

# 火星探测器推进系统初步设想

刘 川, 刘 俊, 邱 鑫, 林庆国  
(上海空间推进研究所, 上海 201112)

**摘 要:** 火星探测是深空探测的重要内容之一, 全面了解和掌握火星探测器的特点对进行火星探测具有重要意义。本文分析了国外火星探测器推进系统的系统组成和工作原理, 介绍了我国火星探测器推进系统的初步设计方案, 结合工程应用现状, 提出了火星探测器推进系统的关键技术。

**关键词:** 火星探测; 推进系统; 初步设计; 关键技术

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 02-0044-05

## Preliminary design of propulsion system for Mars exploration

LIU Chuan, LIU Jun, QIU Xin, LIN Qing-guo  
(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

**Abstract:** Mars Exploration is an important content of deep space exploration. It is significant to understand and master the characteristics of Mars lander for Mars exploration. The system composition and working principle of the propulsion systems of foreign Mars landers are analyzed in this paper. The preliminary design scheme of Mars lander propulsion system in China is introduced. According to the engineering status, the key technologies associated with Mars lander propulsion system are presented.

**Keywords:** Mars exploration; propulsion system; preliminary design; key technology

## 0 引言

深空探测是航天技术三大重要领域(人造地球卫星、载人航天和深空探测)之一<sup>[1]</sup>。随着航天技术的发展, 深空探测作为一个国家综合国力和科学技术发展水平的重要象征, 引起世界各国

极大关注。深空探测已成为美国、俄罗斯、欧洲诸国和日本等拥有空间技术实力的国家在 21 世纪的重要战略目标。人类深空探测的重点从 20 世纪 90 年代开始倾向火星。火星的特点与地球有许多相近之处, 某些自然条件也适合生命的生存。通过探索火星, 研究火星的磁场、大气和气

收稿日期: 2013-12-26; 修回日期: 2014-01-20

作者简介: 刘川 (1986—), 男, 硕士, 研究领域为空间飞行器推进系统

候、空间环境、地貌等内容,是实现人类建立第二家园和寻找地外生命等愿望的重要途径之一<sup>[2]</sup>。

迄今为止,美国、俄罗斯、欧洲诸国和日本等进行过 42 次火星探测行动,其中有 15 次为着陆方式登陆火星,但成功完成登陆火星任务的仅 8 次左右。中国首颗火星轨道器“萤火一号”和俄罗斯的“福布斯-土壤”(Phobos-Grunt)卫星于 2011 年一起搭载联盟号运载火箭从拜科努尔航天中心发射升空,但随着火箭的故障一起坠落,以失败结束。

推进系统作为探测器的核心,它的合理设计起着至关重要的作用。按照型号研制经验,推进系统的研制需要提前 8 年以上,我国也进行了多次火星探测方案论证。本文对调研的相关资料进行了整理和分析,介绍了国外火星探测器推进系统的系统组成,并提出了我国火星探测器推进系统的初步设想以及推进系统设计中的关键技术,以期对我国火星探测起到借鉴作用。

1 国外探测器推进系统介绍

1.1 “海盗号”探测器推进系统

海盗计划是继“旅行者”深空探测器之后,NASA 又一雄心勃勃的火星勘测计划。“海盗一号”于 1975 年 8 月 20 日发射,“海盗二号”于 1975 年 9 月 9 日发射。二者均使用“泰坦 III-E”运载火箭和“半人马”上面级发射,主要由轨道器和着陆器(着陆器模型见图 1)组成。轨道器和着陆器含推进剂的总重为 3 527 kg,分离并着陆后,着陆器重 600 kg,轨道器重 900 kg。



图 1 “海盗号”着陆器模型

Fig. 1 Model of Viking Mars lander

轨道器采用双组元液体推进系统,主发动机

采用洛克达因公司研制的 RS-21 发动机,推进剂为甲基肼和四氧化二氮,推力 1 335 N,发动机可双轴摆动 9°,并由 12 个氮气冷式推进系统进行姿态控制<sup>[3]</sup>。

1.2 “勇气号”和“机遇号”探测器推进系统

火星探测漫游者(Mars Exploration Rover, MER)是 NASA 2003 年的火星探测计划。这项计划的主要目的是将“勇气号”(Spirit, MER-A)和“机遇号”(Opportunity, MER-B)两辆火星车送往火星。火星车分别于 2003 年 6 月和 7 月发射,由“德尔塔 II”运载火箭发射升空,于 2004 年 1 月 3 日和 24 日在火星表面安全着陆。“勇气号”在火星的“哥伦比亚山”地区发现了针铁矿,“机遇号”发现黄钾铁矾,这是证明火星上有水的最有力证据,被评为 2004 年世界科技领域的最大突破。

巡航级推进系统为氦气挤压式推进系统,推进剂为肼,由 2 组总共 8 个 MR-111C 5 N 单组元肼发动机组成。阀门为 2 个自锁阀,贮箱为 2 个直径 42 cm 钛合金(6Al-4V)外面缠绕复合材料的金属膜片贮箱(AF-E-332),所需动力由太阳能电池板提供<sup>[4-5]</sup>。图 2 为推进系统简图。

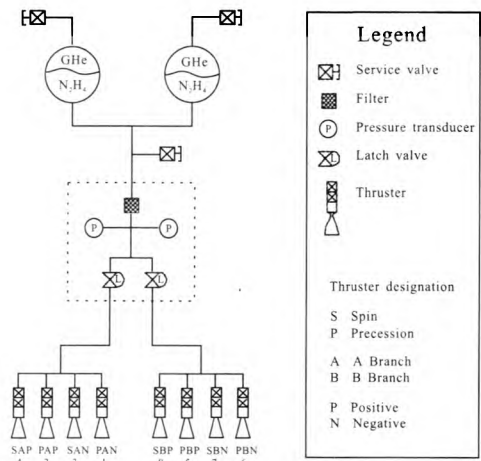


图 2 巡航级推进系统简图

Fig. 2 Schematic of propulsion system in cruise stage

1.3 “凤凰号”探测器推进系统

NASA 于 2007 年 8 月,由“德尔塔 II”运载火箭发射“凤凰号”火星探测器。着陆器于 2008 年 5 月在火星北极软着陆,并固定不动,取得了

大量火星表面气候地质数据, 发回大量有价值的清晰图片。

巡航级推进系统主要由 2 个贮箱和 4 个发动机模块组成, 每个模块由 1 个 5 N RCS 发动机和 1 个 22 N TCM 发动机组成<sup>[6-7]</sup>。

#### 1.4 “好奇号”探测器推进系统

2011 年 11 月 26 日, 耗资 25 亿美元的美国“火星科学实验室”(MSL) 由“宇宙神-5”运载火箭发射升空, 2012 年 8 月 6 日降落火星表面。“火星科学实验室”发射质量约 3 400 kg, 抵达火星轨道时的质量为 3 257 kg, 在火星表面着陆的“好奇号”火星车质量约为 900 kg。携带的有效载荷是美国第三代火星车“好奇号”, 长度是第二代火星车“勇气号”和“机遇号”的 2 倍, 质量是它们的 5 倍。

在飞往火星途中, 火星科学实验室巡航级推进系统进行了 3 次变轨来调整路线, 精确飞往火星上的最终着陆点的上空。推进系统为氮气挤压式推进系统, 推进剂为肼, 由 8 个 MR-111C 5 N 单组元肼发动机完成姿态控制, 2 个贮箱为钛合金外面缠绕复合材料的轻质推进剂贮箱, 由太阳能电池翼和持续供电的蓄电池提供动力<sup>[8-10]</sup>。图 3 为“好奇号”巡航级推进系统简图。

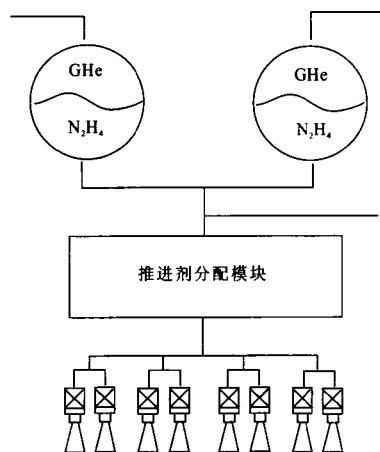


图 3 巡航级推进系统简图

Fig. 3 Schematics of propulsion system in cruise stage

## 2 我国火星探测器推进系统初步设想

在对国外火星探测系统进行充分调研的基础

上, 针对我国火星探测工程的推进系统进行了推进系统设计。

我国火星探测器由推进器、环绕器和着陆器组成, 推进器完成地火转移段轨道修正、近火段刹车制动、环火段轨道调整等工作, 保证火星探测器进入火星轨道。

环绕器与火星探测器分离后, 环绕器成为火星的人造卫星, 环绕器推进系统执行环绕器的姿态控制和轨道控制任务, 为火星探测车与地球之间信号传输提供中继服务。

确定着陆区域后, 着陆器和推进器分离, 开始进行着陆, 以弹道方式进入火星。在火星大气的帮助下, 着陆器将通过防热罩气动外形减速和降落伞系统达到减速  $\Delta V$ , 采用液体推进系统实现在火星表面下降和精确着陆, 释放出探测车, 并开展科学探测任务。

#### 2.1 推进器推进系统方案

目前我国大运载能力的火箭技术还不成熟, 没有将探测器直接送入火星任务轨道的能力, 因此采用成熟的双组元推进系统, 推进系统主要由气瓶、贮箱, 推力器和一些阀门控制模块等组成。主推进采用 490 N 主发动机, 进行多次变轨将火星探测器送入火星轨道。姿态控制由 25 N 和 10 N 组成的推进模块完成。双组元推进系统原理如图 4 所示。

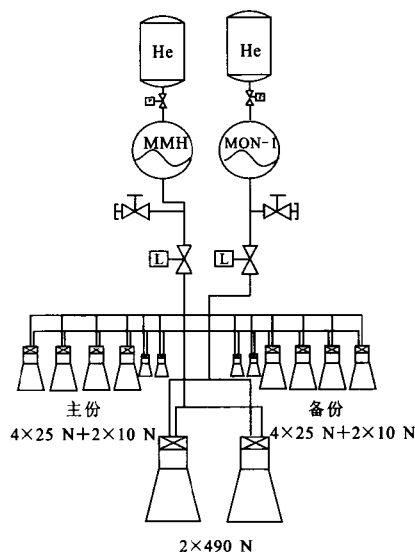


图 4 推进器推进系统原理图

Fig. 4 Principle diagram of propulsion system

2.2 环绕器推进系统方案

根据环绕器的任务特点, 推进系统主要包括贮箱、推力器、加排阀以及压力传感器等组成的单组元肼推进系统。环绕器推进系统 (见图 5) 通过 6 个 1 N 推力器组成的推进模块完成姿态控制和位置保持。

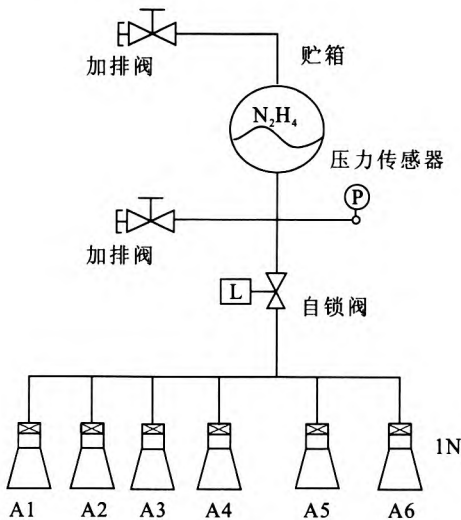


图 5 环绕器推进系统原理图

Fig. 5 Principle diagram of orbiter propulsion system

2.3 着陆器推进系统方案

着陆器推进系统 (见图 6) 主要由气瓶、贮箱、发动机和阀门控制模块等组成。其中发动机模块中分为下降级姿控发动机和着陆变推力发动机。下降级姿控发动机主要用于降落伞分离后对着陆器进行姿态和稳定控制。在着陆最后阶段, 着陆变推力发动机的启动, 使着陆器能安全平稳的降落在火星表面。

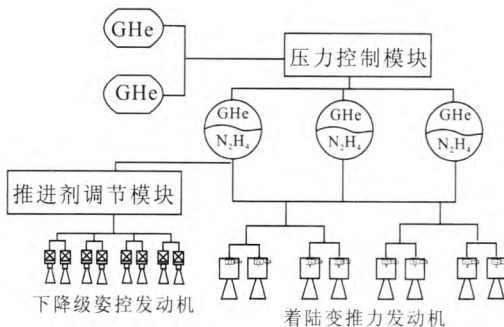


图 6 着陆器推进系统原理图

Fig. 6 Principle diagram of lander propulsion system

3 火星探测器推进系统关键技术

虽然我国近几年在发射火箭、卫星和载人航天方面都取得了很大进展, 尤其是“神舟九号”飞船和“天宫”试验站对接任务的圆满成功, 标志着我国在载人航天领域进入了国际先进行列。但是深空探测领域, 美俄已经发射过几十个月球、火星、金星等卫星, 我国还没有进行包括火星在内的深空探测活动, 火星的探测研究还有很多问题需要解决, 推进系统还有很多关键技术在进行攻关。

3.1 热控技术

探测器在进入火星轨道前的巡航飞行距离约 7.5 亿公里, 巡航段时间长达 11 个月左右。空间热流环境复杂, 因此需要合理设计散热面, 采用隔热组件、隔热涂层、电加热器及预埋热管等措施, 并提高热控设计的温度裕度, 使热控系统能适应不同的外热流情况, 保证探测器推进系统的正常工作。

3.2 推进系统轻质化技术

火星探测器从地球轨道到达火星轨道路程较远, 需要消耗大量的推进剂, 减小推进系统及组件的质量能大幅度增加携带的推进剂的重量, 保证火星探测器能顺利达到预定的火星轨道, 因此, 应该开展推进系统及组件的轻质化研究, 减小动力系统的重量, 提高推进系统的简单性和可靠性。

常用的减重方法有改变支架结构, 采用轻质材料和进行组件优化设计等方法。

常用贮箱材料为钛合金, 密度为 4.5 g/cm<sup>3</sup>, 而复合材料的密度仅为 2.2 g/cm<sup>3</sup>, 在保证强度的前提下, 采用复合材料的贮箱, 能大大减小推进系统的重量。另外, 推进系统结构中支架的重量占整个推进系统重量的大部分, 对支架结构的优化设计, 采用新型复合材料, 在保证强度要求的前提下, 也能大幅度减少推进系统的重量。

3.3 着陆器变推力发动机技术

着陆器的着陆方式一般分为硬着陆和软着陆。硬着陆探测以较大速度对火星表面进行侵入, 获取火星表面以下和浅层地表的独特物理参

数,主要适用于重量小,结构简单,无搭载精密仪器的着陆器。软着陆方式分为气囊缓冲装置和制动发动机减速直接着陆,其中制动发动机减速包括脉冲式发动机减速和变推力发动机减速。

着陆方式不同,对着陆器的损害影响也不同,气囊式着陆损害最大,脉冲式发动其次,变推力着陆方式对着陆器的损害较小。随着搭载的精密科学仪器越来越多,仪器对平稳着陆的要求越高,只有研制变推力发动机才能满足探测器软着陆的要求。

我国已经在双组元变推力发动机上有所突破,经过多方评审和试验论证,具备使用条件。但双组元推进系统结构比较复杂,可靠性也远远低于单组元变推力发动机推进系统,且火星特殊的环境和科学研究的要求,限制了双组元变推力发动机的应用,因此,我们应尽快开展单组元变推力发动机的研究工作,为以后安全平稳着陆火星做好准备。

研制单组元变推力发动机过程中主要的技术难点为流量连续稳定调节与分配技术,以及组合式催化床结构设计。在未来的几年内,突破变推力发动机设计、流量调节与分配、推力室头部和催化分解室等关键技术,完成发动机原理样机研制,为火星等探测器下降级推进系统提供推力可调节、简单可靠的变推力发动机奠定基础。

## 4 结束语

火星探测已经是国际进行深空探测的热点,也是我国开展深空探测中必不可少的过程,因此火星探测势在必行。我国火星探测的起步较晚,但已经有研制探月工程所积累的经验,因此可借鉴探月工程三步走的经验,积累火星探测的经验后稳步前进:

1) 对于着陆器方式的选择,由于我国已经有成熟的脉冲单组元发动机,因此可先进行脉冲方式的软着陆;同时应尽快开展单组元变推力发动机的研制工作,为实施变推力软着陆做好准备,

缩小与国外的差距,提高我国深空探测的能力。

2) 开展推进系统及组件的轻质化研究,减小动力系统的重量。

3) 从国外火星探测历程看,建议尽早开展大推力火箭发动机研制,提高运载能力,使探测器直接进入火星轨道。

4) 对于推进系统方案,建议推进器采用双组元推进系统,环绕器和着陆器采用单组元推进系统方案。

### 参考文献:

- [1] 王海涛,付丽璋,蒋万松. 凤凰号火星探测器着陆过程[J]. 航天返回与遥感, 2009, 30(3): 8-15.
- [2] 褚英志,李秀伟,周晓东. 火星探测关键技术分析[J]. 测试技术学报, 2007, 21(增刊): 63-66.
- [3] MORRISEY D C. Historical perspective-Viking Mars lander propulsion, AIAA-1989-2391[R]. USA: AIAA, 1989.
- [4] BARBE T J, PICHA F Q. In-flight propulsion system characterization for both Mars exploration rover spacecraft, AIAA-2004-3695[R]. USA: AIAA, 2004.
- [5] D'AMARIO L A. Mars exploration rovers navigation results, AIAA-2004-4980[R]. USA: AIAA, 2004.
- [6] PLEMMONS D, WILCHER K. Spectroscopic plume analysis of the Phoenix Mars Lander hydrazine monopropellant thrusters, AIAA-2007-5706[R]. USA: AIAA, 2007.
- [7] DESAI P N. Entry, descent, and landing performance of the Mars Phoenix Lander, AIAA-2008-7346[R]. USA: AIAA, 2008.
- [8] DAWSON Matt. Monopropellant hydrazine 700 lbf throttling terminal descent engine for Mars science laboratory, AIAA-2007-5481 [R]. USA: AIAA, 2007.
- [9] PARIS A D, NOVAK K S, KELLY F P, et al. Overview of the Mars science laboratory cruise phase system thermal vacuum test, AIAA-2010-6189[R]. USA: AIAA, 2010.
- [10] MCRIGHT P, POPP C, PIERCE C, et al. Confidence testing of shell-405 and S-405 catalysts in a monopropellant hydrazine thruster, AIAA-2005-3952[R]. USA: AIAA, 2005.

(编辑:王建喜)