比冲可比拟四氧化二氮/甲基肼(NTO/MMH)的推进剂组合、深度节流能力(100:1)、高推重比、无毒、宽温域贮存( $-70\text{ }^{\circ}\text{C}\sim+70\text{ }^{\circ}\text{C}$ )等。但后来进一步的试验结果表明, NOFBX的使用安全性存在不足, 目前尚未见其飞行应用。

2017年, 由JPL领导的研究团队提出了一种单级入轨的固液混合推进系统<sup>[11]</sup>, 应用于火星采样返回任务。发动机使用石蜡基燃料, 氧化剂为MON-25(最初采用MON-30, 最新资料表明已改为MON-25)。

MAV包括单个MON-25贮箱、中心带孔颗粒燃料(石蜡基SP7A)的固液混合发动机, 采用氦气作为增压介质、点火燃料为MMH的挤压式系统。采用6台5 N、2台0.5 N冷气推力器为上升器提供姿控和推进剂沉底力; 主发动机点火期间, 冷气推力器仅为上升器提供滚动方向的推力, 由液体喷射推力矢量控制系统提供俯仰和偏航方向的控制。MAV混合动力方案如图4所示, 已经完成了初步结构评估, 除技术成熟度相对较低外, 未发现其它不能接受的缺点。

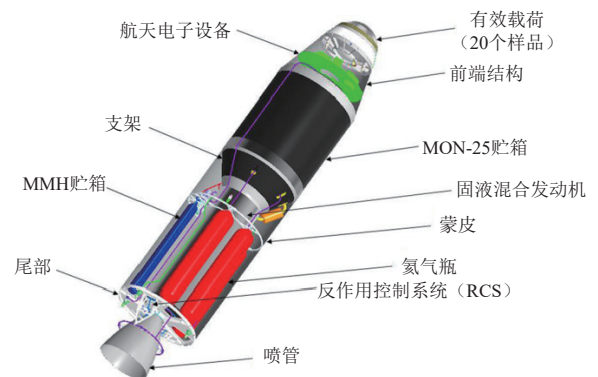


图4 基于混合推进系统方案的MAV示意图<sup>[11]</sup>

Fig. 4 MAV configuration based on hybrid propulsion system<sup>[11]</sup>

2018—2019年, JPL和马歇尔航天飞行中心(Marshall Space Flight Center, MSFC)继续进行了火星上升器技术研发, 对两台全尺寸发动机进行了测试, 发动机采用石蜡基燃料SP7, 氧化剂为MON-25。测试用的发动机和氧化剂按照预示的火面起飞温度 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 进行设置。在这项研究中, 实现了持续60 s高性能、稳定燃烧<sup>[12-15]</sup>。

2019年, MSFC等评估了火星上升器固体推进技术的可行性<sup>[16]</sup>。2020年, JPL等提出上升器采用两级固体火箭发动机的方案<sup>[16-17]</sup>, 如图5所示, 气动外形为细长体, 整器长径比约为4.5:1, 第1级推进系统总重216 kg, 使用的Star-17A固体火箭发动机推力为16 kN, 燃料为HPB1808(74%肼、18%硝酸肼和8%水)。第二级推进系统总重85 kg, 使用Star-13A固体发动机, 推力为5.9 kN, 燃料也为HPB1808; 考虑到冷气推力器的比冲较低, 为减少推进剂质量, 选用了无水肼作为姿控动力系统的推进剂。主发动机点火期间, 姿控推力器仅为上升器提供滚动方向的控制, 由推力矢量控制系统提供俯仰和偏航方向的控制。由于肼的冰点为 $1.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ , 远高于 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的贮存温度, 因此为确保姿控动力系统工作可靠性, 需配备较高的加热功率进行加热。使用的固体火箭发动机的燃料必须保持在 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上。

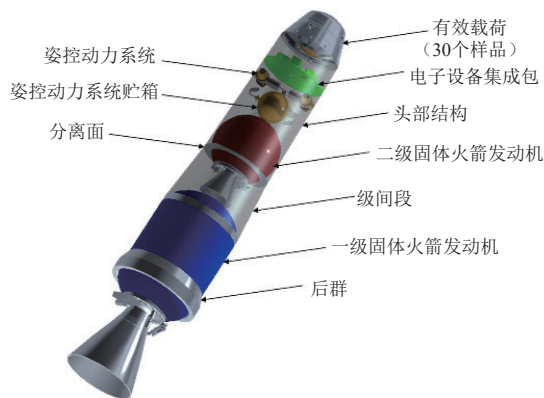


图5 基于两级固体发动机方案的MAV示意图<sup>[19]</sup>

Fig. 5 MAV configuration based on two-stage solid rocket motor<sup>[19]</sup>

国内火星上升器的研究刚刚起步, 此前未见火星上升器推进系统详细方案的公开报道。

从国外火星上升器推进系统方案可知, 火星上升器大多采用两级方案。目前, 固液混合发动机的技术成熟度较低, 因此在火星上升器技术方案中, 更倾向于采用1级固体和2级液体的推进系统方案。该方案既充分利用了固体发动机易实现大推力使得起飞推重比大的优势, 以减少火星重力损耗, 同时具备液体推进系统特征量关机和姿轨控一体化的优势, 以确保入轨精度。在相同起飞质量和包络尺寸约束下, 综合考虑总冲、结构质量、尺寸、高精度入轨所需的推力以及环境适应性等需求, 可实现方案最优。

从使用的液体推进剂来看, 由于需要适应火面低温环境贮存和低温工作条件, 氧化剂大多采用了冰点更低的MON-25推进剂。

## 2 中外低冰点推进剂推进技术研究情况

火星表面平均温度约 $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$ , 火面贮存和工作可用的能源通常有限, 因此上升器使用的液体推进剂希望具备冰点低的特性。当前, 中外航天器常用的双组元推进剂为常温可贮存自然推进剂MON-1/MMH, 但MON-1和MMH的冰点分别为 $-12.6\text{ }^{\circ}\text{C}$ 和 $-52.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ , 在低于冰点的温度下无法流动和工作。特别是MON-1, 有限功率的加热无法确保其在冰点以下环境仍为液态。文献[18]的研究表明, 在 $\text{N}_2\text{O}_4$ 中加入一定量的一氧化氮(NO)可生成混合氮氧化物(简称MON-X, X表示NO的质量百分比), 此类物质的冰点低于 $\text{N}_2\text{O}_4$ , 且随着NO含量的增加, 其冰点更低。其中, MON-25的冰点约 $-55\text{ }^{\circ}\text{C}$ , 与MMH冰点(约 $-52.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ )相近。因此, 基于低冰点推进剂MON-25/MMH组合的发动机的低温、宽温域环境适应性更好, 推进系统对加热功耗的需求大幅降低, 可大幅提升航天器的结构

效率和可靠性。很多年前中外就开展了基于低冰点推进剂组合MON-25/MMH的发动机及相关技术研究。

### 2.1 国外研究情况

1998年, JPL对火星上升器可能采用的推进技术进行了评估, 其中推进剂组合包含NTO/MMH、MON-25/MMH、 $\text{LOX}/\text{C}_3\text{H}_8$ 、 $\text{LOX}/\text{N}_2\text{H}_4$ 、 $\text{LOX}/\text{CH}_4$ 等<sup>[18]</sup>。

2001年, 德国马夸特公司(Marquardt)和美国大西洋公司(Atlantic Richfield Company, ARC)分别采用基于MON-3/MMH推进剂研制的8.9 N和10 N推力器开展了MON-25/MMH推进剂组合低温环境热试车<sup>[19-20]</sup>, 为新型火星探测任务奠定基础。这两款发动机在 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 推进剂环境下的试车结果表明, 推力器采用MON-25/MMH仍可以正常工作, 着火延迟期大约为8 ms, 与常温下MON-3/MMH的着火延迟期相当。当混合比为1.93时, 8.9 N推力器获得了最佳性能, 预期平均比冲达到298 s。推力器累计工作近10 000 s未发生故障。

大西洋公司基于成熟的10 N推力器(该推力器原采用MON-3/MMH推进剂)采用MON-25/MMH推进剂进行了试车研究。结果表明, 当推进剂温度从 $21\text{ }^{\circ}\text{C}$ 降低到 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时, 混合比从1.65上升到1.85, 额定工况比冲从277 s下降至267 s。该10 N发动机可在MON-25/MMH推进剂温度分别为 $-1$ 、 $-18$ 、 $-29$ 和 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时稳定工作<sup>[21]</sup>。

Trinh等测试得到了不同温度下MON-25的黏度、密度和饱和蒸气压等物性参数, 并指出MON-25推进剂具有饱和蒸气压相对较高的特性, 且随着温度升高, 饱和蒸气压快速升高, 高温下容易气化<sup>[22]</sup>。

Besnard等<sup>[23]</sup>提出了微型泵压式推进系统方案, 推进剂为MON-25/MMH, 并初步开展了 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 推进剂的热试车, 发动机通过了1 s时长的稳态点火考核, 但推力启动峰大且1 s内推力还在爬升。

Horton等<sup>[24]</sup>采用3D打印制造出了轻质紧凑的ISE-100发动机, 并应用MON-25/MMH推进剂累计点火超过500 s。

Beaver等<sup>[25]</sup>进行了MON-X滴落到MMH液面过程的可视化点火实验, 研究了NO含量变化对点火延迟的影响, 发现NTO、MON-2.9和MON-10.1与MMH的点火延迟时间相当, 而MON-25与MMH的点火延迟时间显著增加。

文献[26-29]对MON-25等氧化剂的黏度、密度、饱和蒸气压等特性进行了深入研究, 获得了丰富的研究成果。

文献[30]对氦气在MON-25推进剂中的溶解特性进行了研究, 为工程应用提供了重要参考。

2020年3月, NASA和美国边疆宇航公司(Frontier Aerospace)为美国航天机器人技术公司(Astrobotic)“游隼号”(Peregrine)月球着陆器研制的新一代深空推力器原理样机完成了为期10 d、60余次的点火试验。试验在英国的穆格-综合空间推进系统(MOOG-Integrated Space Propulsion, MOOG-ISP)公司的真空舱内进行,采集了燃烧室压力和振动特性、供应系统的压力和温度等数据。使用的推进剂为MON-25/MMH。此推力器是在NASA的空间低温运行发展推力器项目(Thruster Advancement for Low-temperature Operation in Space, TALOS)下开发的,旨在降低航天器成本、质量和功率——这三个因素制约着每一次太空任务。TALOS利用MON-25的优势,降低航天器在较低环境温度下飞行期间所需的热控功率。由于MON-25不像其他氮氧化物推进剂在极端温度下会受到结冰制约,可以降低航天器在低温环境下运行的功率需求,使系统变得更小、更轻和更廉价。

2024年1月发射的“游隼号”月球着陆器就使用了MON-25/MMH作为推进剂的发动机,配置了5台667 N轨控发动机和12台45 N姿控发动机。这是MON-25/MMH推进剂发动机首次在深空探测领域应用。

## 2.2 国内研究情况

在1990年代,中国也对四氧化二氮+一氧化氮体系进行了研究<sup>[31]</sup>。

文献[32]和[33]对MON-X推进剂的性质及应用进行了研究,介绍了MON-25等推进剂的沸点、冰点、密度、饱和蒸气压和绝对黏度等物性参数。

上海空间推进研究所在2007年前后开展了基于MON-25/MMH推进剂的490 N发动机设计和试验研究。热试车结果表明,所设计的试验发动机可适应温度范围为 $-40\sim 0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的MON-25/MMH推进剂,能够可靠启动并稳定工作,燃烧效率约0.95。

文献[34]对MON-25/MMH推进剂组合进行了理论和试验研究,探讨了发动机采用MON-25/MMH推进剂的可行性。根据理论计算结果,在相同的推进剂温度和混合比下,MON-25/MMH推进剂组合的比冲比MON-3/MMH组合的比冲高;传热计算表明,在相同的初始温度下,由于MON-25/MMH组合的能量更高,燃烧室的内、外壁温度略有提高。采用基于MON-3/MMH推进剂设计的440 N发动机进行的地面热试车结果表明,将MON-3更换为MON-25后,推力室仍能可靠工作,并且燃烧效率略有增加,发动机开关响应基本一致。

文献[35]对基于MON-25/MMH推进剂的发动机性

能进行了理论计算,认为采用低冰点推进剂发动机可以显著降低深空探测器的热控功率需求。

文献[36]针对现用双组元自燃推进剂冰点偏高的问题,开展了新型超低冰点肼基燃料的预先研究,初步完成了配方设计、理化性能测试、热力计算、自燃特性评价以及发动机点火试验。结果表明,DB系列燃料的冰点可低至 $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,沸点高于 $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,在发动机喷管面积比为100时,MON-34/DB-3推进剂组合理论比冲为359.7 s,燃烧效率达0.9以上。

文献[37]采用低冰点推进剂MON-25/MMH对基于MON-1/MMH推进剂研制的40 N发动机开展了热试车研究,获得了不同推进剂温度( $-35\sim +25\text{ }^{\circ}\text{C}$ )和燃烧室压力(1.6~2 MPa)下的发动机工作特性,并与原发动机的试车数据进行了比较。研究发现,在 $-35\sim +25\text{ }^{\circ}\text{C}$ 推进剂温度范围内,在额定入口压力下,该发动机均能实现可靠的稳态工作和脉冲工作,且随着推进剂温度的降低,发动机的工作稳定性更好,但燃烧效率和喉部温度有所降低。每个控制周期内,发动机以12~60 ms的开机脉宽持续脉冲工作时平均室压冲量为0.021~0.127 MPa·s,室压曲线波形完整、一致性好,且基本不受推进剂温度变化影响。与MON-1/MMH推进剂相比,相同入口压力工况下,低冰点推进剂发动机的燃烧效率降低了约1%,开机响应时间增加了近3 ms,且室压波动幅度大,主要原因是MON-25的饱和蒸气压高,喷注气化会引起流动、雾化和燃烧过程耦合。通过降低推进剂温度、提高燃烧室压强等抑制气化的方法能有效降低压力波动幅度。

## 3 火星上升器液体推进系统技术难点分析

火星上升器液体推进系统需经历地火转移、环火飞行、火星EDL飞行和火面长期贮存后再工作。火星上升器面临严酷的火面长期低温交变贮存环境、包络尺寸与结构质量严格受限、起飞上升条件不确定性大等技术难点,因此上升器液体推进系统需同时满足加注量、轻量化、小型化、高精度入轨所需的推力、轨控发动机比冲、环境适应性好及长期在轨可靠性高等需求,技术难度大。

火星上升器液体推进系统研制需重点解决以下技术难点。

### 3.1 强约束下推进系统方案设计

火星上升器推进系统既有迫切的减重和小型化需求,又有极高的可靠性要求。推进系统既要“精简”,也需具有一定的故障处置能力来应对地火通信大时

延、恶劣的力热环境及在轨长寿命要求。因此,推进系统的方案设计难度大。为保证推进系统性能和可靠性,需从系统工作压力优化、推进剂选择、组件的贮存温度和工作温度权衡、产品的低温交变环境适应性等方面进行设计。

系统工作压力优化。受火星着陆器规模和尺寸限制,火星上升器液体推进系统的结构质量、包络尺寸和轨控发动机推力及比冲严格受限。通常,低压推进系统技术更成熟,但发动机尺寸大、结构质量大,适合加注量大的应用场合;而相同推力和比冲的高室压发动机的质量轻、尺寸小,但贮箱、气瓶的质量以及气体质量也会随加注量增加而快速增大;中压推进系统的质量和体积介于中间。应根据推进剂加注量、发动机推力、比冲、包络尺寸和产品成熟度等约束选取最佳的系统工作压力。

推进剂选择。火星表面大气等效温度最低约 $-130\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,常规双组元自燃推进剂组合的冰点最低约 $-12.6\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,无水肼推进剂的冰点约 $1.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。可见,若使用常规推进剂,为保证推进剂液态贮存和工作,需较大的热控功率来对贮箱及管路进行加热。然而,火面的热控资源受限,难以满足要求,因此迫切需要更低冰点的推进剂。MON-X系列氧化剂的冰点较常规氧化剂更低,且冰点可随NO含量的增加而降低,肼类衍生物也可以通过配置不同的官能团实现更低的冰点。然而,新型推进剂及满足相容性要求的接触材料研发周期长,基于新型推进剂的发动机研发周期更长,风险大,因此应结合技术基础、研发条件、项目研发周期和经费等,选择合适的推进剂组合。

推进系统工作温度的确定。推进剂的物性参数可能随温度变化发生较大变化,进而影响流阻和流量,可能导致系统混合比发生较大变化。然而,上升器的起飞质量严格受限,推进剂裕量小,系统使用上需保证高混合比精度。因此,应与热控等相关系统充分沟通,协调确定合适的额定温度点并缩小温度变化范围。

产品的低温交变环境适应性。常规的航天器推进系统均在常温附近贮存和工作,组件在低温下的密封性和输出特性通常缺乏有效数据支撑,需开展必要的仿真和试验验证来降低风险。

### 3.2 低冰点氧化剂制备和分析

低冰点推进剂MON-25/MMH组合是当前火星上升器的理想选择之一,但高NO含量的MON-25氧化剂具有低沸点、易挥发、高饱和蒸汽压的特性,常温下饱和蒸汽压约 $0.5\text{ MPa}$ ,现有MON-1、MON-3氧化剂的制备系统不满足要求。另外,MON-25氧化剂中的NO

含量与 $\text{N}_2\text{O}_4$ 挥发速率不一致,因此有可能导致MON-25推进剂在制备、成分检测、应用过程中发生组分含量的变化,最终导致性能发生变化。对于MON-25推进剂,其NO含量减少2%,其冰点升高约 $5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。因此需要研究有效手段实现无损取样和NO含量精确测量,并保证MON-25在贮存、运输和转注过程中的稳定性。

### 3.3 低冰点推进剂发动机技术

MON-25中NO含量约25%,NO含量的增加导致推进剂的饱和蒸气压增大,且随着温度变化,饱和蒸气压、密度等变化显著,可能导致流动过程中流道局部气蚀、燃烧效率变化、冷却性能变化、点火延迟期变化等问题,因此发动机性能参数、材料适应性需充分验证。需重点解决的问题主要有:①推进剂组合中NO含量高带来的燃烧振荡问题,并设置合理的室压、混合比、推进剂温度偏工况工作裕度;②解决轨控发动机高性能和喷管材料耐高温抗氧化的矛盾,特别是喷管周围可能近距离安装近似“全包围”隔热屏的轨控发动机的耐温问题;③解决姿控发动机脉冲一致性与推进剂温度大幅变化的矛盾。

### 3.4 贮箱轻小型化及验证

由于MON-25的饱和蒸气压随温度升高快速升高, $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时接近 $1.5\text{ MPa}$ ,隔膜贮箱通常难以适应。相对于氧、燃独立贮箱,共底贮箱具有包络尺寸小的优势。因此表面张力共底贮箱是实现上升器轻小型化的关键。共底结构保守设计会使得系统质量大而难以闭环,而壁厚薄的共底结构可能成为系统安全使用的薄弱环节,需结合任务剖面 and 力热环境条件优化共底结构。共底贮箱除了适应各阶段的力学环境外,还需考虑火面长期低温交变贮存环境的影响。此外,为了适应紧凑的空间布局,可能将轨控发动机直接安装在贮箱底部,还可能将贮箱壳体作为上升器承力结构的一部分实现整器减重,但该需求使得贮箱承受的力热环境极其复杂,设计验证难度更大。

### 3.5 地面试验验证

火星表面的低温交变环境、稀薄大气环境与地球表面有显著的不同,有必要在地面开展相关环境模拟试验。上升器火面贮存及起飞环境条件的不确定性给上升器液体推进系统的地面试验验证带来了极大困难。特别是 $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 至常温的试车环境精确模拟难度更大。因地面试验时,基于安全性及布局考虑,推进剂贮罐到发动机的距离较远,因此推进剂供应管路在试车过程中存在漏热现象,精确控制进入发动机的氧、燃推进剂温度难度大。

## 4 火星上升器液体推进系统关键技术及解决途径分析

火星上升器推进系统主要涉及4项关键技术。

### 4.1 轻小型高集成度高性能低冰点推进系统方案优化

火星上升器液体推进系统需同时满足加注量、轻量化、小型化、高精度入轨所需的推力、轨控发动机比冲、环境适应性好及长期在轨可靠性高等需求,约束强,推进系统方案与整个上升器的方案密切相关,因此液体推进系统方案优化及环境适应性研究是关键技术之一。

解决途径分析如下:

1) 常规的基于低室压发动机的液体推进系统因尺寸大且质量大不能满足要求,采用双组元自燃推进剂并适当提升发动机室压是实现上升器液体推进系统的有效途径,但随着室压的提升,对挤压气体的需求量更多,贮存挤压氢气的气瓶容积和贮存压力会更高,对空间的需求增加,不利于总装实现。因此,推进系统压力的选取要结合性能、可靠性、质量和空间约束,优化选取。

2) 为实现液体推进系统的轻小型化,贮箱方案的选择是关键,表面张力贮箱因比金属膜片隔膜贮箱在质量、构型和长期在轨贮存方面均优势明显;相比于分体式贮箱方案,共底贮箱方案可大幅降低空间和结构质量的需求;贮箱作为结构件,其承载能力相对较强,作为舱段一部分兼具舱体承力及发动机支架功能是实现轻小型化的必然选择。但共底贮箱存在反向承压能力薄弱的特性,应结合推进剂组合的饱和蒸气压的差异设置长期在轨贮存方案,并关注在起飞前的贮箱增压过程以及轨控发动机工作末期的使用安全性问题。可通过开展推进系统冷流试验,研究推进系统的初步方案可行性(包括贮箱增压时序、组件工作协调性和参数匹配性等),获取初步性能参数(如减压阀压力范围、水击压力、混合比偏差、管路系统流阻等)。

3) 上升器推进系统经历的环境条件复杂,既要考虑正常工况,也需要考虑故障工况。需紧密结合飞行剖面,制定恰当的环境试验项目和要求,针对任务需求优化设计方案,对推进系统的性能、可靠性和环境适应性进行验证。对推进系统配套阀门开展低温试验研究,在试验过程中及试验后对阀门密封性、精度等进行复测,评定阀门的适应性,必要时带真实介质进行试验,并根据试验结果对产品进行适应性改进。此外,通过不同温度下真实推进剂的管路流阻差异研究,优化推进系统的在轨工作温度范围。

### 4.2 低冰点氧化剂制备及分析技术

以MON-25氧化剂为例进行说明。不同的制备工艺对推进剂的燃烧性能影响大,对MON-25氧化剂的制备工艺进行研究,确保推进剂性能稳定、燃烧稳定。此外,低冰点MON-25氧化剂国内研究基础薄弱,需开展MON-25无损取样及组分含量精确分析技术研究,全面掌握物性参数、与材料相容性及贮存稳定性等特性。因此,低冰点氧化剂制备、无损取样及含量精确分析技术是低冰点推进系统的关键技术之一。

解决途径分析如下:

1) 对不同的MON-25制备工艺进行研究,确保能稳定批量制备推进剂,确保推进剂成分满足要求,并通过标准发动机试车对推进剂品质进行确认。

2) 针对MON-25氧化剂中的NO含量与 $N_2O_4$ 挥发速率不一致问题,需在质量法和分光光度法基础上改进,建立高效的取样方法,避免NO挥发影响分析结果。

3) 应开展低冰点推进剂 $-50\sim+55\text{ }^\circ\text{C}$ 范围内理化性能研究,制定该温度范围内理化性能测试方法并开展测试,可对不易获得的物性参数开展理论计算,为推进系统设计提供基础参数。

4) 应开展低冰点推进剂贮存性能及冷冻恢复性能研究。可通过对低冰点推进剂与典型金属和非金属材料的相容性试验研究,必要时模拟在轨环境温度进行试验,评价与低冰点推进剂材料的相容性。可通过低冰点氧化剂长期贮存试验,确定低冰点氧化剂贮存稳定性,为其工程应用提供支撑。可通过开展低冰点氧化剂冷冻恢复试验及试验后复测,获取低冰点氧化剂在冷冻恢复前后的性能变化数据,为极端温度下应用提供基础数据。

### 4.3 低冰点发动机稳定流动及高效雾化和燃烧特性研究

以基于MON-25/MMH的发动机为例进行说明。MON-25高饱和蒸汽压的特性使其在复杂流道中流动时易产生空化,影响流动稳定性。此外,随着推进剂温度的变化,推进剂的物性参数,特别是密度、燃料的黏度等大幅变化,会影响燃烧过程。因此,低冰点发动机稳定流动及高效雾化和燃烧特性是低冰点推进系统的关键技术之一。

解决途径分析如下:

1) 低冰点喷注器微流道结构流动特性研究

可采用实验和CFD数值仿真方法对典型流道结构下的推进剂流阻和两相流动特性进行研究,获取温度、压力和微流道结构等参数对推进剂流阻特性的影响规律。

## 2) 低冰点喷注器喷嘴雾化特性研究

可采用实验和CFD数值仿真手段对不同喷注型式的雾化特性进行研究,获取温度、压降和喷嘴结构等参数对推进剂雾化特性的影响规律,得到宽温域条件下雾化性能稳定的喷注器型式和设计参数。

## 3) 高性能喷注器及其流道路径设计

喷注器是决定液体火箭发动机的燃烧效率的核心部件,采用高性能的喷注器技术是提高发动机燃烧效率和比冲性能的关键。需根据低冰点推进剂不同喷注方式下雾化特性结果及相应操作参数,选择不同温度下雾化性能变化小、更稳定的喷嘴型式,结合发动机比冲要求和工作参数开展喷注器设计。

## 4) 低冰点推进剂稳定流动设计

防止发动机内部发生两相流的充分必要条件是: $p > p_{vp}$ ,式中 $p$ 为管路中推进剂的静压, $p_{vp}$ 为推进剂的饱和蒸气压。提高发动机工作压力可以提高静压,从而增加低冰点推进剂的使用温度范围。此外,在发动机室压不变的情况下,通过优化微流道设计提高推进剂在流道中的静压,如合理增大流道面积、减小弯道和突缩/扩结构,减小动压和压力损失,提高静压。

## 5) 高效稳定燃烧室设计技术

燃烧室是推进剂在其内雾化、蒸发、混合和燃烧的部件,其结构对推进剂的燃烧效率有重要影响。考虑到低冰点推进剂在低温宽温域条件下雾化效果变化且自身存在能量损失的特点,通过优化喷注参数、燃烧室的特征长度、室压和冷却流量百分比等,使得推进剂能够在燃烧室中充分燃烧,确保燃烧效率,又可使燃烧室处于允许的温度范围内。此外,为了降低发动机燃气在喷管膨胀过程中压力降低现象引起的能量损失,通过型面优化提高发动机喷管效率,进一步提高比冲性能。

## 4.4 轻小型贮箱技术研究

表面张力共底贮箱是实现火星上升器轻小型化的重要途径。但复杂任务剖面 and 复杂受力关系下,表面张力共底贮箱的设计和验证复杂,需开展轻小型贮箱关键技术攻关。

解决途径分析如下:

### 1) 共底贮箱构型优化设计与验证

通过优化氧燃腔位置、进气口和出液口位置、贮箱对外安装接口、管理装置直径/容积、工作压力等参数,确保贮箱包络尺寸、排放效率、可靠性、安全性及温度环境适应性等满足要求的前提下,贮箱质量最轻。

### 2) 共底结构轻质化设计与验证

通过共底结构型面、壁厚、承压指标等优化设

计,解决共底贮箱之共底结构的可靠性安全性与贮箱减重的突出矛盾。

### 3) 贮箱PMD轻质化设计与验证

通过使用环境分析及任务剖面分析,得到贮箱PMD及贮箱力学环境适应性的设计要点,在此基础上进行设计与验证,解决贮箱复杂力学环境适应性问题。

## 5 结束语

液体推进系统决定着火星上升器的入轨精度和飞行稳定性,是火星上升器最重要的组成部分之一。液体推进系统需适应火星表面低温交变环境贮存和低温环境工作,同时满足总冲、质量、包络尺寸和高精度入轨所需的推力等任务需求,面临多个技术难题。本文基于火星上升器严苛的任务需求,识别了火星上升器液体推进系统关键技术,并对解决途径进行了探讨。在工程任务实施中需充分借鉴国内外相关技术成功经验 and 失败教训,结合火面起飞上升各项约束条件开展推进系统设计和优化,确保配套组件工作协调、参数匹配,并开展充分的仿真分析与地面试验验证。

## 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] 曹伟,刘锋,赵正,等.火星环绕器推进系统设计特点及飞行性能分析[J].上海航天,2022,39(S1):138-142.  
CAO W, LIU F, ZHAO Z, et al. Design features and flight performance analysis of the Mars orbiter propulsion system[J]. Aerospace Shanghai, 2022, 39(S1): 138-142.
- [3] 韩泉东,刘锋,潘一力,等.天问一号火星着陆巡视器推进系统特点及飞行分析[J].中国科学:技术科学,2022,52(2):237-244.  
HAN Q D, LIU F, PAN Y L, et al. Characteristics and flight performance of the Tianwen-1 Mars Lander propulsion system[J]. Science China Technological Sciences, 2022, 52(2): 237-244.
- [4] WERCINSKI P F. Mars sample return—a direct and minimum-risk design[J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 1996, 33(3): 381-385.
- [5] GUERNSEY C. Mars Ascent Propulsion System (MAPS) technology program: plans and progress[C]//Proceedings of 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Cleveland, OH: AIAA, 1998.
- [6] DAVID S. Mars ascent vehicle-concept development[C]//Proceedings of 38th Joint Propulsion Conference. Indianapolis Indiana: AIAA, 2002.
- [7] VAUGHAN D, NAKAZONO B, LONDON A, et al. Technology development of an electrically driven pump fed storable liquid bipropellant for a Mars ascent vehicle[C]//Proceedings of 2016 IEEE Aerospace Conference. [S. l.]: IEEE, 2016.

- [8] BAKER A, COXHILL I, HENSHALL P. Chemical propulsion systems for low cost Mars sample return[C]//Proceedings of AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. [S. 1.]: AIAA, 2013.
- [9] DANKANICH J W, KLEIN E. Mars ascent vehicle development status[C]//Proceedings of 2012 IEEE Aerospace Conference. [S. 1.]: IEEE, 2012: 1-9.
- [10] MUNGAS G, FISHER D, VOZOFF J, et al. NOFBX single stage to orbit mars ascent vehicle[C]//Proceedings of 2012 IEEE Aerospace Conference. [S. 1.]: IEEE, 2012.
- [11] KARP A, NAKAZONO B, SHOTWELL R, et al. Technology development plan and preliminary results for a low temperature hybrid Mars ascent vehicle concept[C]//Proceedings of 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Atlanta, GA: AIAA, 2017.
- [12] ASHLEY C K, BARRY N, DAVID V. Update on technology development plan for a low temperature hybrid Mars ascent vehicle concept[C]//Proceedings of 2018 Joint Propulsion Conference. Cincinnati, Ohio: [s. n.]: 2018.
- [13] GEORGE S, ASHLEY K, BARRY N, et al. MARS ascent vehicle hybrid propulsion development[EB/OL]. [2024-12-09]. <http://www.jpl.nasa.gov>.
- [14] GEORGE S, ASHLEY K, BARRY N, et al. Mars ascent vehicle hybrid propulsion effort[C]//Proceedings of 2020 AIAA Propulsion and Energy Conference. [S. 1.]: AIAA, 2020.
- [15] YAGHOUBI D, SCHNELL A. Mars ascent vehicle hybrid propulsion configuration[C]//Proceedings of 2020 IEEE Aerospace Conference. [S. 1.]: IEEE, 2020.
- [16] ANDREW P, RACHEL M, TIMOTHY K, et al. Mars Ascent Vehicle (MAV) solid motor technology plans[EB/OL]. [2024-12-09]. <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20190002124> 2019-07-10.
- [17] YAGHOUBI D, MA P. Integrated design results for the MSR DAC-0.0 Mars ascent vehicle[C]//Proceedings of IEEE Aerospace Conference 2021. [S. 1.]: IEEE, 2021.
- [18] GUERNSEY C, THUNNISSEN D, ADLER M, et al. Evaluation of some candidate propulsion technologies for Mars ascent[C]//Proceedings of 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. [S. 1.]: AIAA, 1998.
- [19] Atlantic Research Corporation. Mars flyer rocket propulsion risk assessment ARC testing: NASA/CR-2001-21070[R] Washington, D. C.: NASA, 2001.
- [20] MARQUARDT K. Mars flyer rocket propulsion risk assessment Kaiser Marquardt testing: NASA/CR-2001-210710[R]. Washington, D. C.: NASA, 2001.
- [21] DRISCOLL R G, GRIBBEN E, MARVIN M, et al. Results from tests on A 10 N thruster using low temperature ( $-40^{\circ}\text{C}$ ) Propellants: AIAA 2001-3254[R]. [S. 1.]: AIAA, 2001.
- [22] TRINH H P, BURNSIDE C, WILLIAMS H. Assessment of MON-25/MMH propellant system for deep-space engines[C]//Proceedings of IAF Space Power Symposium. [S. 1.]: International Astronautical Congress, 2020.
- [23] BESNARD A, TENNAKOON S, TORRES J, et al. Preliminary results of a micropump for MON-25/MMH propulsion and attitude control[C]//Proceedings of AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum. Indianapolis: AIAA, 2019.
- [24] HORTON J F, YOWS S A, FUNG M H. Additively manufactured MON-25 reaction control system for in-space & landing applications[C]//Proceedings of AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum. [S. 1.]: AIAA, 2020.
- [25] BEAVER R A, WHITE C M L, MCNAUGHTON S T C, et al. The effect of nitric oxide on the ignition delay of mixed oxides of nitrogen with monomethyl hydrazine[C]//Proceedings of National Harbor, MD & Online: AIAA SCITECH 2023 Forum. [S. 1.]: AIAA, 2023.
- [26] REAMER H H, RICHTER G N, SAGE B H. Viscosity of the nitric oxide-nitrogen dioxide system in the liquid phase[EB/OL]. [2024-12-09]. <https://pubs.acs.org/doi/10.1021/ie50535a045>.
- [27] MUELLER M J. Density fit for MON oxidizer blends including accuracy[C]//Proceedings of 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. [S. 1.]: AIAA, 2015.
- [28] MUELLER M J. Vapor pressure fit for MON oxidizer blends including accuracy[C]//51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. [S. 1.]: AIAA, 2015.
- [29] ALICIA B C, YASH P, BENJAMIN E W, et al. Density characterization of mixed oxides of nitrogen from freezing point to  $50^{\circ}\text{C}$ [C]//Proceedings of AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum. [S. 1.]: AIAA, 2020.
- [30] ALICIA B C, JASON R G, TIMOTHÉE L P. Helium solubility in mixed oxides of nitrogen[C]//Proceedings of AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum. [S. 1.]: AIAA, 2021.
- [31] 禹天福. 空间化学推进技术的发展[J]. *火箭推进*, 2005, 6(31): 23-29.
- YU T F. Development of space chemical propulsion technology[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2005, 6(31): 23-29.
- [32] 关汇川. MON-X推进剂的性质及其应用[J]. *黎明化工*, 1994(5): 29-31.
- GUAN H C. Properties and applications of MON-X propellant[J]. *Liming Chemical Industry*, 1994(5): 29-31.
- [33] 李亚裕. 液体推进剂[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2011.
- [34] 姚世强, 李健, 何佳丽, 等. 低冰点推进剂性能分析与发动机试验验证[J]. *导弹与航天运载技术*, 2015(4): 720-725.
- YAO S Q, LI J, HE J L, et al. Performance analysis of low-freezing-point propellant and experimental validation in rocket engine[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2015(4): 720-725.
- [35] 汪凤山, 张榛, 卢国权, 等. 低冰点推进剂应用于空间双组元发动机的性能评估[C]//中国航天第三专业信息网第三十八届技术交流会暨第二届空天动力联合会议论文集——液体推进技术. 大连: [s. n.], 2017.
- JIANG F S, ZHANG Z, LU G Q, et al. Performance evaluation of low-freezing-point propellants applied in space bipropellant engines [C]//in Proceedings of the 38th Technical Exchange Conference of the Third Professional Information Network of China Aerospace and the 2nd Joint Conference on Aerospace Propulsion—Liquid Propulsion Technology. Dalian, China: [s. n.], 2017.
- [36] 罗玉宏, 蒋榕培, 项锴, 等. 超低冰点自然推进剂性能分析与发动机试验验证[J]. *载人航天*, 2019, 25(6): 720-725.
- LUO Y H, JIANG R P, XIANG K, et al. Performance analysis and engine test validation of ultra-low freezing point hypergolic propellant[J]. *Manned Spaceflight*, 2019, 25(6): 720-725.
- [37] 施浙杭, 王世成, 陈泓宇, 等. 空间低冰点推进剂发动机宽温域工作特性研究[J]. *推进技术*, 2024, 45(8): 26-34.
- SHI Z H, WANG S C, CHEN H Y, et al. Wide temperature range working characteristics of space low freezing point propellant

engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(8): 26-34.

通信地址: 上海市闵行区万芳路801号(201112)

作者简介:

电话: (021)64852789

韩泉东(1981-), 男, 研究员, 主要研究方向: 空间推进技术。

E-mail: hqd0801@163.com

## Analysis of Key Technologies and Solutions for Liquid Propulsion System of Mars Ascent Vehicle

HAN Quandong<sup>1,2,3</sup>, SUN Zezhou<sup>4</sup>, CAO Wei<sup>1,2,3</sup>, LI Hejun<sup>1,2,3</sup>,  
XIONG Sen<sup>1,2,3</sup>, ZHOU Yibin<sup>1,2,3</sup>

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;

2. State Key Laboratory of Advanced Space Propulsion, Beijing 101416, China;

3. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China;

4. Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

**Abstract:** The liquid propulsion system of Mars Ascent Vehicle (MAV) provides orbital control thrust, as well as attitude control forces and torque, which is crucial for ensuring the MAV's payload capacity, precise orbital insertion, and reduced energy requirements. The system needs to undergo complex mission profiles, including Earth-to-Mars transfer, Mars orbital insertions, Mars EDL (Entry, Descent, and Landing) flight, and storage on the Martian surface before being operational. In this paper, the strict constraints on structural mass, envelope size, and available energy faced by the MAV's liquid propulsion system were addressed. Key technologies required for lightweight, miniaturization, and high-precision orbit insertion, such as thrust, specific impulse, environmental adaptability and reliability, were systematically reviewed. A design solution incorporating low-freezing-point propellants, medium-chamber-pressure engines, surface tension common-bottom tanks, and a highly reliable, highly integrated system was proposed. The results provide an important reference for the formulation of Mars ascent vehicle's design scheme.

**Keywords:** Mars ascent vehicle; liquid propulsion system; low-freezing-point propellants

### Highlights:

- The liquid propulsion system of the Mars ascent vehicle.
- The key technologies associated with the liquid propulsion system and potential solutions.
- Low freezing point liquid propulsion system and engine.
- Preparation and analysis of low freezing point propellants.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]