

星球着陆下降发动机及我国登月下降发动机设想

雷娟萍, 马杰, 刘昌波
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘要: 星球着陆下降发动机探测器在外星上进行软着陆时起着关键的作用, 目前我国还没有进行软着陆的成熟的发动机, 对比较典型的月球和火星着陆下降发动机的特点和种类进行总结, 提出了我国着陆下降发动机的方案设想, 为我国着陆下降发动机的研制提供技术支持。

关键词: 着陆探测器; 下降发动机; 变推力发动机

中图分类号: V438-34 **文献标识码:** A **文章编号:** (2010) 05-0001-06

Lander descent engine and assumption of Chinese LMDE

LEI Juan-ping, MA Jie, LIU Chang-bo
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The lander descent propulsion system plays an important role in soft landing of planet explorer. There is no mature soft-landing engine in China nowadays. The typical Lunar excursion descent engine system and Mars explorer descent engine are introduced. The trend of development in this field is pointed out and the assumption of Chinese LMDE is proposed in this paper. It will provide a technical support for Chinese descent propulsion system.

Keywords: landing explorer; descent engine; variable thrust engine

0 引言

随着科学技术的不断进步, 人类对外太空的探索欲望不断增加, 从上个世纪六七十年代开始, 人类就开始对外星球进行探索。到目前为止, 人类探索最多的外星球就是月球和火星。而最直接的探索方法就是通过着陆动力系统使着陆器在外星球上实行软着陆, 对外星球进行探索,

由此可见着陆器下降发动机在整个着陆任务中起着至关重要的作用, 主要对月球和火星探测器典型的着陆下降发动机进行总结, 并对今后的发展趋势进行了展望。

1 行星着陆下降发动机的分类

到目前为止, 着陆下降发动机大致可以分为以下三种:

收稿日期: 2010-03-13; 修回日期: 2010-05-16

基金项目: 中国航天科技集团公司支撑项目

作者简介: 雷娟萍 (1980—), 女, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机系统

1) 变推力发动机

这种发动机是采用一台或几台变推力发动机,为着陆下降阶段提供动力,如美国的阿波罗登月下降发动机、美国海盗号火星探测着陆下降发动机等;

2) 固定推力组合式发动机

这种发动机采用几台固定推力发动机组合,通过脉冲调制来控制每台发动机的工作,以获得着陆过程所需的推力,如美国的凤凰号火星探测器着陆下降发动机;

3) 带节流工况的发动机

这种发动机除了在额定工况工作,还可以在节流工况进行工作,同时,发动机还具有额定工况和节流工况上下小幅度调节推力的能力。如前苏联的登月舱下降动力系统。

功的载人登月工程。登月舱下降发动机的作用是为登月舱从月球轨道减速下降直到在月面上软着陆时提供推力的。登月舱下降发动机采用一台变推力发动机,其额定推力为 46.8 kN,且能够在 10%~60%额定推力之间实现无级变推。在额定推力附近设置了固定节流位置,从而限制了最大推力约为额定推力的 93%;并且,为了使制导控制系统的电压输出最小,实际最小推力约为额定值的 12%。登月舱下降发动机的额定混合比 1.60。登月舱下降发动机的系统和下降发动机如图 1 所示,LMDE 的主要参数如表 1 所示。



图 1 阿波罗下降发动机
Fig. 1 LMDE of Appollo

2 国外典型的着陆下降发动机

2.1 变推力发动机

2.1.1 美国阿波罗飞船登月下降发动机

1961 年 5 月至 1972 年 12 月,美国实施了庞大了阿波罗登月计划,先后 6 次登月成功,共将 12 名宇航员送上月球,这是目前为止人类唯一成

表 1 LMDE 主要性能与结构参数
Tab. 1 Main performance and parameters of LMDE

| 参数 | 数值 | 备注 |
|-----------------------------|-------------------------------------|---|
| 推进剂 | N ₂ O ₄ /A-50 | 推进剂温度 21.1±11.1 ℃(两种推进剂温差小于±5.6 ℃) |
| 真空推力/kN | 46.75 | 推力范围 46.75~4.675 kN,额定工况约 43.85 kN(约 94%) |
| 真空比冲/(m·s ⁻¹) | 2991 | 305 s,额定工况点火 370 s 后,比冲下降约 2 s(喉部烧蚀) |
| 氧化剂流量/(kg·s ⁻¹) | 9.62 | 取 $\rho_o=1.458\text{ g/cm}^3$, $\rho_f=0.888\text{ g/cm}^3$ |
| 燃料流量/(kg·s ⁻¹) | 6.01 | - |
| 混合比 | 1.6 | 额定工况 |
| 燃烧室压力/MPa | 0.73 | 额定工况设计值,随着试车时间的增大逐渐减小 |
| 喷管扩张比 | 54 | 阿波罗 15 号前,面积比为 47.5 |
| 工作时间/s | 1000 | 飞行前热标 90 s+任务时间约 910 s |
| 高度/m | 2.0286 | - |
| 直径/m | 1.524 | - |
| 结构质量/kg | 179 | - |

为了实现推力调节, 可变面积的同轴针栓喷注器通过杠杆与汽蚀文氏管流量调节阀作动器相连, 使其与流量调节阀联动。当进行推力调节时, 调节器根据要求同步地减小推进剂流量调节阀和喷注器的流通面积, 这样当推进剂流量减小时, 喷注速度也能保持不变。在 70% 推力以下, 流量调节阀处于汽蚀状态, 推进剂流量不受下游压力变化的影响。

登月舱下降发动机额定贮箱压力为 1.6 MPa。在固定节流位置, 燃烧室压力约为 0.72 MPa。发动机采用万向常平环组件提供推力矢量控制。

2.1.2 前苏联的无人月球号飞船下降发动机

1963~1966 年, 前苏联用闪电号运载火箭实现了 1.5 t 级的探测器月面软着陆; 1967~1976 年, 用质子号运载火箭实现了 5.7 t 级探测器取样返回。前苏联的 Lunar15~24 无人月球探测器动力系统采用的下降发动机为 KTDU-417, 泵压式推进剂供应系统, 额定推力 7.35~18.92 kN, 室压为 8.3 MPa, 比冲 3089 m/s (314 s), 工作时间 650 s, 下降过程中点火 11 次。其中, Lunar16、Lunar20 及 Lunar24 还成功实现了月球取样返回。

2.1.3 “海盗号”火星探测器下降发动机

1976 年, 美国分别发射了海盗 1 和海盗 2 号探测器对火星进行了探测, 成功地在火星上进行了软着陆, 下降与着陆动力系统由 3 个 (安装于基座的长边, 呈 120°分离布置) 具有 18 个喷管的单组元肼发动机提供动力, 发动机代号为 MR-80, 催化剂采用 Shell-405。发动机采用多喷管结构, 主要目的是为了消除喷管羽流回流区对探测器上仪器的污染, 并避免羽流对着陆点潜在的侵蚀。发动机主要技术指标如表 2 所示。

2.1.4 “火星科学实验室”着陆下降发动机

航空喷气公司和 NASA 喷气推进实验室研制了“火星科学实验室 (MSL)”终端下降发动机, 预计将于 2009 年将 NASA 的火星探测器送到火星表面, 目前由于研发遇到问题, 被迫推迟于 2011 年秋发射, 预计在 2012 年夏登陆火星。为了成功试验探测器在火星上的软着陆, 下降发动机共采用了 8 台大变比火星着陆发动机, 这些发动机将为探测器的姿态控制、减速和悬停提供动

力。发动机代号为 MR-80B, 它是在“海盗号”终端下降发动机的基础上进行改进设计。与“海盗号”终端下降发动机不同的是, MR-80B 发动机采用单喷管结构, 并在“海盗号”的基础上对流量调节阀、催化剂床和部分材料进行了改进, 催化剂也由原来的 Shell-405 改为 S-405。表 3 为 MR-80B 发动机的主要技术指标及实际值比较。

表 2 海盗号着陆器-发动机技术指标

Tab. 2 Specifications of Viking lander capsule-rocket engine

| | |
|-----------------|-------------------------|
| 推力调节范围/N | 276~2838 |
| 入口压力/MPa | 3.3~1.65 |
| 推进剂 | 肼(STM-N ₂ O) |
| 催化剂 | Shell-405 |
| 干重/kg | 7.67 |
| 推力系数 | 1.53 |
| 比冲/s | 205 |
| 发动机高度/mm | 262 |
| 外廓尺寸 | 254 mm 最大部位 |
| 喷管 | 18 个钟型喷管 |
| 膨胀比 | 20:1 |
| 出口角/(°) | 0 |
| 响应(0~100%推力)/ms | 80 |

表 3 MR-80B 发动机的主要技术指标及实际值比较

Tab. 3 Comparison of main specifications and measured values of MR-80B

| | | |
|----------------|----------|---------|
| 技术指标 | 要求值 | 实际值 |
| 推力/N | 400~2998 | 31~3603 |
| 比冲/s | 191~217 | 204~223 |
| 起动次数 | 5 | 7 |
| 工作时间/s | >200 | 350 |
| 推进剂耗量/kg | 155 | 278 |
| 阀门响应时间(90%)/ms | 80 | 50 |

2.1.5 美国重返月球计划的下降发动机

进入 21 世纪后, 中国于 2003 年 3 月 1 日正式启动了探月计划“嫦娥工程”, 首先吹响了世

界探月的号角。随后,世界各航天大国和组织先后提出了各自的探月及载人登月计划,从而掀起了新一轮的探月热潮。从国际形势来看,各国均是先执行无人探月,最终目标都是实现载人登月,并建立永久的月球基地。其中,以美国和俄罗斯的重返月球计划最为引人注目,而美国的下降和上升发动机方案值得其他国家借鉴。

2005年9月19日,美国国家宇航局(NASA)局长迈克尔·格利芬在新闻发布会上正式公布了美国重返月球计划,NASA将于2018年再次实现载人登月,为此,美国在阿波罗飞船的基础上,开始了新型“战神”运载火箭、乘员探索飞行器和新一代月球登陆器的研制。

为了实现重返月球的目标,美国启动了多项关键技术研究,包括登月舱下降/上升发动机。从目前的资料来看,美国新一代登月舱下降发动机采用 LOX/LH_2 发动机,洛克达因公司正在进行“通用可扩展大变比低温发动机”技术研究,在技术成熟的RL-10膨胀循环的基础上进行技术改进,将发动机的推力变比扩大到20:1,目前已经进行了11.4:1推力变比的试验验证。

采用变推力发动机作为着陆下降发动机的主发动机,这种方案使整个动力系统的结构比较简单,比较容易实现,是着陆下降发动机比较理想的选择。早期的变推力发动机一般采用常规推进剂,近年来,无毒低温推进剂由于性能高,对环境无污染,逐渐成为着陆动力系统发展的一种趋势,但低温推进剂的长期储存与热防护、低温发动机的结构与使用非常复杂,还存在许多技术难题需要解决。

2.2 固定推力组合式发动机作为着陆下降发动机

2.2.1 美国通用月球登陆器着陆发动机

通用月球登陆器是美国NASA在上世纪90年代研究的小型低成本无人登月器,能够向月球运送约200 kg的有效载荷。探测器总重约3000 kg,着陆器总重约1200 kg。探测器发动机为双组元统一模式发动机,推进剂为MMH/NTO,主发动机采用7台490 N R-4D发动机,姿控发动机采用8台22 N R-6D发动机。探测器月面下降主减速由7台主发动机稳态工作完成,最终软

着陆由7台主发动机脉冲工作调节冲量完成。

2.2.2 月神探测器着陆发动机

月神探测器是日本1998年发展至今的月球探测器,该计划分为A、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B探测器包括一个着陆器和两个环月小探测器。探测器采用双模式动力系统,推进剂为 $\text{N}_2\text{H}_4/\text{NTO}$ 发动机基本配置为主发动机为1台1700 N双组元发动机,轨道保持和姿态控制为8台1 N单组元发动机和8台40 N双组元发动机。探测器月面下降主减速由1700 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冲量完成。

2.2.3 Hopper探测器着陆发动机

Hopper是美国华盛顿大学在2005年为月球南极采样返回任务提出的探测器方案。探测器总重3329 kg,推进剂总重2328 kg,分为下降级和上升级两部分。探测器采用双组元挤压式发动机,推进剂为 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$ 。下降级发动机主发动机为3台Aerojet R-40B 4 kN固定推力发动机,姿控推力器为4台Aerojet R-6D 10 N推力器,探测器月面主减速由3台主发动机稳态工作完成,最终软着陆由3台主发动机脉冲调节冲量完成。

固定推力发动机组合式发动机着陆下降发动机,可以充分利用现有发动机进行组合,完成着陆下降过程的动力需求,这种方式具有技术相对成熟,研制周期短的优点。但是由于发动机数目较多,整个动力系统比较复杂,布局比较困难,而且这种方式的动力系统还必须解决脉冲对着陆器的冲击影响问题。

2.3 带节流工况的发动机作为着陆下降发动机

前苏联在1959~1976年制定了各种不同的载人登月计划,后来因为美国阿波罗登月的率先成功以及苏联运载载人飞船的N1火箭的连续发射失败而最终放弃。

前苏联的载人登月舱方案与阿波罗登月舱相差较大,其下降和上升发动机采用双重冗余设计,从月面上升时将登月着陆装置抛掉,只将载有宇航员的登月飞船送入月球轨道,与月球轨道飞行器对接返回地球。登月舱的下降和上升发动

机分别为 11D411 (ПД-858) 主发动机和 11D412 (ПД-859) 备份发动机, 备份发动机以双喷管方式, 对称布置在主发动机两侧, 当主发动机出现故障时, 启动备份发动机保障任务的完成, 大大提高了可靠性和安全性。主发动机采用泵压式推进剂供应方案, 额定工况下推力调节范围从 18.14~22.06 kN, 比冲 3089 m/s (315 s), 节流工况的推力调节范围为 5.47~11.35 kN, 比冲 285 s, 发动机起动次数可达 12 次, 实际飞行起动次数 2 次, 发动机性能参数如表 4 所示。

表 4 前苏联载人下降/上升发动机主发动机性能
Tab. 4 Performance of Soviet Union manned descent/ascending propulsion engines

| 发动机代号 | 11D411(ПД-858) | 11D412(ПД-85) |
|---------------------------|-------------------------------------|-------------------------------------|
| 推力室数量 | 1 | 2 |
| 工作方式 | 额定工况 | 节流工况 |
| 真空推力/kN | 20.104 | 20.055 |
| 真空比冲/(m·s ⁻¹) | 3089 | 3060 |
| 混合比 | 2.03 | 2.0 |
| 推力调节范围/% | ±9.8 | ±9.8 |
| 混合比偏差/% | 3 | 3 |
| 燃烧室压力/MPa | 7.85 | 7.85 |
| 工作时间/s | 50+350 | 400 |
| 推进剂 | N ₂ O ₄ /UDMH | N ₂ O ₄ /UDMH |
| 发动机质量/kg | 53 | 57 |
| 发动机高度/mm | 1090 | 1090 |
| 发动机直径/mm | 1102 | 1102 |

这种发动机采用泵压式推进剂供应方式, 整个发动机结构紧凑, 质量较轻, 但推力调节范围十分有限。

高, 将成为新一轮着陆下降发动机发展的趋势。

3 着陆下降发动机发展趋势展望

4 我国的月球着陆下降发动机

通过以上对国外着陆下降发动机的介绍可以看出, 目前国外主要是美国和前苏联掌握了星球软着陆下降发动机的成熟技术。美国的着陆下降发动机多数都采用变推力发动机作为主发动机的方案, 早期的变推力发动机系统无论是无人探测还是载人登月, 一般都为挤压式常规发动机系统, 近几年, 随着新一轮探月高潮的掀起, 美国开始研制大变比低温推进剂膨胀循环变推力发动机来实现载人登月, 由于这种发动机系统采用对环境无污染的无毒低温推进剂, 且发动机性能较

我国对外星球的探索起步比较晚, 2003 年 3 月 1 日, 我国正式启动了探月计划“嫦娥工程”, 计划分“绕、落、回”三部曲完成对月球的探测, 2007 年嫦娥 1 号成功完成了绕月飞行, 嫦娥 3 号计划于 2014 年完成在月面的软着陆。我国探月二期“嫦娥 3 号”着陆下降发动机方案充分借鉴了美国的阿波罗登月下降发动机方案, 采用的是常规推进剂挤压式变推力发动机作为主发动机, 目前变推力发动机正处于研制阶段。
美国重返月球计划提出了采用液氧/液氢低温推进剂的方案, 但是从国外登月舱推进系统的使用和研制情况来看, 载人登月时间一般约为 10

天左右,今后这一时间可能还会进一步延长,目前国内还没有完全掌握液氢的空间贮存技术,要保证液氢至少数天的空间贮存非常困难,因此,认为我国近期载人登月下降发动机采用低温推进剂是不太现实的,比较可行的方案还是采用可贮存推进剂。通过分析认为,我国的载人登月下降发动机可以充分借鉴美国阿波罗登月下降发动机的研制经验,在我国探月二期月球下降变推力发动机研制的基础上,将推力量级和推力调节范围1992 增大,并进行适应性改进,就可以满足载人登月的要求,空间可贮存推进剂下降发动机性能指标见表 5。

表 5 可贮存推进剂下降发动机性能指标
Tab. 5 Main performance of N₂O₄/MMH decent engine

| 参数 | 指标 | 备注 |
|-----------|------------------------------------|---------|
| 推进剂 | N ₂ O ₄ /MMH | 暂定 |
| 推力/kN | 50 | 最大推力,暂定 |
| 比冲/s | 315~320 | 最大推力 |
| 变比 | 10:1 | - |
| 燃烧室压力/MPa | 0.8 | - |
| 喷管面积 | 100 | - |

5 结 束 语

对国内外典型的登月和火星探测器着陆下降发动机进行了全面的了总结,分析了各种着陆下降发动机的优缺点,并提出了我国登月下降发动机的方案设想,希望能为我国着陆下降发动机的研制提供参考。

参考文献:

[1] DAWSON Matt, BREWSTER Gerry, CONRAD Chris, et

al. Monopropellant hydrazine 700 lbf throttling terminal descent engine for mars science laboratory, AIAA 2007-5481[R]. USA:NASA, 2007.

[2] ELVERUM G, STAUDHAMMER P, MILLER J, et al. The descent engine for the lunar module, AIAA 1996-521[R]. USA:NASA, 1996.

[3] DRESSLER G A. Summary of deep throting rocket engines with emphasis on apollo LMDE, AIAA 2006-5220[R]. USA: NASA, 2006.

[4] MCALLISTER J Greg, CAREY Parish. Phoenix landing propulsion system performance, AIAA 2009-5264[R]. USA: NASA, 2009.

[5] MORRISEY D C. Historical perspective: Viking mars lander propulsion[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(2): 320~331.

[6] GILROY R, SACKHEIM R. The lunar module descent engine-a historical perspective, AIAA 1998-2385 [R]. USA: NASA, 1998.

[7] HARDGROVE J, KRIEG W. High performance throttling and pulsing rocket engine, AIAA 1984-1254[R]. USA:NASA, 1984.

[8] GAVITT K, MUELLER T. TRW LCPE 650 Klb_f LOX/LH₂ test results, AIAA 2000-3853 [R]. USA:NASA, 2000.

[9] BOTWIN R. Flight performance of the LM ascent and descent propulsion systems, AIAA 2007-5481 [R]. USA: NASA, 2007.

[10] NORRIS, VERNON D W. Apollo propulsion system performance evaluation, AIAA 1970-0673[R]. USA: NASA, 1970.

[11] 周战锋, 胡春波, 李江, 等. 变推力固体火箭发动机喉栓烧蚀试验研究[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(1): 163~166.

[12] 张小平, 丁丰年, 马杰. 我国载人登月重型运载火箭动力系统探讨[J]. 火箭推进, 2009, 35(2): 11~16.

[13] 龙乐豪. 我国载人登月技术途径探讨[J]. 前沿科学, 2008, 2(8): 29~38.

[14] 佟艳春. 美国重返月球计划 [J]. 导弹与航天运载技术, 2006, 28(2): 27~31.

(编辑: 马 杰)