

载人登月舱下降发动机技术研究

刘昌波, 兰晓辉, 李福云

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 通过对国内外登月舱下降发动机的研究历史及最新进展的综合分析, 提出了我国登月舱下降发动机初步方案: 挤压式系统方案, 重点考虑 N_2O_4/MMH 组合, 也可以考虑 $LOX/煤油$ 组合; 泵压式系统方案, 重点开展 LOX/LCH_4 膨胀循环变推力发动机技术研究。开展载人登月舱下降发动机的技术研究将对我国月球探测、火星探测等工程提供坚实的技术保障。

关键词: 载人登月; 登月舱; 变推力; 下降发动机

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 02-0008-06

Conceptual schemes of China lunar excursion module descent engine

LIU Chang-bo, LAN Xiao-hui, LI Fu-yun

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The conceptual schemes of China lunar excursion module descent engine (LMDE) are presented with the synthetic analysis of the research history and progress of manned LMDEs all over the world. In the pressure-fed scheme, N_2O_4/MMH combination is emphatically considered and $LOX/Kerosene$ combination is all right. In the pump-fed scheme, the technologies of LOX/LCH_4 expander deep throttling rocket engine is explored. It's sure that the success of LMDE development will be helpful to the progress of human exploration of Lunar/Mars and other plans.

Keywords: human exploration of lunar; lunar excursion module; deep throttling; descent engine

0 引言

1961 年 5 月至 1972 年 12 月, 美国实施了庞大的阿波罗登月计划, 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

功的载人登月工程^[1]。前苏联也具备了载人登月能力, 并与美国同时开展了载人登月竞赛, 由于 N1 运载火箭四次发射失败, 整个登月计划被迫下马。进入 21 世纪后, 美国、俄罗斯、中国、欧空局、日本、印度等多个国家或组织提出了各自的月球探测计划, 大家都将载人登月作为自己

收稿日期: 2010-11-13; 修回日期: 2011-01-10

作者简介: 刘昌波 (1979—), 男, 博士研究生, 研究领域为液体火箭发动机设计

的奋斗目标。

2007年10月24日,中国第一颗月球探测卫星“嫦娥一号”成功发射,11月26日,成功传回第一幅月面遥感图片,中国无人探月一期工程圆满成功。2010年10月1日,“嫦娥二号”发射成功,并于10月6日成功进入工作轨道,目前工作状态良好。2020年前,中国还将陆续实现探月工程“落”和“回”的目标。2003年10月15日,中国第一艘载人飞船“神舟五号”成功将中国第一位宇航员送入太空。2005年和2008年,“神舟六号”和“神舟七号”飞船顺利升空。中国载人航天工程取得了举世瞩目的成就,最终将建设长期有人照料的空间试验室。无人探月与载人航天工程有机结合,将为中国载人登月工程奠定坚实的技术基础。本文根据国内外的研究进展,结合中国的技术基础,提出了中国载人登月舱下降发动机初步方案。

1 国内外研究历史及进展

1960年~1970年,美国和前苏联展开了激烈的载人登月竞赛。美国的阿波罗计划成功实现了载人登月,前苏联四次发射N1载人登月火箭失败,最终终止了载人登月项目。

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,并开展了总体方案论证和多项关键技术研究工作。但2010年2月1日,美国宣布暂停重返月球计划。尽管如此,重返月球计划的许多关键技术研究并没有停止。

1.1 阿波罗登月舱下降发动机

阿波罗登月舱下降发动机(LMDE)^[1-4]是美国TRW公司1963年~1967年研制成功的变推力液体火箭发动机。阿波罗登月舱下降发动机采用氦气挤压式供应系统,推进剂 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{A}-50$ 。发动机推力范围46.75 kN~4.675 kN,推力变比10:1,具有双向 $\pm 6^\circ$ 摇摆能力,并能够多次真空起动。

阿波罗登月舱下降发动机采用可变面积流量调节阀实现流量调节,采用可变面积针栓式喷注器控制各工况的喷注压降基本维持不变,从而使

发动机各工况均具有较高的燃烧效率,这是一种典型的“双调”变推力发动机方案。流量调节阀与喷注器之间通过机械杠杆连接在一起,驱动源装在流量调节阀上,这样就节省了一套驱动源,从而使系统变得简单。推力室面积比16:1的前端采用烧蚀冷却方案,整个推力室前端都置于一个整体钛合金壳体内,壳体外面套有隔热罩,隔热罩用不锈钢薄片和玻璃纤维制成,这种热防护方案使得推力室外壁温度只有200℃左右,这样整个推力室前端就有可能完全嵌入探测器内部,从而使下降段更加紧凑;面积比16:1之后采用钼合金辐射冷却方案,而且是可损毁结构,也使下降段结构设计更加紧凑。阿波罗登月舱下降发动机共参加了十次飞行试验,从未因下降发动机故障引起严重的飞行事故。

1.2 前苏联载人月球下降/上升推进系统

前苏联的载人登月舱方案与阿波罗登月舱差别较大,其下降和上升推进系统采用双重冗余设计,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。主发动机为变推力发动机,采用泵压式推进剂供应方案,推力调节范围从25 kN到3 kN,比冲3089 m/s(315 s),发动机起动次数可达12次,实际飞行起动次数2次。1969年~1972年,前苏联4次发射N-1登月运载火箭失败,没有实现载人登月。

1.3 重返月球计划的下降发动机方案

美国重返月球的登月舱方案是新世纪载人登月的典范,充分借鉴了阿波罗登月舱采用下降段/上升段的方案,而推进系统计划全部采用无毒推进剂组合,下降发动机拟采用 LOX/LH_2 推进剂组合(LOX/LCH_4 推进剂组合作为备份方案),相对于20世纪的阿波罗计划具有明显的时代特色。

在重返月球计划中,登月舱下降发动机拟在RL-10发动机的基础上进行改进,推进剂采用

LOX/LH₂ 或 LOX/LCH₄ 两种方案。为此, 普拉特·惠特尼·洛克达因 (PWR) 公司充分借鉴 RL-10 发动机的相关组件, 进行“通用可扩展大变比低温发动机 (CECE)”技术研究, 发动机的推力变比设计为 20:1, 目前已经进行了超过 11.4:1 推力变比的试验验证^[9]。但在推力变比较大时, 推力室出现了较严重的不稳定燃烧现象。重返月球计划暂时终止并没有过大的影响到下降发动机的关键技术研究工作。

2 研制思路

月球没有大气, 在月球上只有依靠下降发动机动力才能实现软着陆。在月球探测器着陆过程中, 推进剂不断消耗, 探测器质量不断减小。为适应探测器质量的变化, 要求下降发动机必须具有大范围变推力能力, 如美国阿波罗登月舱下降发动机的推力变比为 10:1。固体火箭发动机实现推力调节比较复杂^[6], 因此下降发动机一般采用液体推进剂。目前, 我国还没有可用于载人登月的下降发动机, 下面主要根据推进剂的选择来确定我国载人登月舱下降发动机的研制思路。

登月舱下降发动机的推进剂选择与载人登月的任务时间关系密切。如果采用类似阿波罗计划的一次发射方案, 则整个任务周期约 10 天左右; 如果采用多次发射方案, 则根据发射次数的增多, 任务时间也相应地更长。下降发动机在登月舱软着陆时才开始工作, 因此在轨的时间相对也较长, 必须充分考虑推进剂的在轨贮存问题。

目前, 液体火箭发动机常用的航天推进剂有 N₂O₄/肼类常规推进剂、LOX/烃类推进剂和 LOX/LH₂ 推进剂。N₂O₄/肼类常规推进剂属于地面和空间均可贮存推进剂组合, 性能适中, 技术最成熟, 但推进剂组合有毒对载人任务是不利的方面。LOX/LH₂ 推进剂组合性能高, 推进剂无毒无污染, 比较适合于载人任务, 但 LH₂ 的贮存问题比较麻烦。虽然美国有最丰富的 LH₂ 使用经验, 但还是有许多专家对此提出了质疑, 因此建议近期内不选择 LOX/LH₂ 推进剂作为登月舱下降发动机的候选推进剂。LOX/烃类推进剂的性能较高,

无毒无污染, 属于空间可贮存推进剂, 是下降发动机比较理想的推进剂选择。

目前, 在我国, N₂O₄/MMH 属于空间标准推进剂组合, 因此常规可贮存推进剂组合方案选择 N₂O₄/MMH。LOX/烃类推进剂主要有 LOX/煤油和 LOX/LCH₄: LOX/煤油的使用最广泛, 但采用泵压式系统方案时, 要实现发动机大范围推力调节比较困难, 一般推力调节范围小于 3:1; 而采用 LOX/LCH₄ 推进剂组合, 采用膨胀循环泵压式推进剂供应方案, 可以实现大范围的推力调节, 而且相同情况下, LOX/LCH₄ 的性能比 LOX/煤油高约 10 s^[7], 这对空间发动机而言优势较大; 两种推进剂组合的贮存性能相当。

综合分析后认为, 登月舱下降发动机的推进剂方案: 挤压式推进剂供应系统方案, 以 N₂O₄/MMH 常规推进剂为主, 也可以考虑采用 LOX/烃类推进剂 (重点考虑 LOX/煤油组合); 泵压式推进剂供应系统方案, 以 LOX/LCH₄ 膨胀循环泵压式变推力发动机为主。

由于登月舱可以采用固定推力发动机执行主减速, 而只在最后的软着陆过程才使用变推力发动机, 因此, 还有可能使用小范围推力调节的泵压式变推力发动机 (采用常规推进剂或 LOX/煤油推进剂) 完成任务。对小范围推力调节的泵压式变推力发动机, 由于工程实现的方案很多, 研制难度相对较低, 本文将不再赘述, 而只对大范围推力调节的发动机方案进行分析。

3 方案设想

3.1 挤压式系统方案

采用常规推进剂或 LOX/烃类推进, 载人登月舱下降发动机典型的挤压式系统方案见图 1。发动机主要由球形主阀及控制气/液路 (图 1 中未示出)、可变面积汽蚀文氏管流量调节阀及驱动电机、可变面积针栓式喷注器及驱动电机、烧蚀冷却推力室、数控器、总装组件等组成, 如果发动机需要摇摆, 还需要摇摆软管、摇摆机构等组件。载人登月下降发动机系统方案具有如下特点:

- 1) 可变面积流量调节阀和可变面积针栓喷注器组合使用, 流量调节和燃烧控制分开控制, 不仅各工况的推力控制准确, 而且各工况的燃烧性能较高, 是一种非常理想的系统方案, 我国对此方案的变推力发动机进行了深入的研究, 具有良好的技术基础^[1,8];
- 2) 推力室采用单壁辐射冷却方案或烧蚀冷却方案, 对如此大推力的发动机, 国内的研究基础还较弱, 是需要突破的最关键技术;
- 3) 流量调节阀和针栓喷注器分别采用两部电机单独控制, 两个组件就可以按照自己的特性移动而不必考虑关联性, 这样就可以简化流量调节阀和针栓喷注器的设计, 也降低了系统的调试难度, 提高了整个系统的工作可靠性;
- 4) 采用部分气蚀流量调节阀, 有利于降低额定工况下的压力损失, 这样可以提高额定工况的燃烧室压力, 从而提高了整个发动机的性能;
- 5) 采用球形主阀, 使主阀压力损失非常小, 也有利于提高燃烧室压力, 提高发动机性能;
- 6) 相对于登月舱而言, 下降发动机的尺寸较大, 如果需要发动机摇摆, 建议采用环形常平座喉部摇摆的方案, 这样不仅可以使发动机嵌入登月舱中, 还能够减小摇摆机构的质量。

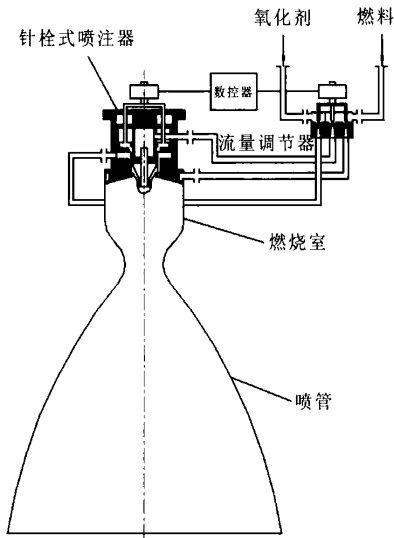


图 1 载人登月下降发动机典型的挤压式系统原理图

Fig. 1 Schematic for typical pressure-fed system of manned LMDE

根据对载人登月任务的初步估算, 登月舱下降发动机为 50 kN 推力量级。表 1 给出了 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$ 挤压式变推力发动机性能参数。

表 1 典型的挤压式变推力发动机性能指标
(采用 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$)

Tab. 1 Performance indexes of pressure-fed deep throttling engine (with $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$)			
参数	指标	单位	备注
推进剂	$\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$	-	暂定
推力	50	kN	最大推力, 暂定
比冲	315 ~ 320	s	最大推力
变比	10:1	-	-
燃烧室压力	0.8	MPa	-
喷管面积比	100	-	-

分析认为, 采用挤压式系统方案的下降发动机, 还需对以下技术进行深入研究:

- 1) 大推力、高性能针栓式喷注器技术研究;
- 2) 针栓喷注器按比例放大 / 缩小技术研究;
- 3) 大推力、高性能、高可靠推力室技术研究;
- 4) 大范围流量调节阀技术研究;
- 5) 推进剂供应系统冗余技术研究。

3.2 泵压式系统方案

由于登月舱下降发动机的推力较大 (50 kN 推力量级), 工作时间较长 (1000 s 量级), 需要发动机提供的总冲量很大。如果采用挤压式推进剂供应方式, 则整个推进系统的规模较大, 而泵压式发动机可以大大提高整个推进系统的综合性能, 根据推进剂选择结果, 泵压式变推力发动机重点研究 LOX/LCH_4 推进剂组合方案。由于 LCH_4 具有良好的冷却性能, 而且试验结果表明 CH_4 的极限结焦温度为 $978\text{ }^\circ\text{C}$ ^[7], 因此 LOX/LCH_4 推进剂组合比较适合用于采用膨胀循环的泵压式推进剂供应系统方案。这样, 可以大大减小增压系统的规模, 有利于减轻整个下降推进系统的重量, 提高整个下降推进系统的综合性能, 从而减小整个载人登月工程的规模。下面对 LOX/LCH_4 泵压式变

推力发动机方案进行详细分析。

1) 推力量级

对 LOX/LCH₄ 推进剂组合, 采用膨胀循环的系统方案时发动机的推力量级不能太大。膨胀循环的发动机方案, 涡轮功率受制于推力室冷却套的出口温度, 即涡轮工质的作功能力受到推力室传热能力的限制, 因此这种发动机方案不适合很大推力的发动机。从 LOX/LCH₄ 膨胀循环发动机的研究情况来看, 50 kN 推力量级适合于采用这种系统方案。如 2004 年普·惠提出了将 RL-10 的 LH₂ 换成 LCH₄ 的发动机方案, 发动机推力 98 kN, 室压 3.45 MPa, 涡轮入口温度 444 K, 在喷管面积比 70 时, 发动机的真空比冲为 353.2 s^[9]; 2004 年法国提出了 150 kN 的 LOX/LCH₄ 膨胀循环方案, 设计燃烧室压力 6.0 MPa, 分析认为采用双涡轮泵的方案最好^[10]; 2006 年普度大学提出了 115 kN LOX/LCH₄ 膨胀循环方案, 燃烧室压力 6.0 MPa, 设计比冲 380 s^[11]。

2) 燃烧室压力

根据初步的推力室传热计算和发动机功率平衡计算结果, 当最大推力工况的燃烧室压力取 6.0 MPa 时, 通过合适的冷却通道设计, 推力室冷却套出口温度可以达到 500 K。因此, 选择燃烧室压力为 6.0 MPa^[12]。

3) 涡轮泵方案

LOX/LCH₄ 泵的转速主要受到泵汽蚀裕度的限制。LCH₄ 泵的净正抽吸压头 (NPSH) 比 LOX 泵的 NPSH 高, 因此 LCH₄ 泵的转速就可以取得更高, 而 LOX 泵的转速则要低一些。如果采用单轴涡轮泵, 泵的转速主要受到 LOX 泵的限制, 转速不能合理地选取。但这种方案结构简单, 而且如果 LOX 泵增加预压泵后, 还可以将转速适当地提高, 因此, 国外提出的固定推力膨胀循环发动机大部分选用这种方案。如果要大范围调节发动机推力, 单轴涡轮泵方案的实施难度很大, 因为要同时保证涡轮泵功率匹配、发动机两路推进剂流量和混合比是非常困难的。如果采用双涡轮泵方案, 则两套涡轮泵均可以按照两种推进剂的特性而选择最佳的工作参数, LCH₄ 路采用高转速涡轮泵, 而 LOX 路采用较低转速的涡轮泵,

此方案降低了涡轮泵的设计难度, 而且发动机变推力调节也非常简单, 可以分别调节两套涡轮泵的转速来调节发动机工况。而且采用两套涡轮泵还有利于发动机自身抵消转动惯量, 减小姿态控制系统的消耗。双涡轮泵方案的缺点是结构复杂。综合分析认为, LOX/LCH₄ 膨胀循环变推力发动机采用双涡轮泵方案更好。

4) 系统方案

根据上面分析确定的发动机系统方案如图 2 所示。LCH₄ 通过泵后压力升高; 经过泵后进入推力室冷却套, 对推力室进行再生冷却, 冷却套出口的推进剂温度升高, 作功能力增强; 从冷却套出来的 GCH₄ 首先进入燃料涡轮作功, 再进入氧化剂涡轮作功, 分别带动燃料和氧化剂泵旋转, 两个涡轮功率通过旁通管路进行调节; LOX 经过泵后直接进入推力室, 与从涡轮出来的 GCH₄ 发生反应, 燃烧产物排出推力室, 发动机产生推力。

LOX/LCH₄ 膨胀循环泵压式变推力发动机系统设计参数如表 2 所示。

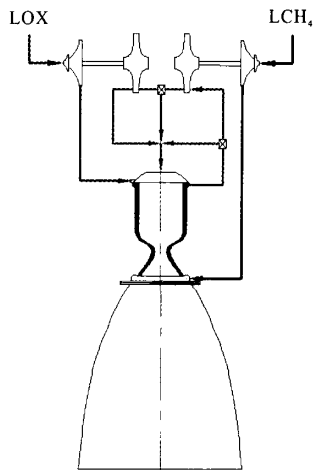


图 2 LOX/LCH₄ 月球下降发动机系统图

Fig. 2 Conceptual pump-fed scheme of LOX/LCH₄ LMDE

分析认为, 还需要对以下技术进行攻关:

1) LOX/LCH₄ 发动机各种混合比下的真空点火技术;

2) 气液可变面积喷注器技术, 确保各工况下均具有高的燃烧效率和良好的工作稳定性、可

靠性;

3) 推力室的再生冷却技术, 既要保证各工况下推力室能够可靠冷却, 特别要防止 CH_4 发生结焦现象, 还应保证发动机功率平衡需求;

4) 大范围流量变化、高性能的泵技术, 应保证大范围流量变化的情况下, 泵仍然具有较高的效率;

5) 大范围流量变化、高性能的涡轮技术, 应能够保证各工况下泵的功率需求;

6) 系统集成技术, 进行发动机整机数值仿真和试验研究, 确定详细的起动、关机和调节过程, 保证发动机在各工况下均具有较高的性能。

表 2 LOX/LCH₄ 泵压式变推力发动机的主要设计参数

Tab. 2 Main design parameters of LOX/LCH₄ deep throttling engine

参数	数值	单位	备注
真空推力	50	kN	最大推力工况
燃烧室压力	6.0	MPa	—
设计比冲	3607.30	m/s(367.84 s)	最大推力工况
推力变化	10:1	—	—
混合比	350	—	—
喷管面积比	300	—	—
LCH ₄ 泵扬程	18	MPa	最大推力工况
LOX 泵扬程	7.8	MPa	最大推力工况

4 结束语

载人登月舱下降发动机是实现载人登月不可缺少的动力装置, 应尽早开展关键技术攻关和工程研制。根据我国的技术基础, 提出了下降发动机初步方案: 挤压式系统方案, 重点考虑 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$ 组合, 也可以考虑 LOX/ 煤油组合; 泵压式系统方案, 重点开展 LOX/LCH₄ 泵压式变推力发动机技术研究。开展登月舱下降发动机技术研究, 将对我国月球探测、火星探测等工程提供

坚实的技术保障。

参考文献:

[1] LIU Chang-bo, LAN Xiao-hui, CHEN Wei. Technology research on variable thrust liquid rocket engine for the lunar explorer [C]// Proceedings of 8th ILEWG Conference On Exploration and Utilization of the Moon. Beijing, China: ILEWG, 2006: 23-27.

[2] DRESSLER G A. Summary of deep throttling rocket engines with emphasis on Apollo, LMDE AIAA 2006-5220 [R]. USA: AIAA, 2006.

[3] Elverum G. Descent engine for the lunar module, AIAA 67-521 [R]. USA: AIAA, 1967.

[4] DRESSLER G A, BAUER J M. TRW pintle engine heritage and performance characteristics, AIAA 2000-3871 [R]. USA: AIAA, 2000.

[5] GIULIANO1 Victor J. CECE: a deep throttling demonstrator cryogenic engine for NASA's lunar lander, AIAA 2007-5480 [R]. USA: AIAA, 2007.

[6] 魏祥庚, 何国强, 李江, 等. 非同轴式喉栓变推力发动机压强响应分析[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(4): 409-412.

[7] SUN Hong-ming. Review of liquid oxygen/methane rocket engine [J]. Jurnal of Rocket Propulsion, 2006, 36 (2): 23-31.

[8] ZHOU Jie. Research on the pintle injector of variable thrust liquid propellant rocket engine [M]. Xi'an: Shaanxi Power Machine Design and Research Institute, 2004.

[9] BROWN C D. Conceptual investigations for a methane-fueled expander rocket engine, AIAA 2004-4210 [R]. USA: AIAA, 2004.

[10] PEMPIE P, BOCCALETTO L. LOX/CH₄ expander upper stage engine [C]// Proceedings of 55th International Astronautical Congress. Vancouver, Canada: IAC, 2004: 111-121.

[11] SCHUFF Reuben. Integrated modeling and analysis for a LOX/methane expander cycle engine: focusing on regenerative cooling jacket design. AIAA 2006-4534 [R]. USA: AIAA, 2006.

[12] 刘昌波, 李福云, 兰晓辉, 林革. LOX/LCH₄ 变推力发动机技术初步研究[J]. 火箭推进, 2010, 36(1): 25-32.

(编辑: 马 杰)