

我国载人登月重型运载火箭动力系统探讨

张小平, 丁丰年, 马 杰

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 月球研究与利用是 21 世纪航天发展的重点之一。根据载人登月的需求, 探讨了我国重型运载火箭及其动力系统的技术途径, 提出研制大推力液氧/烃和液氧/液氢发动机的设想。重点论证了大推力下面级发动机的推进剂组合、动力循环方式及推力量级, 认为该发动机推进剂应选择环保、廉价及高性能的液氧/烃组合, 动力循环方式应采用先进的补燃循环或低成本的燃气发生器循环, 推力应为 4000kN 左右。

关键词: 载人登月; 液体火箭发动机; 推力; 推进剂; 循环方式

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2009) 02-0001-06

Scheme of Chinese manned lunar rocket and its propulsion system

Zhang Xiaoping, Ding Fengnian, Ma Jie

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

Abstract: Research and using of the moon is one of the focuses on aerospace development in 21th century. The technical path of manned lunar heavy launch vehicle in China and its propulsion system is discussed. The concept of developing heavy LOX/hydrocarbon and LOX/LH₂ liquid rocket engines is put forward. The propellant combinations of heavy LOX/hydrocarbon liquid rocket engine, the cycle systems and the thrust level are discussed. The LOX/hydrocarbon propellant combination is chosen for non-toxic low cost and high performance. Advanced staged combustion cycle or low cost gas generator cycle should be chosen and the thrust should be about 4000kN.

Key words: manned lunar excursion; liquid rocket engine; thrust; propellant; cycle system

收稿日期: 2008-10-26; 修回日期: 2009-01-10。

作者简介: 张小平 (1970—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机。

0 引言

月球是距离地球最近的星球，千百年来人类对月球充满了向往和幻想。随着科技的发展，月球能源、资源及其特殊环境的研究与利用，展现出了广阔的前景。几十年来，人类对月球进行了大量研究。20 世纪 60 年代，美国载人登月获得成功，实现了人类历史上的伟大壮举。20 世纪 90 年代以来，掀起了第二轮月球探测的高潮。

2004 年 1 月，我国启动“嫦娥工程”，分为“绕、落、回”（发射月球卫星、月球车着陆和采集样品返回）三步实施。2007 年 11 月，“嫦娥一号”卫星成功实现绕月飞行，揭开了我国月球研究与利用的序幕。月球研究的最终目标是实现载人登月、建立月球基地，开发月球的资源和能源，为此国内有关专家提出了长远的月球规划^[1]，即“探、登、驻”大三步，在月球探测之后，进

一步开展载人登月和建立月球基地。

载人登月和建立月球基地需要高可靠的运载火箭。我国现役和在研的运载火箭能够满足无人月球探测的要求，但是与载人登月和建立月球基地的要求有较大差距。探讨了载人登月的实施途径，提出了重型运载火箭及其动力系统的技术方案，分析了大推力下面级发动机的推力量级、推进剂组合与动力循环方式。

1 国外载人登月计划与重型运载火箭综述

20 世纪 60 年代，美国和前苏联分别实施了“阿波罗”^[2]和“N-1”登月计划^[3]。1969 年 7 月，美国“土星 V”重型运载火箭发射“阿波罗 11”成功实现载人登月；而前苏联则由于“N-1”运载火箭的发动机推力小、动力系统过于复杂，4 次飞行试验全部失败，登月计划被迫取消。

表 1 重型运载火箭主要参数
Tab.1 Parameters of heavy launch vehicles

名称	土星 V	N-1	能源号	航天飞机	战神 5
火箭级数	3	5	1.5	1.5	2.5
起飞推力/kN	33850	45000	34880	28200	46483
起飞质量/t	2950	2841	2400	2040	3350
高度/m	110.6	115	60.3	56.1	116
最大直径/m	10.1	16.8	7.8	8.4	10.0
助推级发动机	~	~	RD-170	SRB	5.5 段式 SRM
助推级推进剂	~	~	液氧/煤油	固体推进剂	固体推进剂
助推级推力/kN	~	~	4×7269	2×11790	2×16014
一子级发动机	F-1	NK-3	RD-0120	SSME	RS-68
一子级推进剂	液氧/煤油	液氧/煤油	液氧/液氢	液氧/液氢	液氧/液氢
一子级推力/kN	5×6770	30×1512	4×1451	3×1670	6×2891
二子级发动机	J-2	NK-43	~	~	J-2X
二子级推进剂	液氧/液氢	液氧/煤油	~	~	液氧/液氢
二子级推力/kN	5×1023	8×1680	~	~	1221
三子级发动机	J-2	NK-31	~	~	~
三子级推进剂	液氧/液氢	液氧/煤油	~	~	~
三子级推力/kN	1×1023	4×392	~	~	~

近年来,美国提出了重返月球计划,俄罗斯提出了新的登月方案,欧洲、日本和印度也均提出了各自的月球计划。

上述登月计划中,“阿波罗”、“N-1”和美国重返月球计划均采用重型运载火箭,分别为“土星 V”、“N-1”和“战神 5”(Ares V),前两者为一次发射进入月球轨道;美国重返月球计划为人货分运,分两次发射载人的大型运载火箭“战神 1”和载货的重型运载火箭“战神 5”,在地球轨道对接后再飞往月球。俄罗斯新的登月方案分 7 次发射,在地球轨道和月球轨道 7 次对接。另外,美国和前苏联研制的航天飞机和“能源”号运载火箭,也可以归为重型运载火箭。

重型运载火箭一般指起飞质量 3000 吨左右,低地球轨道(LEO)运载能力达到 100 吨左右的航天运载器,上述几种重型运载火箭的主要参数

如表 1 所示,其经验和教训主要包括:

(1) 采用大推力发动机,通过减少发动机台数、简化动力系统,提高可靠性;

(2) 采用芯级加助推级的多级构型,并尽量减少级数;

(3) 下面级采用高密度比冲的液氧/烃推进剂或固体推进剂,上面级采用高比冲的液氧/液氢推进剂;

(4) 充分考虑经济性,注重技术继承性。

2 我国载人登月及其重型运载火箭技术途径探讨

载人登月的途径主要包括:

(1) 一次发射重型运载火箭,直接进入奔月或环月轨道(类似“土星 5”和“N-1”);

表 2 我国载人登月火箭几种方案
Tab.2 Several schemes of Chinese manned lunar rockets

名称	方案 A	方案 B	方案 C
火箭级数	三级半	三级半	二级半
起飞质量/kg	2900	2700	2800
起飞推力/kN	35000	32000	34000
起飞推质比	1.23	1.21	1.24
助推级直径/m	5	5	5
助推级发动机	新研制	新研制	新研制
助推级地面推力/kN	4×2×3500	4×4000	4×2×3500
助推级推进剂	液氧/烃	液氧/烃	液氧/烃
一级直径/m	5	8	8
一级发动机	新研制	新研制	新研制
一级推力/kN	2×3500	4×4000	4×1500
一级推进剂	液氧/烃	液氧/烃	液氧/液氢
二级直径/m	5	8	5
二级发动机	YF-100	新研制	新研制
二级真空推力/kN	4×1400	4×1500	1500
二级推进剂	液氧/煤油	液氧/液氢	液氧/液氢
三级直径/m	5	5	~
三级发动机	新研制	新研制	~
三级真空推力/kN	1500	1500	~
三级推进剂	液氧/液氢	液氧/液氢	~

(2) 两次发射重型运载火箭和大型运载火箭, 地球轨道对接 (类似美国“战神1”+“战神5”);

(3) 多次发射大型运载火箭, 地球和月球轨道对接 (类似俄罗斯方案)。

三种方案中, 前两种方案均需要研制重型运载火箭, 研制难度较大, 但方案简单、可靠性高, 并可以满足未来建立月球基地的要求, 技术拓展性好。多次对接方案无需重型运载火箭, 研制难度较小, 但发射周期长, 方案复杂、风险大, 且不利于建立月球基地、月球资源利用等长远发展, 只能“到此一游”。

由于载人登月的意义重大, 不容有失, 应把可靠性放在第一位。因此, 我国载人登月应采用前两种方案中可靠性较高者, 重点考虑“人货分运”的模式, 充分利用技术成熟、可靠性高的大型运载火箭发射宇航员和飞船。

根据载人登月的目标, 重型运载火箭的直径, 可以采用新一代运载火箭的5m直径, 或研制直径8m及更大的箭径。我国重型运载火箭可以采用表2中的几种方案。

3 我国重型运载火箭下面级发动机研究

我国现有和在研的火箭发动机推力偏低, 无法满足重型运载火箭下面级动力系统的要求, 因此应研制下面级大推力发动机。

动力系统是运载火箭重要的组成部分之一, 国外动力系统的研制经费占运载器总研制经费的1/3~1/2, 而且技术风险高、研制难度大, 因此应综合考虑各种因素, 选择符合未来发展趋势的发动机方案。研制大推力火箭发动机, 首先需要解决的问题包括确定推进剂组合、选择推力吨位和动力循环方式等。

3.1 推进剂选择

下面级大推力液体火箭发动机推进剂的发展趋势是液氧/烃, 主要包括液氧/煤油与液氧/甲烷。从性能上比较, 液氧/甲烷的比冲比液氧/煤油高3%, 如图1所示; 但液氧/甲烷的组合密度比液氧/煤油的低约20%, 且甲烷为低温推进剂,

需要增加保温措施, 增加了运载火箭的结构质量。综合比较, 相同规模的运载火箭采用液氧/煤油或液氧/甲烷, 其运载能力非常接近, 液氧/煤油稍高约1%^[3]。

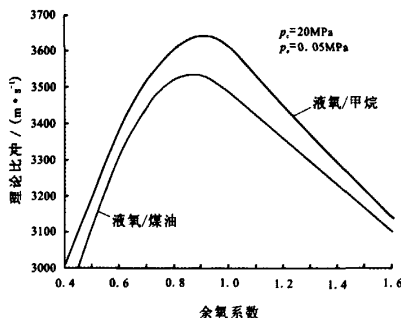


图1 液氧甲烷和液氧煤油的比冲对比

Fig.1 Comparison of LOX/kerosene and LOX/CH₄ specific impulse

从推进剂的来源和成本比较, 液氧、煤油及甲烷均来源广泛、价格低廉。

从技术成熟度比较, 液氧/煤油是目前最成熟的推进剂组合之一, 技术成熟度高, 通过1200kN级发动机的研制, 我国已成功掌握了液氧/煤油补燃循环的先进技术; 液氧/甲烷尚无型号使用经验, 有一定技术风险。

从使用便捷性比较, 煤油为常温推进剂, 更适合一次性运载火箭。

从重复使用特性比较, 甲烷为低温推进剂, 沸点和液氧相近, 关机后无残余, 不需要清除; 甲烷的结焦温度高、粘度低, 有利于解决重复使用推力室的冷却问题; 甲烷在富燃燃烧时碳沉积的速率很低^[4], 液氧/甲烷适用于重复使用的富燃燃气发生器, 而液氧/煤油则存在困难。因此, 甲烷更适合重复使用, 是重复使用运载器最佳的推进剂之一。

综上所述, 液氧/煤油技术成熟, 研制风险较低, 是一次性运载火箭下面级较佳的推进剂组合。但是, 液氧/甲烷比液氧/煤油更有利于重复使用, 是重复使用运载器理想的推进剂, 符合未来的发展趋势。因此, 应在积极开展液氧/甲烷发动机研究的基础上, 合理选择重型运载火箭下面级发动机的推进剂组合^[5]。

3.2 发动机推力选择

液体火箭发动机推力量级的选择应综合考虑发动机的用途、研制难度、生产设备、试车台能力及火箭直径等。

发动机推力越大, 设计难度和对生产试验设备的要求越高, 如 F-1 发动机研制时, 燃烧稳定性曾是困扰研制工作的关键因素, 经过上千次的全尺寸燃烧室试验才确定了合理的喷注器方案。

大推力发动机对涡轮泵的水力试验、吹风试验设备的要求非常高, 如 RD-170 发动机涡轮泵的功率近 200MW, 相当于小型发电站。

发动机推力超过 4000kN 时, 无法在 5m 直径内布置两台, 不利于采用新一代运载火箭技术。

综合考虑上述因素, 结合运载火箭的方案, 我国重型运载火箭下面级大推力发动机的推力可为 3500kN~4000kN。

3.3 动力循环方式选择

对于大推力的液体火箭发动机, 动力循环方式一般包括补燃循环和燃气发生器循环。补燃循环(又称分级燃烧循环)为闭式循环的一种, 经

涡轮做功后的燃气进入燃烧室, 进行再次燃烧, 推进剂的化学能能够充分释放。另外, 补燃循环的一种或两种推进剂全部燃烧为燃气驱动涡轮, 涡轮泵的功率较高, 可以提高燃烧室压力和喷管面积比, 增加发动机的性能、减小喷管尺寸。因此, 补燃循环比燃气发生器循环性能高。补燃循环包括富氧补燃循环、富燃补燃循环及全流量补燃循环^[9]。对于液氧/煤油发动机, 由于煤油在富燃燃烧时积碳严重, 不宜采用富燃燃气发生器, 因此采用富氧燃气发生器的补燃循环较佳。对于液氧/甲烷发动机, 由于富燃燃烧时无积碳, 可以采用上述三种补燃循环的任何一种。

燃气发生器循环发动机工作压力低, 结构质量轻, 生产和试验难度较小, 研制和生产成本较低, 是新型大推力发动机研制的方向之一, 如美国在掌握了 SSME 补燃循环液氧/液氢发动机技术后, 在研制低成本的 RS-68 发动机时选择了燃气发生器循环。因此, 对于液氧/甲烷发动机, 应重点考虑燃气发生器循环。

液氧/煤油和液氧/甲烷两种推进剂与不同推力量级的发动机参数见表 3 和表 4。

表 3 液氧/煤油富氧补燃循环发动机性能参数

Tab.3 Parameters of LOX/kerosene rocket engine with oxygen-rich staged combustion cycle

参数名称		推 力 量 级			
海平面推力/kN	3000	4000	5000	6000	
海平面比冲/(m·s ⁻¹)	2962	2962	2962	2962	
真空推力/kN	3346	4461	5576	6692	
真空比冲/(m·s ⁻¹)	3304	3304	3304	3304	
发动机混合比	2.60	2.60	2.60	2.60	
涡轮功率/MW	57.8	77.1	96.3	115.6	
燃烧室压力/MPa	20.0	20.0	20.0	20.0	
喷管出口外径/mm	2118	2443	2729	2987	
推进剂组合密度/(kg·m ⁻³)	1035	1035	1035	1035	

表 4 液氧/甲烷燃气发生器循环发动机性能参数
Tab.4 Parameters of LOX/ methane rocket engine with gas generator cycle

参数名称	推 力 量 级			
海平面推力/kN	3000	4000	5000	6000
海平面比冲/(m·s ⁻¹)	2781	2781	2781	2781
真空推力/kN	3421	4562	5702	6842
真空比冲/(m·s ⁻¹)	3172	3172	3172	3172
发动机混合比	2.88	2.88	2.88	2.88
涡轮功率/MW	27.16	36.22	45.24	54.31
燃烧室压力/MPa	10.0	10.0	10.0	10.0
喷管出口外径/mm	2336	2695	3011	3296
推进剂组合密度/(kg·m ⁻³)	796	796	796	796

4 结 论

(1) 月球研究与利用是 21 世纪人类航天活动的重点，我国应开展载人登月重型运载火箭动力系统研究。

(2) 我国载人登月可采用“人货分运”模式，充分利用成熟的大型运载火箭和飞船，并重点研制重型运载火箭。

(3) 重型运载火箭可以为 5m 或 8m 直径的三级半构型，采用 4000kN 级液氧/烃发动机和 1500kN 级液氧/液氢发动机。

(4) 我国重型运载火箭下面级大推力发动机应采用环保、廉价、高性能的液氧/煤油或液氧/甲烷推进剂，其中液氧/煤油发动机动力循环方式应为富氧补燃循环，液氧/甲烷发动机动力循环方式可重点考虑燃气发生器循环。

参考文献：

[1] 绕月探测工程总指挥栾恩杰介绍我国的月球探测工程

[J]. 中国航天, 2005, (10): 8-9.

[2] John P McMillan, Lynn M Stodghill, Charles P Vick. An Investigation into the Causes of the Soviet N-1 Moon Rocket Failures [R]. AIAA99-31445.

[3] Holger Burkhardt, Martin Sippel, Armin Herbertz. Comparative Study of Kerosene and Methane Propellant Engines for Reusable Liquid Booster Stages [C]. 4th International Conference on Launcher Technology, 2002.

[4] Hernandez R. Crabon Deposition Characteristics of LO₂/HC Propellants[R]. AIAA 87-1855.

[5] 孙宏明. 液氧/甲烷发动机评述[J].火箭推进, 2006, 32(2): 23-31.

[6] 王鹏武. 全流量补燃循环液氧/甲烷发动机系统分析[J]. 火箭推进, 2004, 30(6): 15-18.

[7] 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.

[8] 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.

[9] 马建兴, 李伯仲, 钟华 编译. 载人登月飞行[J]. 国防科学参考, 1995, 16(3): 87-105.

(编辑：马 杰)