

国外单组元变推力发动机应用与关键技术

陈锐达^{1,2}, 刘昌国^{1,2}, 关亮^{1,2}

(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)

摘要:介绍了国外单组元变推力发动机的应用现状, 阐释了单组元变推力发动机的结构和设计原理, 总结了研制和改进过程中的关键技术, 主要包括径向双层夹套催化床设计、径向喷注器设计、流量稳定调节技术和催化床空穴控制技术。美国为火星软着陆研制的MR-80和MR-80B无水肼单组元变推力发动机分别应用于“海盗”号和“好奇”号着陆器下降级推进系统。MR-80发动机可实现275~2 835 N变推力调节, 推力变比为10:1, 比冲为205 s, 呈120°均布于“海盗”号着陆器三角形基座的长边。“好奇”号下降级推进系统由2个高压氦气瓶、3个推进剂贮箱、8台单组元变推力发动机、8台单组元250 N姿控发动机、1个压力控制组件和3个推进剂控制组件组成, MR-80B发动机可产生31~3 603 N的真空推力, 推力变比达到100:1, 比冲范围为204~223 s。

关键词:单组元; 变推力发动机; 火星软着陆; “海盗”号; “好奇”号

中图分类号:V43 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2020)02-0001-08

Application and key technologies of foreign monopropellant throttling engine

CHEN Ruida^{1,2}, LIU Changguo^{1,2}, GUAN Liang^{1,2}

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

2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

Abstract: The application status of the foreign monopropellant throttling engine was introduced. The structure and design principles of the monopropellant throttling engine were explained. The key technologies in the development and improvement process were summarized, mainly including the radial double-layer catalyst bed design, radial injector design, flow stability regulation technology and catalyst bed void control technology. The MR-80 and MR-80B monopropellant throttling hydrazine engines developed by the United States for soft landing on Mars were used for the “Viking” and “Curiosity” lander descent stage propulsion systems respectively. The MR-80 engine can produce a throttleable thrust range from 275 N to 2 835 N with the capability of 10:1 throttling and the specific impulse of 205 s, distributed at 120° on the long sides of the “Viking” lander triangle base. The “Curiosity” lander descent stage propulsion system consists of two high-pressure helium tanks, three propellant tanks, eight monopropellant throttling engines, eight 250 N reaction control system engines, one pressure control assembly and three propellant control assemblies. The MR-80B engine can produce the vacuum thrust range from 31 N to 3 603 N with the capability of 100:1 throttling and the specific impulse of 204~223 s.

Keywords: monopropellant; throttling engine; Mars soft landing; Viking; Curiosity

收稿日期:2019-11-13; 修回日期:2019-12-17

作者简介:陈锐达(1995—),男,硕士,研究领域为空间液体火箭发动机

通信作者:刘昌国(1976—),男,研究员,研究领域为空间液体火箭发动机

0 引言

深空探测器推进系统的质量和体积是影响其成本和效率的重要指标。变推力液体火箭发动机可用于行星入轨和下降、空间交会、轨道机动、弹道导弹防御轨迹控制以及行星着陆期间的悬停和避障,持续地改变推力可以减少任务需求的推进剂总量,因而可以减轻探测器自身重量^[1]。相比传统双组元变推力推进系统,无水肼单组元变推力推进系统排气中仅有少量的碳和水存在,排气温度低,而且可对整个推进系统加热灭菌,减小对着陆区域土壤生物的破坏^[2],因此可以用于行星生命探测任务。其中,单组元变推力发动机是整个推进系统的核心部件,其工作性能和稳定性至关重要。

1937 年 11 月,德国 Heinkel He 112 飞机在飞行过程中使用了由 Hellmuth Walter 设计制造的 TP-1 (Turbopump-1) 火箭发动机,将 80% 浓度的过氧化氢溶液压入燃烧室,并与催化剂(高锰酸钠或高锰酸钙水溶液)混合,控制先导式活塞气动调节过氧化氢溶液进入燃烧室,成功实现了变推力^[3],这是第一台实现节流的单组元火箭发动机,最大推力为 980 N,节流量未知^[4-5]。

工程飞行应用方面,仅美国为火星软着陆研制了单组元变推力发动机。Rocket Research 公司(现属于 Aerojet Redmond)研制了 MR-80 单组元变推力发动机,成功应用于“海盗”号火星着陆器下降级推进系统^[6-9],Aerojet 公司在此基础上改进设计了 MR-80B 单组元变推力发动机,成功应用于“好奇”号下降级推进系统^[10-13]。下降级推进系统为着陆器提供姿态控制、减速和悬停的推力。

本文主要介绍国外单组元变推力发动机在“海盗”号和“好奇”号火星着陆器下降级推进系统中的飞行应用,并阐释了单组元变推力发动机的结构和设计原理,总结了研制和改进过程中的关键技术。

1 单组元变推力发动机应用现状

1.1 “海盗”号下降级推进系统

上世纪 60~70 年代美国开展了“海盗”号火星探测计划,“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,分别于 7 月 20 日和 9 月 3 日软着陆于火星 Chryse 盆地旁^[14]。

“海盗”号探测器均由轨道器和着陆器组成,着陆器由巡航级和下降级组成,巡航级和下降级均为

无水肼单组元推进系统,仅下降级推进系统采用了 MR-80 单组元变推力发动机^[15],如图 1 所示。3 台变推力发动机安装于着陆器三角形基座的长边,呈 120°均布。由于“海盗”号探测器采用反冲制动和着陆缓冲支架的软着陆方式,为了减少对火星表面灰尘的扰动和着陆区域的侵蚀、减小对着陆器上摄像机等其他设备的影响,MR-80 发动机采用 18 个独立喷管^[16-17],每 3 个 1 组,分为 6 组,如图 2 所示。在排气羽流膨胀不足的情况下,冲击的相互作用极大地消散了轴向羽流^[18]。

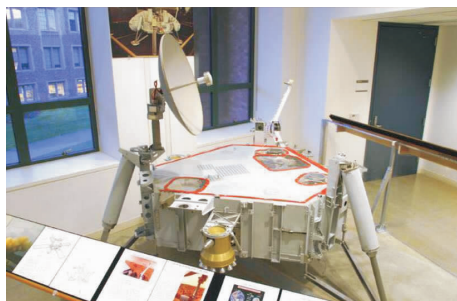


图 1 “海盗”号着陆器下降级推进系统

Fig. 1 “Viking” lander descent stage propulsion system

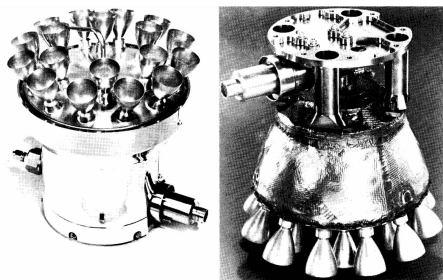


图 2 MR-80 发动机多喷管结构

Fig. 2 Multiple nozzle configuration of MR-80 engine

1.2 “好奇”号下降级推进系统

2009 年 NASA 实施了“火星科学实验室”计划,“好奇”号探测器于 2011 年 11 月 26 日发射,并于 2012 年 8 月 6 日软着陆于火星盖尔陨石坑。

基于“海盗”号着陆器下降级设计,“好奇”号下降级也采用了无水肼单组元变推力推进系统^[19],主要由 2 个高压氮气瓶、3 个推进剂贮箱、8 台单组元变推力发动机、8 台单组元 250 N 姿控发动机、1 个压力控制组件和 3 个推进剂控制组件组成,结构如图 3 所示。其中,单组元 250 N 发动机仅用于巡航级分离后和大气进入阶段的姿态控制,单组元变推力发动机用于动力减速和着陆阶段的三轴姿态控制、减速和悬停。

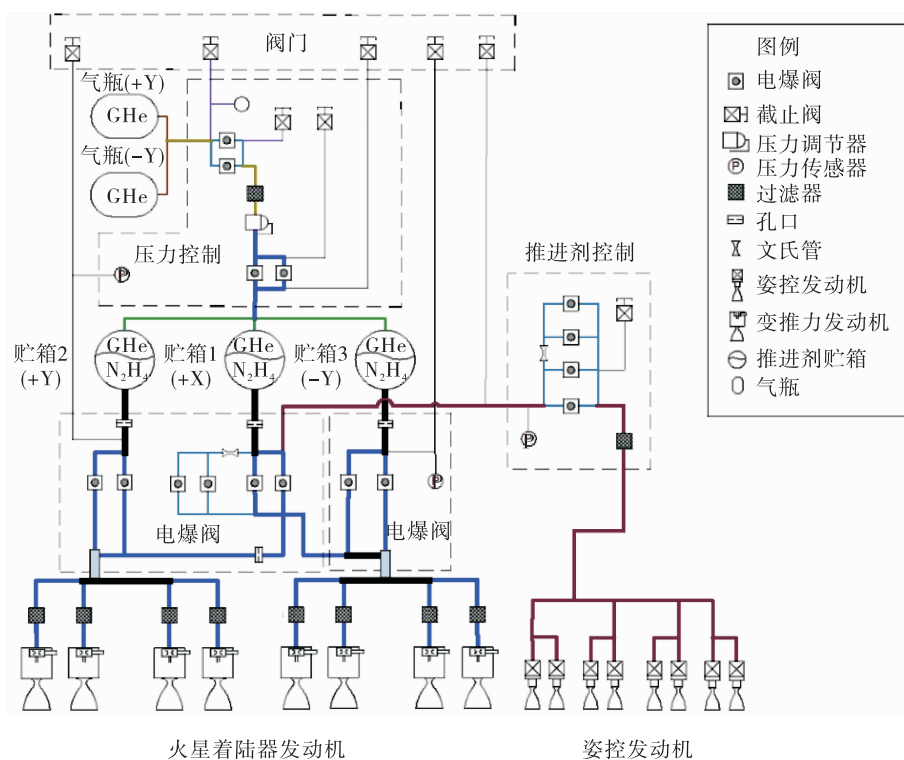


图3 “好奇”号下降级推进系统结构图

Fig. 3 Schematic of “Curiosity” descent stage propulsion system

组装中的“好奇”号下降级推进系统如图4所示,在2001年NASA设立的“火星焦点技术项目”的支持下^[20],喷气推进实验室设计了MR-80B单组元变推力发动机。另外,为适应大流量变比的工作要求,各个研制单位进行了新型Moog节流阀^[21]、大流量压力调节器^[22]、轻质大流量过滤器、大流量常闭Y型电爆阀^[23]、钛合金金属膜片(AFE-322)贮箱、复合材料气瓶、双金属(钛-不锈钢)过渡管制造^[24]等一系列技术改进和验证。

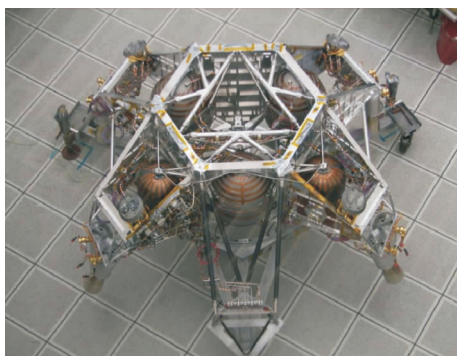


图4 组装中的“好奇”号下降级推进系统

Fig. 4 Structure of “Curiosity” propulsion system under integration

2 单组元变推力发动机关键技术

单组元发动机工作时,推进剂由喷注器进入催化床,经催化分解为高温燃气,高温的混合气体经喷管膨胀产生推力^[25-30]。MR-80和MR-80B单组元变推力发动机为了实现大推力化设计和大流量变比范围内稳定工作,攻克了径向双层夹套催化床设计、径向喷注器设计、流量稳定调节技术、催化床空穴控制等关键技术。

2.1 径向双层夹套催化床设计

推力室中的催化床是用来承载催化剂的,床载荷是其设计中一个非常重要的参数,指单位时间内通过催化床单位横截面积的推进剂流量。床载荷过大会增加催化床流阻,增加催化剂破损率,缩短发动机工作寿命。常规1~1000 N单组元推力室采用轴向流动催化床结构,由于床载荷限制,随着推力增加,催化床直径急剧增加,结构效率降低^[31]。

MR-80发动机采用了径向双层夹套催化床设计,如图5所示。由于增大了横截面积,径向催化床在相同的结构尺寸下可以有效降低床载荷,减小催化剂破损率,最大床载荷为 $4.926 \text{ g/cm}^2 \cdot \text{s}$ 。径向采用夹

套设计,发动机中心镂空,有效降低了结构重量,改善了发动机工作过程中喷注面温度过高等问题^[32-34]。而且,径向结构存在大量的增压空间,可为18个喷管入口提供更均匀的压力分布。

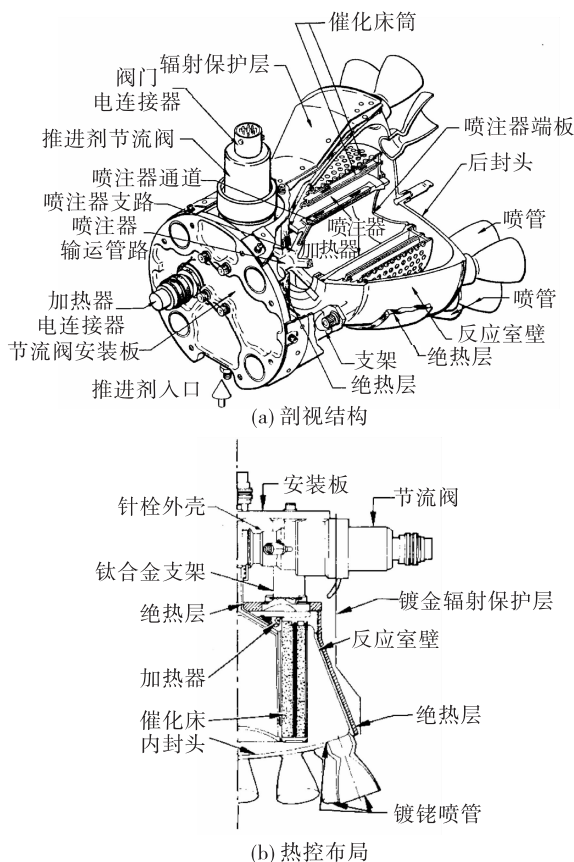


图5 MR-80单组元发动机

Fig. 5 MR-80 monopropellant engine

为了保持催化剂,催化床圆柱筒上包有网。推进剂进入节流阀并通过多层烧结网制成的多孔材料喷注器流向催化床,然后经过25~30目的Shell-405催化前床和14~18目的LCH-101催化后床喷出。催化剂是组成催化床的主体部分,前床Shell-405为含铈量31.4%的自发型催化剂,试车前比表面积(单位质量催化剂具有的面积)为 $133 \text{ m}^2/\text{g}$,孔容(单位质量催化剂具有的内孔容积)为 $0.12 \text{ cm}^3/\text{g}$,装填密度为 $1.61 \text{ g}/\text{cm}^3$;载体是三结晶水氧化铝,比表面积为 $258 \text{ m}^2/\text{g}$,孔容为 $0.22 \text{ cm}^3/\text{g}$,载体的比表面积和孔容越大,则催化剂的比表面积越大。

催化剂的活性主要取决于活性金属铈的活性高低和催化剂的比表面积大小,活性越好,催化效

率越高,保证催化剂快速分解,提高启动加速性、关闭减速性等性能,而且床内不易因产生积液而引起不均匀分解。前床Shell-405催化剂颗粒较细,具有较大的流阻,起到抑制压力脉动的作用;后床LCH-101催化剂活性较低,颗粒较粗,可以减少催化床压降,稳定室压并降低成本^[35-36],催化床流阻为 $0.48 \sim 0.62 \text{ MPa}$ 。

在MR-80发动机的设计基础上,Aerojet公司研制了MR-80B单组元变推力发动机^[37-38],两者结构对比如图6所示。MR-80B发动机采用了单喷管简化设计,并应用了Moog节流阀和单段隔热罩。催化床方面采用了激光打孔,提高了加工精度和质量,前床采用新型S-405催化剂,具有更大的装填密度,床层孔隙率降低^[39-41],但是床层更容易受到细粉堵塞,导致催化床流阻增加,推进剂损耗增大,催化剂粒子形状和尺寸分布会对细粉堵塞的敏感性产生重大影响,因此改进了S-405的制造工艺,严格控制工艺参数,如载体将氧化金属还原为活性态过程中的温度和气流、剩余溶液残留铈含量等^[42-43]。

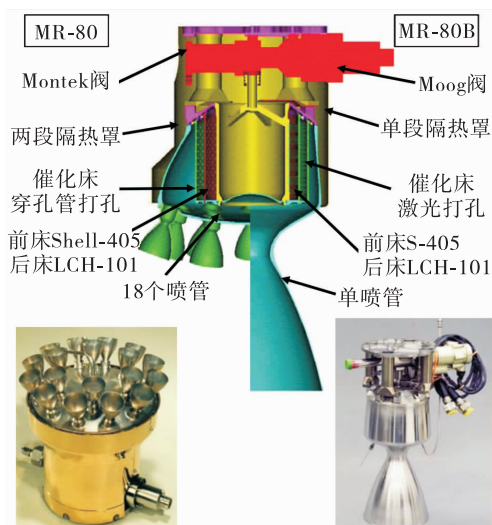


图6 MR-80和MR-80B发动机对比

Fig. 6 Comparison of MR-80 and MR-80B engine

MR-80B发动机点火热试车如图7所示。试验中发现推进剂温度对催化床寿命有非常显著的影响^[44],推进剂为气态时,流阻小,单位时间内与催化剂的接触面积增大,且能均匀地与催化剂接触,因而催化分解速度加快;推进剂或者催化床温度低,催化分解速度慢,一部分推进剂以液相与催化剂接

触。由于毛细作用,液态推进剂渗入催化剂粒子内部的微孔中,分解为气体膨胀升压,在粒子内外产生很大的压力梯度,当压力超过催化剂粒子强度时,粒子便爆炸破碎,使得催化床孔隙率减小,床流阻随之增加,催化床压降上升速率加快,而且催化分解不均匀,严重影响发动机的性能和工作寿命^[45-50]。因此,飞行任务要求发动机点火时推进剂的温度控制在 25℃ 以上,并增加一个冗余的催化床加热器,在 30 V 提供 6.3 W 加热功率。

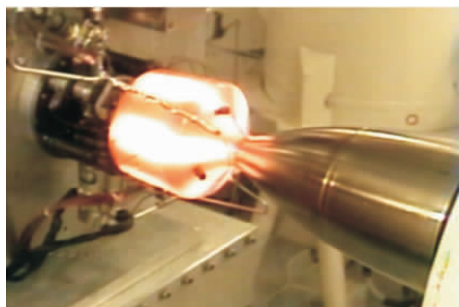


图7 MR-80B 发动机点火试车

Fig. 7 Hot fire test of MR-80B engine

2.2 径向喷注器设计

喷注器是推力室组件中十分重要的元件,为满足推进剂径向均匀喷注要求,MR-80 发动机喷注器沿推力室轴向布置,如图 8 所示。推进剂通过输运管路经由径向 6 个喷注器支路元件进入喷注器通道,进行流量的初分配,然后结合合理的流道截面设计,保证不同流量推进剂在流动过程中的均匀分配,经由多孔材料喷注器形成均匀的液滴喷注,保证推进剂与催化剂均匀接触和稳定分解。

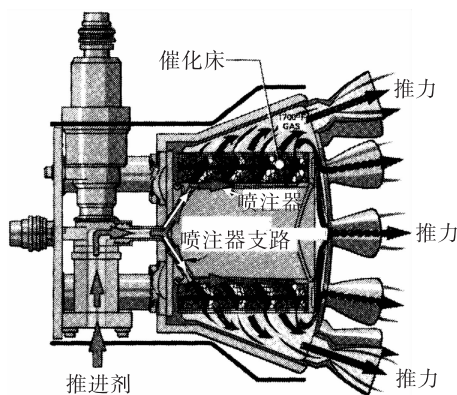


图8 MR-80 发动机径向喷注器

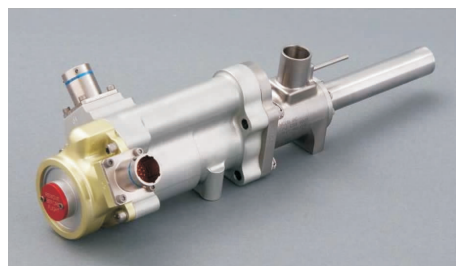
Fig. 8 Radial injector of MR-80 engine

喷注器压降是关键设计参数,压降过低会导致推力室工作不稳定,室压粗糙度增加并易产生低频振荡,因此喷注器压降应在可允许范围内高一点,而对于单组元变推力发动机,喷注器压降应相对更高一点,才能保证发动机在低工况下稳定工作^[51]。

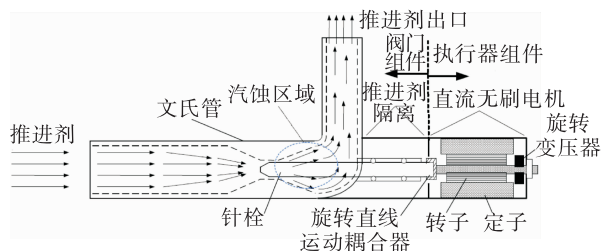
2.3 流量稳定调节技术

MR-80 单组元变推力发动机通过调节流量的方式实现变推力,采用 Montek 节流阀,通过线性可变差动变压器监控针栓位置,扭矩电机和滚珠丝杠驱动器线性移动针栓控制节流阀流孔面积,改变推进剂的流量,可实现 275 ~ 2 835 N 变推力调节,推力变比为 10:1,比冲为 205 s。

在 MR-80 的基础上,MR-80B 发动机采用了 Moog 公司设计和制造的新型节流阀控制流量大范围变比稳定调节,外形结构和控制原理如图 9 所示。Moog 节流阀的显著特点是汽蚀文氏管设计,推进剂在喉部发生汽蚀,并在下游恢复压力,使得流量不受催化床压降的影响,仅与针栓位置和入口压力有关,可提供精准的节流控制;同时,有效避免了下游的压力扰动传递到供给系统。阀体和针栓的外形轮廓对下游压力的恢复程度至关重要^[21]。



(a) 外形结构



(b) 控制原理

图9 Moog 节流阀

Fig. 9 Moog throttle valve

通过控制针栓的移动,推进剂流量在 0.015 ~ 1.5 kg/s 内大范围变化,MR-80B 发动机可产生 31 ~

3 603 N 的真空推力, 推力变比提高至 100:1, 比冲范围为 204 ~ 223 s, 允许推进剂入口压力变化范围为 4.14 ~ 5.24 MPa, 两者主要技术指标对比如表 1 所示。

表 1 MR-80B 与 MR-80 发动机技术指标对比
Tab. 1 Comparison of MR-80B and MR-80 engine technical parameters

技术指标	MR-80B	MR-80
推力/N	31 ~ 3 603	275 ~ 2 835
推力变比	100:1	10:1
比冲/s	204 ~ 223	205
前床 25 ~ 30 目		前床 25 ~ 30 目
催化剂	S-405	Shell-405
后床 14 ~ 18 目		后床 14 ~ 18 目
	LCH-101	LCH-101
质量/kg	9	7.67
响应时间/ms	50	80
允许入口压力/MPa	4.14 ~ 5.24	1.65 ~ 3.31
推进剂	肼	肼
喷管个数	1	18
应用	“好奇”号	“海盗”一号、“海盗”二号

2.4 催化床空穴控制技术

由于催化剂损耗等原因, 催化床常产生空穴, 床下游的空穴对性能影响很小, 而床上游空穴的存在使催化床易产生积液而出现爆燃式分解。当催化剂损失超过 10% 时, 会出现大的压力脉动^[51]。

MR-80 发动机在催化床内放置了隔网, 有效防止了空穴在前后床之间的游动, 并采用了多孔材料喷注器, 其覆盖面积大, 局部流强小, 喷射速度相对较低, 因而催化剂损耗小, 前床不易产生空穴。但是, MR-80 发动机在进行水平试验启动过程中由于催化剂的局部热膨胀差异以及催化床压降作用导致床层破坏、再分布, 最终形成了空穴, 引起压力突然漂移和床层的进一步破坏^[52]。

MR-80 发动机进行垂直和水平试验时空穴形成过程如图 10 所示。垂直试验时由于空穴在催化床冷端形成, 造成的室压粗糙度较小, 而进行水平试验时, 空穴在催化床热端形成, 导致积液腔容积过大, 热分解时出现大的压力脉动。后续对其进行了改进设计, 当装有催化剂的金属圆柱筒随着温度

的升高而径向膨胀时, 通过凸轮或斜坡作用以保持与喷注器的紧密接触, 从而消除了空穴, 并通过了试验验证。

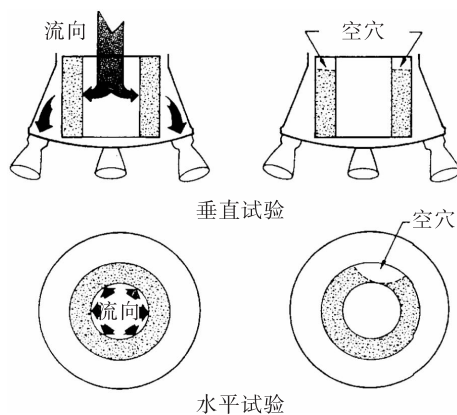


图 10 催化床空穴形成

Fig. 10 Catalyst bed void formation

3 结语

单组元变推力发动机的研制是单组元变推力推进系统应用首要解决的问题。国外单组元变推力发动机成功完成了“海盗”号和“好奇”号着陆器在火星表面的软着陆任务, 代表其单组元变推力技术发展已经相对成熟。

我国在发展单组元变推力技术时, 可以合理借鉴径向双层夹套催化床设计、径向喷注器支路、多孔材料喷注器和汽蚀文氏管调节等技术方案。另外, 大推力化和大推力变比对单组元变推力发动机的设计和推进系统的变推力控制和调节都提出了更高的要求, 制造和工艺水平的提高对设计优化有很大的促进作用, 应充分利用先进的加工方法和设计理念, 从设计方法、技术方案、催化剂选型、生产工艺、试验验证等方面综合考虑, 从而实现变推力。

参考文献:

- [1] CASIANO M J, HULKA J R, YANG V. Liquid-propellant rocket engine throttling: a comprehensive review [J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(5): 897-923.
- [2] PRICE T. Experimental evaluation of high-thrust, throttleable monopropellant hydrazine reactors [C]//7th Propulsion Joint Specialist Conference. Salt Lake City, UT, USA.

- Reston, Virginia: AIAA, 1971.
- [3] PERRY R. The antecedents of the X-1[R]. AIAA 1965-453.
- [4] SMITH J R, KAY A L, CREEK E J. German aircraft of the second world war [M]. London: Putnam Publishing Group, 1972.
- [5] DRESSLER G. Summary of deep throttling rocket engines with emphasis on Apollo LMDE[R]. AIAA 2006-5220.
- [6] HARPER A D. High-thrust throttleable monopropellant engine system[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1970, 7(4):429-433.
- [7] 雷娟萍, 马杰, 刘昌波. 星球着陆下降发动机及我国登月下降发动机设想[J]. 火箭推进, 2010, 36(5):1-6.
- LEI J P, MA J, LIU C B. Lander descent engine and assumption of Chinese LMDE[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2010, 36(5):1-6.
- [8] SOFFEN G A. The Viking mission to Mars[C]//9th International Symposium on Space Technology and Science. Tokyo:[s. n.], 1971.
- [9] GRANT A F. Basic factors involved in the design and operation of catalytic monopropellant-hydrazine reaction chambers[Z]. Defense Technical Information Center, 1954. DOI:10.21236/ad0077127.
- [10] PARIS A, DUDIK B, FISHER M, et al. Thermal control of the Mars science laboratory spacecraft propellant lines: design architecture and analytical modeling[C]//41st International Conference on Environmental Systems. Portland, Oregon. Reston, Virginia: AIAA, 2011.
- [11] PARKER, BAKER R, CASJLLASA. Fabrication assembly and test of the Mars Science Laboratory descent stage propulsion system[R]. AAS 2013-461.
- [12] WEISS J M, GUERNSEY C S. Design and development of the MSL descent stage propulsion system [R]. AAS 2013-458.
- [13] KORNFIELD R P, PRAKASH R, DEVEREAUX A S, et al. Verification and validation of the Mars science laboratory/curiosity rover entry, descent, and landing system [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2014, 51(4):1251-1269.
- [14] 刘川, 刘俊, 邱鑫, 等. 火星探测器推进系统初步设想[J]. 火箭推进, 2014, 40(2):44-48.
- LIU C, LIU J, QIU X, et al. Preliminary design of propulsion system for Mars exploration[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(2):44-48.
- [15] 韩泉东, 任建军, 于杭健. 国外深空探测推进技术发展及启示[J]. 火箭推进, 2017, 43(4):1-6.
- HAN Q D, REN J J, YU H J. Development of propulsion technology abroad for deep space exploration and its inspiration[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(4):1-6.
- [16] HUTTON R E, MOORE H J, SCOTT R F, et al. Surface erosion caused on Mars from Viking descent engine plume [J]. The Moon and the Planets, 1980, 23(3):293-305.
- [17] GARVIN J B. Landing induced dust clouds on Venus and Mars[C]//12th Lunar and Planetary Science Conference. Houston:[s. n.], 1981.
- [18] HUSEMAN P, BOMBA J. CFD analysis of terminal descent plume impingement for Mars landers [C]//34th Thermophysics Conference. Denver, CO, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2000.
- [19] BAKER R S, CASILLAS A R, GUERNSEY C S, et al. Mars science laboratory descent-stage integrated propulsion subsystem: development and flight performance [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2014, 51(4):1217-1226.
- [20] CUTTS J A, HAYATI S A, RAPP D, et al. The Mars technology program[C]//6th International Symposium on Artificial Intelligence and Robotics and Automation in Space. Canada:[s. n.], 2001.
- [21] GUERNSEY C S, WEISS J M. Lessons learned from the development of the MSL descent stage propulsion system [R]. AAS 2013-457.
- [22] MIZUKAMI M, YANKURA G, RUST T, et al. Space shuttle 750 psi helium regulator application on Mars science laboratory propulsion[C]//45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Denver, Colorado. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [23] HAGOPIAN M, SAULSBERRY R, MCDUGLE S. NESC independent assessment of pyrovalve ground test anomalies [C]//44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Hartford, CT. Reston, Virginia: AIAA, 2008.
- [24] ANDY E, MARK R, DARLENE L, et al. Mars Science Laboratory descent stage propulsion tubing configuration and design[C]//IEEE Aerospace Conference. Montana: IEEE, 2009.
- [25] CASIANO M J, HULKA J R, YANG V. Liquid-propellant rocket engine throttling: a comprehensive review [J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(5):897-923.
- [26] MORRISEY D C, MAYBEE D C, STAPLES J W, et al. Development of the Titan III transtage ACS hydrazine monopropellant rocket engine modules [C]//5th Propulsion Joint Specialist Conference. Springs, CO, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1969.
- [27] 白云峰, 林庆国, 金盛宇, 等. 过氧化氢单元催化分解火箭发动机研究[J]. 火箭推进, 2006, 32(4):15-20.

- BAI Y F, LIN Q G, JIN S Y, et al. Research on rocket engine using hydrogen peroxide of catalytic decomposition [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2006, 32(4):15-20.
- [28] 刘俊, 刘川. 无毒单元发动机催化燃烧过程可视化试验研究[J]. *导弹与航天运载技术*, 2017(3):45-48.
- [29] 刘俊, 邱鑫, 段德莉. 新型加热器在运载火箭绿色单元发动机上的应用[J]. *上海航天*, 2020, 37(1):113-118.
- [30] YARNOT V C, BREWSTER G T. Life test results for a new 4N (1 lbf) thrust class hydrazine monopropellant engine [C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Atlanta, GA. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [31] 刘昌国, 王子模, 关亮, 等. 一种变比单组元液体火箭发动机推力室:CN 201811649555.3[P]. 2019-04-02.
- [32] 关亮, 王子模, 金盛宇, 等. 单组元液体火箭发动机径向夹套催化床:CN 107143433 B[P]. 2018-10-30.
- [33] 方成鑫, 何勇, 刘忠. 一种肼类小推力单组元发动机的推力室喷注:CN 104265507 B[P]. 2016-06-29.
- [34] PRITCHARD E B. Mars: past, present, and future [M]. Washington DC: AIAA, 1992.
- [35] 刘俊, 李小芳. 600N 单组元推力室的研制[J]. *火箭推进*, 2006, 32(5):12-16.
- LIU J, LI X F. Development of a 600N monopropellant thruster [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2006, 32(5):12-16.
- [36] 刘伟, 胡伟, 周军, 等. 低冰点推进剂 1N 单组元发动机技术研究[J]. *火箭推进*, 2009, 35(5):13-17.
- LIU W, HU W, ZHOU J, et al. Research on 1N monopropellant rocket engine with low freezing point propellant [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2009, 35(5):13-17.
- [37] DAWSON M, BREWSTER G, CONRAD C, et al. Monopropellant hydrazine 700 lbf throttling terminal descent engine for Mars science laboratory [C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Cincinnati, OH. Reston, Virginia: AIAA, 2007.
- [38] DAVID W W, POWELL R, CHEN A, et al. Mars Science Laboratory: entry, descent, and landing system performance [C]//IEEE Aerospace Conference. Montana: IEEE, 2007.
- [39] MCRIGHT P, POPP C, PIERCE C, et al. Confidence testing of shell-405 and S-405 catalysts in a monopropellant hydrazine thruster [C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Tucson, Arizona. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [40] SCHMITZ B, WILLIAMS D, SMITH W, et al. Design and scaling criteria for monopropellant hydrazine rocket engines and gas generators employing shell 405 catalyst [C]//2nd Propulsion Joint Specialist Conference. Colorado Springs, CO, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1966.
- [41] GOTO D, KAGAWA H, HATTORI A, et al. Monopropellant thruster firing test using KC12GA catalyst [C]//3rd European Workshop on Hydrazine. Sardinia: [s. n.], 2004.
- [42] EDWARD J W, WENDY W, BLAKE C, et al. Improving and testing S-405 catalyst [R]. AIAA 2013-1644.
- [43] WUCHERER E J, COOK T, STIEFEL M, et al. Hydrazine catalyst production-sustaining S-405 technology [C]//39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Huntsville, Alabama. Reston, Virginia: AIAA, 2003.
- [44] CUNNINGHAM C R, MORRISEY D C. Viking Mars hydrazine terminal descent engine thermal design considerations [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1977, 14(1):11-18.
- [45] 何永英, 王倩, 杨芳芳. 星用单元肼推力器工作性能分析及飞行验证 [J]. *上海航天*, 2019, 36(S2):56-60.
- [46] 孙威, 方杰, 蔡国飙, 等. N_2O 单组元微推力器性能分析及试验 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2008, 34(12):1469-1472.
- [47] 陈君, 王梦. 单组元推力器毛细管两相流影响分析 [J]. *中国空间科学技术*, 2013, 33(2):47-53.
- [48] MCDEVITT M R, HITT D L. Numerical study of microscale monopropellant fuel injection using two-phase slug formation [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(2):664-673.
- [49] MCDEVITT M R, HITT D L. Enhanced homogeneous catalysis in a monopropellant microthruster [C]//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting. Kissimmee, FL, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2015.
- [50] HINCKEL J N, JORGE J A, NETO T S, et al. Low cost catalysts for hydrazine monopropellant thrusters [C]//45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Denver, CO. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [51] 周汉申. 单组元液体火箭发动机设计与研究 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2009.
- [52] DONALD C M. Historical perspective: Viking Mars lander propulsion [R]. AIAA 1989-2391.