

国外深空探测推进技术发展及启示

韩泉东^{1,2}, 任建军^{1,2}, 于杭健³

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112; 2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112;
3. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

摘 要: 推进系统为探测器的飞行提供所需的控制力和控制力矩, 一定程度上决定了探测器的规模、最远飞行距离, 乃至任务的成败, 是探测器的重要分系统之一。为满足不同的深空探测任务需求, 国外发展了多种形式的推进技术, 但总体上仍以化学推进为主, 部分采用了电推进系统, 并在发展高性能低温推进技术等。对国外典型探测器推进系统进行了叙述, 分析了其技术特点和发展趋势, 并分别针对无人探测和载人探测应用探讨了对我国开展深空探测推进技术研究的启示。

关键词: 深空探测; 推进技术; 发展; 启示

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2017) 04-0001-06

Development of propulsion technology abroad for deep space exploration and its inspiration

HAN Quandong^{1,2}, REN Jianjun^{1,2}, YU Hangjian³

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;
2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China;
3. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: Propulsion system provides the required control force and control moment for spacecraft, to some extent, determines the size of the spacecraft, its farthest flight distance and even the success of the mission. It's one of the important subsystems of the spacecraft. Many kinds of propulsion systems have been developed abroad to meet different requirements. In this paper, some typical propulsion systems for deep space exploration are described and their technical characteristics and growing trends are analyzed. The inspiration to the Chinese research on propulsion technology for deep space unmanned and manned exploration is also discussed.

Keywords: deep space exploration; propulsion technology; development; inspiration

收稿日期: 2016-04-20; 修回日期: 2017-01-15

基金项目: 上海市科学技术委员会资助课题(13DZ2250600)

作者简介: 韩泉东 (1981—), 男, 高级工程师, 研究领域为空间推进技术

0 引言

以月球探测为起步的深空探测工程，集成了大量的高精尖技术成果，已被公认为一个国家技术水平和综合实力的重要标志。美国、俄罗斯、日本和欧洲等在深空探测领域做了很多工作，取得了辉煌的成就。我国也已圆满完成了探月一期、二期工程，其中，“嫦娥一号”成功绕月掀开了我国深空探测的大幕，“嫦娥二号”卫星则实现了中国航天飞行从 40 万公里到上亿公里的跨越，并开创了多目标多任务探测的先河，2013 年成功实施的“嫦娥三号”任务则使我国成为全世界第三个实现月面软着陆的国家。而承担地月转移、月面软着陆、月面起飞、月球轨道交会对接及采样返回任务的嫦娥五号探测器正在紧锣密鼓地开展研制，与此同时，我国制定了更长远的符合我国国情的深空探测计划，火星、小行星等深空探测任务已逐步提上日程，部分已开始深化论证。

然而，深空探测是一个极其复杂的系统工程，任一环节出问题都将导致整个系统无法完成预期任务，甚至还会造成飞行器及人员伤害，损失惨重。在早期的深空探测活动中，运载火箭的故障占绝大多数。随着运载火箭技术逐步成熟，大部分的故障都集中在探测器上。通过对 1958 年~2006 年间深空探测故障进行了汇总，发现推进系统、控制系统、通信系统以及有效载荷发生

故障的次数占总故障数的绝大部分。

推进系统为探测器提供轨道转移、轨道捕获、交会对接控制、着陆制动减速、悬停控制、地外天体表面起飞上升以及姿态控制等所需的冲量，是探测器的重要组成部分。一定程度上，推进系统决定了探测器的规模、最远飞行距离，乃至探测任务的成败。

本文对国外典型探测器推进系统进行了叙述，分析了其发展趋势，并探讨了对我国开展深空探测推进技术研究的启示。

1 国外典型探测器推进技术

从 1958 年至今，全世界共开展月球探测约 130 余次，火星探测约 40 余次，对太阳系其他天体探测共计 70 余次。

1.1 月球探测

月球是离地球最近的星球。迄今为止，在月球轨道上工作的无人探测器有 40 多个，留在了月球表面上的探测器有 30 多个，有 12 名航天员登上月球。21 世纪初，世界航天大国重新审视探月活动，不约而同地启动了月球探测计划，掀起了新一轮月球探测高潮。

1.1.1 美国“阿波罗”飞船

1961 年至 1972 年，美国实施了“阿波罗”登月计划，共 11 次飞行，其中 6 次成功登上月球。

“阿波罗”飞船发动机主要参数见表 1。

表 1 “阿波罗”飞船发动机主要参数

Tab. 1 Main parameters of propulsion subsystems on Apollo spacecraft

推进子系统名称	推进剂	混合比	室压/MPa	比冲/s	推力/N	发动机冷却方式
服务舱主推进	H/UDMH-NTO	1.6	0.689	318	95 632	烧蚀+液膜+辐射
登月舱下降主推进	H/UDMH-NTO	1.6	0.103~1.03	298~305	4 670~46 700	烧蚀+液膜+辐射
登月舱上升主推进	H/UDMH-NTO	1.6	0.828	310	15 580	烧蚀+液膜
服务舱 RCS	MMH/NTO	2.0	0.689	120~290	445	辐射+液膜
登月舱 RCS	H/UDMH-NTO	2.0	0.689	120~290	445	辐射+液膜
指令舱 RCS	MMH/NTO	2.0	0.689	120~265	436	烧蚀+液膜

注：H 为单元肼，H/UDMH 为混肼 50。

“阿波罗”飞船共采用了 47 台液体火箭发动机, 分别配置在 6 个推进子系统中, 分别为: 服务舱主推进系统 SPS ($1 \times 93 \text{ kN}$)、登月舱下降级主推进系统 DPS ($1 \times 4.66 \sim 44.74 \text{ kN}$)、登月舱上升级主推进系统 APS ($1 \times 15.9 \text{ kN}$)、服务舱姿控动力系统 SM/RCS ($16 \times 445 \text{ N}$)、登月舱姿控动力系统 LM/RCS ($16 \times 445 \text{ N}$) 以及指令舱姿控动力系统 CM/RCS ($12 \times 436 \text{ N}$)^[2]。

基于当时的技术水平, “阿波罗”飞船各推进子系统均采用了常温可贮存的自燃推进剂组合, 并采用了可靠性高的挤压式推进剂供应系统。此外, 由于主发动机推力大, 将主推进系统和姿控动力系统分开设计。

1.1.2 前苏联载人登月飞船

前苏联在 1959–1976 年制订了多种载人登月计划, 后来因为“阿波罗”登月飞船率先成功和运载飞船的 H1 火箭的连续发射失败, 最终放弃。其中只有 LK 飞船进行了部分硬件设计和试验。LK 飞船由轨道舱、登月舱 (模块 E) 和模块 D 3 部分组成。模块 D 用于月面着陆主减速, 模块 E 用于月面最终软着陆。其中, LK 飞船的轨道舱主发动机和模块 E 主/备份发动机均采用泵压式供应系统, 推进剂采用 UDMH/NTO, 模块 D 主发动机也采用泵压式系统, 推进剂为 LOX/JP-1。

1.1.3 欧洲“SMART-1”探测器

2003 年 9 月, 欧洲第一个月球探测器“SMART-1”成功发射, 完成绕月探测后于 2006 年 9 月成功撞月。“SMART-1”探测器采用霍尔电推进系统 (用于主推进) 和落压式单组元推进系统 (用于姿态控制) 组成的混合推进系统。发射质量 370 kg, 干质量 276 kg。霍尔电推进系统采用多模式霍尔推力器, 推力器工作状态可在 55 s 内在整个调节范围内调整, 工质采用 Xe, 设计最大推力 70 mN。化学推进采用氮气落压挤压式肼推进系统, 推力器为 8 台 1 N 推力器 (MP-103C)。

1.1.4 日本“月神”系列探测器

日本 1998 年发展至今的“月神”月球探测计划分为 A 和 B 两步, 其中 A 计划主要对月球进行遥感测量, 并为 B 计划获取软着陆的相关数

据; B 计划主要验证软着陆技术。

“月神-A”探测器于 2007 年 9 月成功发射, 由母星、子星 R 和子星 V 组成。“月神-A”探测器采用了 $\text{N}_2\text{H}_4/\text{N}_2\text{O}_4$ 双模式推进系统, 发动机配置为 $1 \times 547 \text{ N} + 12 \times 20 \text{ N} + 8 \times 1 \text{ N}$ 。探测器总重 3 200 kg (含子星), 干重 2 000 kg (不含子星), 子星均重 45 kg。

“月神-B”探测器计划 2020 年发射, 包括 1 个着陆器和 2 个环月探测器。探测器的总重为 2 818 kg, 干重 1 409 kg, 推进系统干重 423 kg。探测器采用 $\text{N}_2\text{H}_4/\text{N}_2\text{O}_4$ 双模式推进系统, 发动机配置为: $1 \times 1\,700 \text{ N} + 8 \times 40 \text{ N} + 8 \times 1 \text{ N}$ 。探测器月面下降主减速由 1 700 N 主发动机稳态工作完成, 最终软着陆由主发动机脉冲工作调节推力完成。

1.1.5 美国“猎户座”飞船

美国于 2004 年提出了重返月球的“星座计划”, 该计划包括猎户座飞船、牵牛星月球着陆器和登月火箭 3 部分。虽然奥巴马上台后取消了“星座计划”, 但“猎户座”的研发并未停止, 只是目的地不再局限月球, 也包括火星。“猎户座”飞船的服务舱考虑了 2 种推进系统方案:

方案一: 采用常规挤压式双组元轨姿控统一推进系统, 推进剂为 MMH/NTO。主发动机采用 AJ-10 发动机 (在 AJ-118K 基础上研制, AJ-118K 推进剂采用混肼-50/NTO, 2 次启动, 比冲将近 330 s), 推力 27.7 kN, 比冲 316 s, 姿控发动机为 8 台 490 N 发动机和 24 台 220 N 发动机;

方案二: 采用比冲更高的液氧/甲烷低温推进系统, 主发动机 66.7 kN, 姿控发动机 445 N, 挤压式系统。最新资料显示, 美国基于液氧/甲烷推进剂的推进系统单项技术已取得突破, 并已成功进行了多次系统级点火试验。

近年来, 美国在液氧/液甲烷空间推进技术领域取得了显著的技术进步, 包括姿控发动机、轨控发动机、推进剂空间长期贮存、低温姿控系统等技术的技术成熟度达到 TRL5–6 级。2013 年, NASA 以液氧/液甲烷推进剂为姿轨控动力的行星着陆器技术验证机成功完成了自由悬浮飞行试验, 标志着 NASA 该技术从单项技术开发走向系统集成应用发展。

2014 年 12 月,“猎户座”成功进行了首飞飞行验证。处于低温推进系统的技术成熟度考虑,首飞采用了方案一。

1.1.6 美国“牵牛星”月球着陆器

“牵牛星”月球着陆器下降级拟采用液氧/液氢推进剂,RL-10 系统膨胀循环发动机。

上升级推进系统也考虑了 2 种方案:

方案一:采用常规挤压式双组元轨姿控统一推进系统,推进剂为 MMH/NTO。轨控发动机采用航天飞机轨道机动发动机 OME,可多次启动,比冲 313 s,可双向摇摆 10° ,额定推力 36.69 kN,并可在 109%~65%范围内调节。

方案二:采用比冲更高的液氧/甲烷低温推进系统,1 台 44.5 kN 主发动机,16 台 445 N 姿控发动机。

1.1.7 俄罗斯“快船号”飞船

俄罗斯目前正在研制“快船号”可重复使用载人飞船,该飞船不仅用于国际空间站,还计划用于载人登月。“快船号”飞船的推进系统包括 2 种类型共 32 台液体火箭发动机,其中 8 台主发动机推力均为 500 N,24 台姿控发动机推力均为 240 N。推进剂为液氧和 96% (质量分数) 的酒精。

1.2 火星探测

迄今为止,多个探测器成功对火星进行了探测,其中 5 个飞越火星,9 个火星轨道器,6 个火星着陆。从 20 世纪 90 年代起,火星探测再次成为空间探索的又一热点。

1.2.1 美国“海盗”系列探测器

美国研制的“海盗 1 号”于 1975 年 8 月发射,“海盗 2 号”于 1975 年 9 月发射,均由轨道器和着陆器组成,均实现了火星软着陆。

轨道器总重 2 328 kg,其中干重 883 kg,推进剂为 MMH/NTO,主发动机推力 1 323 N,可双向摇摆 9° ,姿控采用 12 台冷气推力器(工质为氮气)。着陆器包括巡航级和下降级,巡航级和下降级均采用了单组元肼推进系统,巡航级采用 12 台 22 N 的推力器,下降级则使用了 3 台单组元变推力发动机(安装于基座的长边,呈 120° 布置),推力范围为 276~2 667 N。

1.2.2 美国“火星全球勘测者”轨道器

“火星全球勘测者”探测器于 1996 年 11 月 6 日成功发射,它的设计初衷是接替失败的“火星观测者”任务。

“火星观测者”轨控采用 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$ 推进系统。进行近火制动前 3 天丢失。JPL 对此调查总结了 6 条可能造成该探测器丢失的原因,其中 3 条与推进系统的气路有关:1) 氧化剂、燃料蒸汽在增压气路中反应而爆炸;2) 串联冗余减压阀失效;3) 电爆阀起爆时电爆管飞出,撞坏贮箱。因此,火星全球勘测者在推进系统设计上进行了 3 项改进:1) 系统初次使用前,将增压气路与推进剂贮箱隔离;2) 对增压气路和组件实施热控,防止推进剂蒸汽冷凝;3) 在单向阀与贮箱之间设置了隔离阀,认为推进剂隔离不能过于依赖单向阀。轨控发动机 1 台,推力 655 N,比冲 318 s。姿控发动机 12 台,推力均为 4.4 N。

1.2.3 欧洲“火星快车”探测器

欧洲研制的“火星快车”探测器于 1996 年 11 月 8 日发射。

该探测器采用双组元推进系统,推进剂为 $\text{MMH}/\text{N}_2\text{O}_4$,采用 1 台 414 N 轨控发动机和 8 台 10 N 姿控推力器。发射重量 1 240 kg,推进剂量 427 kg。

用于金星探测的“金星快车”推进系统与“火星快车”配置相同,只是推进剂加注量略有差异。

1.2.4 美国“好奇号”推进系统

美国研制的“好奇号”火星探测器于 2011 年 11 月 26 日发射,2012 年 8 月 6 日成功登陆火星。“好奇号”发射质量约 3 400 kg,抵达火星轨道时为 3 257 kg,在火星表面着陆的“好奇号”火星车质量为 900 kg。“好奇号”下降级推进系统采用单组元推进系统,推进剂均采用无水肼,采用 8 台 300 N 单元推力器作为姿控,采用 8 台单组元变推力发动机(推力范围为 400 N~2 998 N)进行反冲控制以释放火星车。

1.3 其他天体探测

1.3.1 美国“卡西尼”土星探测器

“卡西尼”探测器于 1997 年 10 月发射,

2004 年 7 月进入土星轨道。

“卡西尼”号探测器质量 5 712 kg。推进系统在设计时充分吸取了“火星观测者”探测器(失败的可能原因之一是推进剂蒸汽隔离失效)的教训,防止推进剂蒸汽在增压系统中冷凝。采用了独立的单组元和双组元推进系统。双组元推进系统中只配置了 2 台 445 N 双组元发动机,并互为备份,另外在系统中采用了多个常开/常闭电爆阀组合来隔离推进剂蒸汽,并对增压气路组件进行主动温度控制,防止推进剂蒸汽冷凝和积累。该推进系统是迄今为止最“豪华”的推进系统。

双组元推进剂为 MMH/N₂O₄,加注量 3 000 kg,增压氦气质量 8.6 kg。单元推进剂总质量 132 kg,增压氦气 0.4 kg。配置 2 台 445 N (R-4D-11) 双组元发动机和 16 台 1 N 单元发动机。轨控采用双组元发动机,姿控采用单组元发动机。445 N 双组元发动机能够开启 200 次,累计工作时间 170 min。1 N 单组元推力器(最小冲量 15 mN·s)能完成 267 000 次脉冲,累计工作时间 120 min。

1.3.2 日本“隼鸟号”推进系统

2003 年 5 月 9 日,日本发射了“隼鸟号”探测器,用于探测 25143 号近地小行星。2005 年 9 月 12 日到达系川小行星,2010 年 6 月 13 日返回地球。

“隼鸟号”采用了 Xe(氙气)离子电推进系统和化学推进结合的混合推进方式,其中离子电推进系统用于主推进,化学推进主要用于姿态控制。

1.3.3 欧洲“罗塞塔”推进系统

“罗塞塔”于 2004 年 3 月 2 日发射,用于监测彗核和彗发的成分。2014 年 8 月,成功抵达目标彗星。

探测器发射质量 3 054 kg,干质量 1 335 kg,其中着陆器质量 108 kg。探测器采用 MON-1/MMH 双组元推进系统,推进剂量 1 719 kg,设计寿命 12 年。共配置了 24 台 10 N 推力器。为保证可靠性,推进系统主要工作于落压模式,为保证推进效率,飞行中进行 2 次增压。

1.3.4 美国“信使号”水星探测器

美国研制的“信使号”水星探测器于 2004

年 8 月 3 日发射。飞越地球 1 次,金星 2 次,水星 3 次。2011 年 3 月 17 日,进入水星轨道。

探测器发射重量 1 108 kg。采用挤压式双模式推进系统,推进剂为 N₂H₄/N₂O₄,共采用了 17 台推力器,分别为 660 N 双组元发动机,4 台 22 N 单组元推力器以及 12 台 4.4 N 单组元推力器。

推进系统采用了无推进剂管理装置的轻质贮箱,使用了一种可以重复充填的辅助贮箱和沉底推力器来实现推进剂的沉底。

1.3.5 美国“新地平线号”推进系统

它是 NASA 新边疆计划的第一个探测器,目标是探测冥王星及其卫星卡戎等天体,加强对太阳系的科学认识。2006 年 1 月 19 日发射。

探测器采用落压式单组元肼推进系统。下部为 1 组 4 台并联的 4.4 N 轨控推力器,上部为 4 组 3 台并联的 0.9 N 姿控推力器。共加注 76.84 kg 肼和 0.16 kg 氦气,25.3 °C 时挤压压力为 2.2 MPa。此压力确保在最高温度 50 °C 时不超过贮箱的最大工作压力。贮箱为隔膜式结构,工作时的落压比为 2.7:1,额定工作压力为 2.875 MPa。

1.3.6 美国“黎明号”推进系统

“黎明号”对灶神星和谷神星进行探测,是 NASA 第 9 个科学探索任务,于 2007 年 9 月 27 日发射。2011 年 7 月 16 日到达了灶神星,2015 年 3 月,成功进入谷神星轨道。

探测器总重 1 218 kg。采用离子推进系统(主推进,推力 90 mN)和单组元肼推进系统(姿态控制)。离子推进工质:氙气,425 kg;肼质量:45 kg。采用了 3 台离子推力器。设计寿命 10 年。

1.4 探测器推进系统发展趋势分析

纵观国外探测器推进系统发展情况,探测器推进系统总体上朝可靠性更高、性能更高、轻量化程度更高以及类型更加多样发展。具体到探测对象,主要趋势如下:

1) 大型月球探测任务仍以挤压式双组元推进系统为主,特别是用于月面软着陆的探测器,小型探测器则采用单组元推进系统,部分也采用单组元推进+电推进系统的方式。在所发射和正在

研制的月球探测器中,双组元推进系统占绝大多数,其中美国以 MMH/NTO 姿轨控统一推进系统为主,部分也采用 $\text{N}_2\text{H}_4/\text{N}_2\text{O}_4$ 双模式推进系统;前苏联则采用 UDMH/NTO 作为推进剂;日本早期的小型月球探测器采用单元肼推进系统,近期研制的月神探测器则采用了 $\text{N}_2\text{H}_4/\text{N}_2\text{O}_4$ 推进剂;欧空局发射的 SMART-1 采用霍尔电推进系统+化学推进的方式,近期研制的月球着陆器则采用 MMH/NTO 推进剂。

2) 火星探测器仍以化学推进系统为主。早期的火星飞越器推进系统中,美国采用了主发动机为单元肼发动机,姿控发动机采用冷气推力器的方式;前苏联则采用了主发动机为泵压式双组元发动机,姿控发动机采用挤压式双组元发动机的方式。近期,轨道器推进系统以双组元推进系统或双模式推进系统为主。美国以 $\text{N}_2\text{H}_4/\text{N}_2\text{O}_4$ 为推进剂的双模式推进系统为主,部分也采用以 MMH/NTO 为推进剂的双组元推进系统;前苏联则以 UDMH/NTO 为推进剂的双组元推进系统为主;欧洲所发射的“火星快车”探测器采用了以 MMH/NTO 为推进剂的双组元推进系统。着陆器推进系统则以单元肼推进系统为主,美国为火星着陆任务研制了多款单组元变推力发动机。

3) 对于比月球和火星更远的天体,推进系统仍以化学推进为主,但朝化学推进+电推进甚至全电推进发展。化学推进系统以双模式推进系统为主,部分采用双组元统一推进系统,部分也采用单元肼推进系统。近期发展的探测器逐渐以电推进作为主动力,化学推进作为辅助动力或备份。

4) 新一代载人探测器推进系统仍以化学推进为主,并朝无毒高性能推进技术发展。“阿波罗”登月飞船均采用化学推进,推进剂均为常温可贮存自燃推进剂。美国正在研制比冲性能更高且具有火星资源原位利用前景的液氧/甲烷推进系统,计划用于载人登陆火星任务。俄罗斯在研的“快船号”飞船则采用了无毒液氧/酒精推进剂。

5) 为满足不同的任务需求,发动机推力品种朝多样化发展。国外探测器双组元发动机推力量级主要有 95 632 N, 4 670~46 700 N, 15 580 N, 1 700 N, 1 323 N, 660 N, 500 N, 200 N, 40 N 和

10 N 等;单组元发动机推力量级主要有 2 780 N, 1 149 N, 22 N, 4.4 N, 0.9 N, 276~2 667 N 和 400 N~2 998 N 等,可选类型较多。

2 对我国开展深空探测推进技术研究的启示

经过多年的发展,我国现有的空间推进技术可用满足多个深空探测任务的需求。但是,与国外先进水平相比,我国还存在较大的差距。为了更好的满足不断发展的新的深空探测任务需求,建议开展以下研究工作:

1) 针对无人探测任务

不断提高推进系统对复杂探测任务、复杂环境条件的适应性;继续提高推进系统长期在轨工作的可靠性方面下功夫;不断提高推进组件的性能、寿命和可靠性;不断提高推进系统及其组件的轻质化、小型化水平;继续提高推进剂利用率、并联贮箱均衡排放精度和混合比精度;开展推进系统在轨自主管理技术研究,实现推进系统长期在轨自主故障诊断和功能重构;开展高性能双组元轨控发动机和千牛级单组元大范围变推力发动机研制;开展无毒低冰点推进系统研制;开展双模式推进系统及 $\text{N}_2\text{H}_4/\text{MON}-1$ 推进剂双组元发动机研究;加快电推进系统工程化研制,开展长寿命、大功率多模式霍尔/离子推力器和大推力、高比冲、长寿命磁等离子体发动机等电推进技术研究;开展空间核电推进技术研究。

2) 针对载人探测任务

继续开展探测器推进系统方案设计及优化,特别是要将可靠性和安全性放在首要位置;开展推进系统推进剂均衡排放、剩余量测量以及混合比主动控制技术研究;开展大总冲推进系统先进增压技术研究;开展高性能无毒 80 kN 级变推力发动机工程研制;完善姿轨控发动机型谱,重点开展常规推进剂高性能可摇摆双组元轨控发动机研制,完善姿控发动机推力品种;加快单组元无毒姿控发动机研制;开展大容积轻质表面张力贮箱技术研究;开展大容积轻质金属膜片贮箱技术研究;开展大流量自锁阀、大流量单向阀、大通径液路电爆阀以及低温阀门研制; (下转第 13 页)

(上接第 6 页)

开展多次启动高性能液氧/甲烷、液氧/煤油空间推进技术研究，重点解决发动机多次点火、低温推进剂在轨长期贮存以及高效增压技术等问题。

航天发展，动力为先。通常，新型推进技术的研制难度大、研制周期长、需要更大的投入，我国探测器推进技术在长寿命、高可靠、在轨自主管理以及可选的产品种类方面与国外存在非常大的差距。因此，为支撑我国深空探测任务的长远可持续发展，应充分论证，做好顶层规划，并尽早启动相关关键技术研究，做好技术储备。

参考文献：

[1] 李斌, 丁丰年, 张小平. 载人登月推进系统[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2011.

- [2] RHATIGAN J L, HANLEY J M, GEYER M S. Formulation of NASA's constellation program: NASA/SP 2007-563 [R]. USA: NASA, 2007.
- [3] 谢红军, 洪鑫. 深空探测器推进系统[J]. 上海航天, 2003, 20(2): 38-43.
- [4] PARIS A, DUDIK B, FISHER M, et al. Thermal control of the Mars science laboratory spacecraft propellant lines-design architecture and analytical modeling: AIAA 2011-5117[R]. Reston, USA: AIAA, 2011.
- [5] BARBER T J, COWLEY R T. Initial Cassini propulsion system in-flight characterization: AIAA 2002-4152 [R]. Reston, USA: AIAA, 2002.
- [6] WILEY S, DOMMER K, ENGELBRECHT C, et al. MESSENGER propulsion system flight performance: AIAA 2006-4689[R]. Reston, USA: AIAA, 2006.

(编辑：陈红霞)