固液推进技术在载人登月中的应用

朱 浩 田 辉 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 通过对世界主要航天国家和地区新世纪载人登月计划的研究、美国“阿波罗”飞船登月舱动力系统的详细分析,基于固液推进技术的特点,利用遗传算法开展了固液火箭发动机替代“阿波罗”登月舱下降级和上升级液体火箭发动机方案的优化设计,并对两者在功能、质量、体积和推进剂特性上进行了对比分析. 结果表明固液推进技术在载人登月以及深空探测中具有良好的应用优势和前景.

关 键 词: 固液推进技术; 载人登月; 优化设计

中图分类号: V 436

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)04-0487-04

Application of hybrid rocket motor on manned lunar landing

Zhu Hao Tian Hui Cai Guobiao

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A primary optimal design of manned lunar ship with hybrid propulsion system was proposed. After researching on the manned lunar plans of the main space industry countries and regions and analysis of “Apollo” lunar module, based on hybrid rocket motor system design model, a genetic arithmetic was used to optimize the hybrid rocket motors substituting the descent and ascent liquid rocket motors of “Apollo” lunar module. The comparison and analysis of their function, mass, volume and propellant characteristics show that it has great advantages and application prospect for hybrid propulsion technology to be used in manned lunar ship and deep space exploration.

Key words: hybrid rocket motor; manned lunar landing; optimal design

美国“阿波罗”载人登月工程的壮举是人类航天史上的一大里程碑,对美国的航天技术乃至所有高端科学技术都产生了巨大的促进作用,意义重大. 正因如此,进入新世纪后,世界主要航天国家和地区都提出了自己新的载人登月规划,以促进科学技术和国民经济的发展[1]. 随着航天技术的不断发展,我国也提出了“绕、落、回”三步走的探月规划,探月一期任务已圆满完成,探月二期正在积极实施,载人登月的计划也在积极讨论中.

在所有载人登月工程中,登月飞船的研制是其中至关重要的环节. 由于月球不存在大气,因此需要变推力制动发动机实现软着陆,同时也需要安全稳定工作的上升发动机将登月舱送回绕月轨道. 事实证明,美国“阿波罗”飞船登月舱的推进系统满足了载人登月和返回的要求[2],但其采用的四氧化二氮/混肼50 推进剂[3]是一种对宇航员具有潜在威胁的有毒推进剂,也给空间环境带来了一定的污染. 固液火箭发动机是一种采用固体燃料和液体氧化剂的发动机,相对液体火箭发动机,其结构简单,保障简易;相对固体火箭发动机,其比冲高,可长时间工作、推力调节和多次启动. 固液火箭发动机使用的推进剂组合丰富,目前多采用高浓度过氧化氢、液氧、氧化亚氮等氧化剂和丁羟、石蜡等燃料的无毒推进剂组合[4],所以固

收稿日期: 2011-12-21; **网络出版时间**: 2012-04-20 09:19

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120420.0919.020.html

基金项目: 国家 863 基金资助项目(2010AA)

作者简介: 朱 浩(1983 -),男,河北保定人,zhuhao@sa.buaa.edu.cn.

液火箭发动机是载人登月飞船动力系统的良好候选方案.

1 固液火箭发动机的特点

固液火箭发动机是采用液体氧化剂和固体燃料的混合火箭发动机,主要由液体氧化剂输送系统和发动机主体系统组成,其典型工作过程如图 1 所示:发动机启动时,增压气瓶后的阀门打开,增压气体通过减压器进入贮箱;主阀打开后,贮箱内的氧化剂被挤入喷注器,液体组元碎裂为液滴,进入固体药柱的通道. 通道表面形成的气体与通道内的液体组元混合燃烧,燃烧产物流经喷管向外喷出,从而产生推力.

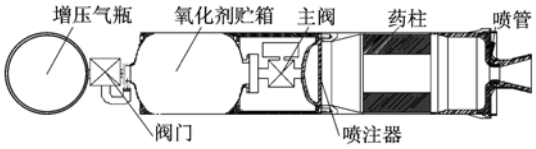

图 1 固液火箭发动机结构

由于燃料和氧化剂分别采用不同状态的物质,因而它的燃烧与单纯的固体或液体火箭发动机不同[5],其燃烧主要发生在边界层中,受扩散控制;火焰中的氧燃比沿燃料通道的长度不断降低. 这种特性使固液火箭发动机具有一些不同的特点,包括:安全性好、容易进行推力调节、易关机和重新启动、推进剂能量较高、环保性好、药柱稳定性好、温度敏感性低、经济性好、燃速较低等.

自 20 世纪 30 年代的试验研究开始,固液火箭发动机的已有约 80 年的发展历史. 20 世纪 80 年代中期,一方面由于商业竞争的日趋激烈,低成本火箭的发展显得格外重要;另一方面,“挑战者”号航天飞机和“大力神”III 运载火箭的固体助推器出现故障引起爆炸,固液推进技术得到了 NASA 的关注,从而使固液火箭发动机的研究日益增强. 目前固液推进技术已经成功应用于多种飞行器,其中以“太空船 1 号”(图 2)为代表的亚轨道载人商业飞行器影响最为广泛,这充分证明了固液推进技术在载人飞行中的广泛的应用前景.



图 2 “太空船一号”

2 “阿波罗”登月舱动力系统

“阿波罗”飞船登月舱质量约为 14 t,直径 4.3 m,其中下降级发动机高约 4 m,上升级发动机高约 2.8 m. 下降级由下降级发动机、4 条着陆腿和 4 个仪器舱组成,用于从月球轨道降落到月面,能把两名宇航员送到月球上. 上升级为登月舱主体,由上升级发动机、航天员座舱、仪器舱和控制系统组成. 在登月过程中,两名航天员在这里生活和工作,完成任务后乘上升级返回环月轨道与指挥舱会合[6].

2.1 下降级发动机

“阿波罗”登月舱下降级发动机是采用氦气挤压式供应系统、单推力室的液体火箭发动机,推进剂为四氧化二氮和混肼 50(50% 肼/50% 偏二甲肼),结构如图 3 所示,其输送系统由一个高压气瓶和 4 个采用椭球形封头的筒形推进剂贮箱(氧化剂和燃料贮箱各两个)组成[7];推力室由喷注器、燃烧室和喷管延伸段组成,喷管延伸段从扩张比 16 到 54(“阿波罗”15 前发动机采用扩张比为 47.5 的喷管). 喷管延伸段由铌合金制成,并涂有以氧化铝为基体的防热涂层,可在 100% 至 10% 范围内进行推力调节,并且在小推力工况下能够稳定燃烧.

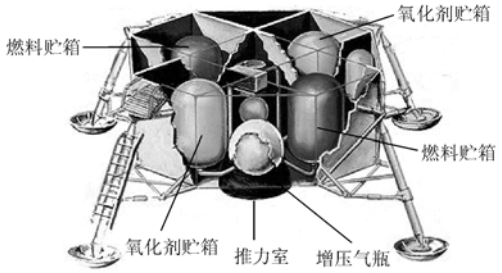

图 3 “阿波罗”登月舱下降级

2.2 上升级发动机

“阿波罗”登月舱上升级发动机采用的也是液体火箭发动机,为登月舱从月表返回和从近月轨道离轨提供推力,发动机由美国洛克达因公司于 1967 至 1968 年研制,推进剂与下降级发动机相同,采用氦气挤压式供应系统,发动机可启动 35 次,不能进行推力调节. 整机由输送系统、推力室等组成,其中输送系统由两个高压气瓶和两个球形贮箱(氧化剂和燃料各一个)组成[8],具体结构布局如图 4 所示.

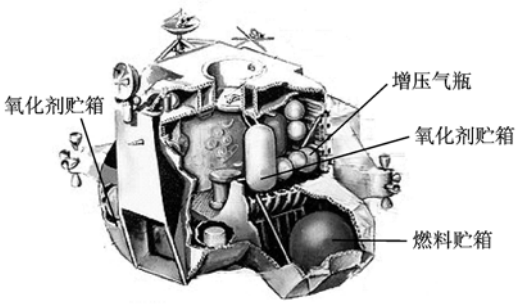

图 4　阿波罗登月舱上升级

3　固液火箭发动机初步方案

根据“阿波罗”登月舱下降级和上升级发动机的性能参数,结合固液推进技术的特点,本文提出了应用固液火箭发动机替代“阿波罗”登月舱原液体火箭发动机的初步设计方案. 方案中采用常温的 98% 过氧化氢/丁羟基推进剂组合,能量较高且无毒无污染,其真空比冲 I_s 和绝热燃烧温度 T_f 随氧燃比变化的曲线如图 5 所示(扩张比 50,燃烧室压强 1.5 MPa);采用星形内孔装药,潜入式喷管,喷管扩张半角 20°.

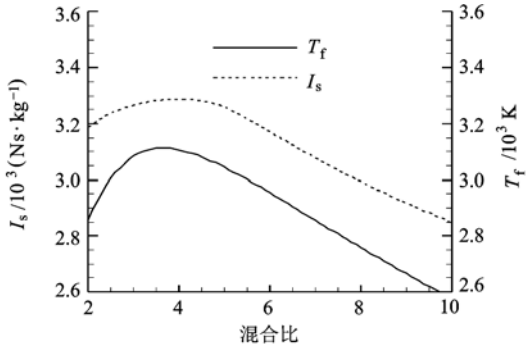

图 5　过氧化氢(浓度 98%)/丁羟基推进剂组合性能

3.1　方案设计模型和方法

固液火箭发动机的总冲、质量、尺寸等性能参数可近似表示为药柱初始截面尺寸、燃烧室压强、喷管扩张比、初始氧燃比等设计参数的数学函数,系统仿真具体过程见文献[9]. 由于设计参数中同时含有连续变量和离散变量(星形内孔药柱的星角数),所以本文采用遗传算法,开展应用于载人登月上升级与下降级的固液火箭发动机优化设计,得到满足总冲要求,且起飞质量最小的设计方案.

3.2　下降级发动机方案

下降级发动机主要完成两项工作:①使登月舱脱离绕月轨道;②要保证登月舱安全软着陆. “阿波罗”登月舱下降级发动机工作时首先以 10% 的最大推力工况启动,工作约 26 s 后,再以最大推力工况工作 7 s 后关机,脱离绕月轨道;停机约一小时进入月表制动着陆程序[7],具体如图 6 所示. 由此可见,下降级发动机需长时间工作,根据下降速度和位置不断调整推力,以实现下降过程的平稳制动,保证宇航员和登月舱仪器设备的安全. 在设计的固液下降级发动机方案中,保证其提供相当于“阿波罗”登月舱下降级发动机工作全程的比冲. 设计的固液方案与原液体方案的主要参数对比如表 1 所示,固液方案的推力室如图 7 所示.

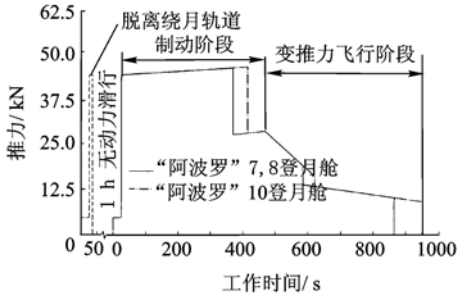

图 6　“阿波罗”登月舱下降级发动机推力调节程序

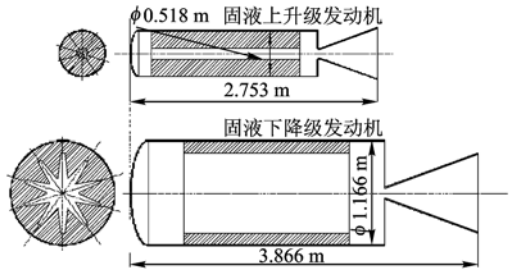

图 7　固液登月舱动力系统方案的推力室结构尺寸

3.3　上升级发动机方案

上升级发动机是“阿波罗”飞船中功能最为简单的发动机,也是唯一没有备份的发动机[10]. 在设计的固液上升级发动机方案中,保证其提供相当于“阿波罗”登月舱上升级发动机工作全程的比冲. 设计的固液方案主要参数与原液体方案的对比如表 1 所示,固液方案的推力室见图 7.

表 1　固液方案与原液体方案主要性能对比

性能	总冲/10^3 kNs	比冲/(Ns·kg^{-1})	平均推力/kN	工作时间/s	扩张比	燃烧室压强/MPa	贮箱压强/MPa	混合比(氧燃比)
液体下降级	26.45	2991	29.07	910	54	0.73	1.5	1.60
固液下降级	26.45	3049	27.85	950	54	1.5*	2.0	4.85
液体上升级	7.63	3038	15.6	490	46	0.8	1.5	1.60
固液上升级	7.63	2998	14	544	46	1.5*	2.0	5.82

* 固液方案的燃烧室压强是指发动机工作过程的最大值.

4 载人登月固液动力方案的分析

由于未发现有关“阿波罗”登月舱下降级和上升级发动机推进剂、贮箱质量及尺寸的相关文献,为便于比较,其推进剂质量和体积由总冲、比冲和密度求得,进而由第 3 强度理论等求得其贮箱质量和尺寸. 固液方案的贮箱设计同样采用上述计算方法,以便于比较. 因无原液体发动机输送系统中气瓶参数的相关文献,且挤压系统中气瓶所占体积和质量相对很小,所以假定固液方案与原液体方案的气瓶参数相同.

4.1 功能对比

通过调节液体氧化剂的流量,控制液体管路的开关,固液火箭发动机即可实现推力调节和多次启动,其原理与液体火箭发动机基本相同. 美国于上世纪 70 年代研制并装备的固液动力巡航靶标 HAST,其推力调节能力已达到 10∶1[11];近期普渡大学开展的固液火箭发动机推力调节和多次启动的试验研究中,其推力调节能力也达到10∶1,且发动机工作可靠[12];目前液体流量调节和控制技术成熟可靠,因此,固液火箭发动机实现大推力比调节和多次启动的可行性很高,完全可以达到液体火箭发动机的相同功能.

4.2 体积对比

按照前述计算方法,固液方案与原液体方案的体积参数对比如表 2 所示. 由表 1 可知,相同扩张比下,固液方案的比冲与原液体方案相当,下降级的甚至更高一些. 因此,固液方案的推进剂质量与原液体方案相当甚至更好. 由于含有固体燃料,固液方案的推力室长于原液体方案,导致推力室体积较大. 但一方面固液推力室长度小于原舱段高度,在飞船中有充足的安置空间;另一方面,固液方案液体氧化剂的密度大于原液体推进剂,且燃料已置于燃烧室中,所以固液方案的贮箱体积远小于原液体方案. 综合上述因素,固液方案发动机系统所占总体积要小于原液体方案,其中下降级发动机体积减少约 8.3%,上升级发动机体积减少约 13.8%.

表 2 不同方案体积参数 m^3

部件	液体下降级	固液下降级	液体上升级	固液上升级
贮箱	7.663	4.124	2.175	1.508
推力室	1.472	4.252	0.246	0.580
总体积	9.135	8.376	2.421	2.088

4.3 质量对比

按照前述计算方法,固液方案与原液体方案的质量参数对比如表 3 所示. 相对原液体方案,固液方案的推力室因装载燃料体积较大导致质量较大;固液贮箱压强较高,但由于贮箱体积远小于原液体方案,所以贮箱质量较小;两者推进剂质量相当. 虽然固液方案总质量要比原方案稍大,但实际上,固液火箭发动机只有一套液体输送系统,其阀门管路质量要小于液体方案. 综合而言,在实际质量特性上,固液方案与原液体方案相当甚至更好.

表 3 不同方案质量参数 kg

部件	液体下降级	固液下降级	液体上升级	固液上升级
氧化剂	5444	7194	1545	2172
燃料	3402	1484	966	373
推力室	168	315	78	93
贮箱	754	729	260	234
总质量	9768	9722	2849	2872

4.4 推进剂对比

两种方案所用推进剂组合的基本特性如表 4 所示. 可见,固液方案所用的 98% 过氧化氢/丁羟基推进剂组合不但无毒,而且密度高、能量特性好. “阿波罗”登月舱发动机所用推进剂为四氧化二氮/混肼 50,都是有剧毒的化学物质,对航天员生命安全构成了巨大的潜在威胁,且污染了太空环境. 所以,在推进剂方面,固液火箭发动机有较大优势.

表 4 不同方案推进剂参数

方案	物性	
	氧化剂	燃料
液体方案	四氧化二氮,密度为 1419 kg/m^3,剧毒	混肼 50,密度为 889 kg/m^3,剧毒
固液方案	98% 过氧化氢,密度为 1440 kg/m^3,无毒	丁羟基,密度为 1218 kg/m^3,无毒

综上所述,固液推进方案在原理上基本可以达到液体火箭发动机的所有功能,在体积和质量特性上要优于原方案,同时其广泛采用无毒常温推进剂组合,非常符合当前空间推进发动机的发展方向. 所以,固液推进技术不仅可以应用到载人登月,也可推广应用到火星、小行星等的深空探测中. 在空间推进应用中,固液推进技术有着巨大潜力和广泛前景.

5 结 论

通过对当前各国载人登月计划的阐述及美国“阿波罗”飞船登月舱的详细分析,基于固液推进技术的优势,提出了固液火箭发动机应用于登月舱的设计方案,得到以下结论:

1) 固液火箭发动机在原理上基本可以达到液体火箭发动机的所有功能;

(下转第 496 页)

[2] 韦立登,向茂生,吴一戎. POS 数据在机载干涉 SAR 运动补偿中的应用[J]. 遥感技术与应用,2007,22(2):188 - 194
Wei Lideng, Xiang Maosheng, Wu Yirong. POS data using for motion compensation of airborne inSAR[J]. Remote Sensing Technology and Application, 2007, 22(2): 188 - 194(in Chinese)

[3] Hong H S, Lee J G, Park C G. Performance improvement of in-flight alignment for autonomous vehicle under large initial heading error[C]//IEE Proceedings of Radar Sonar Navigation. USA, NJ: IEE, 2004, 151(1): 57 - 62

[4] El-Sheimy N, Nassar S, Noureldin A. Wavelet de-noising for IMU alignment[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2004, 19(10): 32 - 39

[5] Ahn H S, Won C H. Fast alignment using rotation vector and adaptive Kalman filter[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2006, 42(1): 70 - 83

[6] 万德钧,房建成. 惯性导航初始对准[M]. 南京:东南大学出版社,1998:152 - 155
Wan Dejun, Fang Jiancheng. Initial alignment of inertial navigation[M]. Nanjing: Southeast University Press, 1998: 152 - 155(in Chinese)

[7] Lee J G. Multi-position alignment of strapdown inertial navigation system[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1993, 29(4): 1323 - 1328

[8] Chung D, Lee J G, Park C G, et al. Strapdown INS error model for multiposition alignment[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1996, 32(4): 1362 - 1366

[9] 王新龙,申亮亮,马闪. 摇摆基座 SINS 快速精确传递对准方法[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(6):728 - 731
Wang Xinlong, Shen Liangliang, Ma Shan. Transfer alignment of strapdown inertial navigation systems on rolling bases[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(6): 728 - 731 (in Chinese)

[10] 孙昌跃,王司,邓正隆. 舰载武器惯导系统对准综述[J]. 中国惯性技术学报,2005,13(3):81 - 88
Sun Changyue, Wang Si, Deng Zhenglong. Review on alignment of ship-launched weapon INS[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2005, 13(3): 81 - 88(in Chinese)

[11] 王司,邓正隆. 基于 H_∞ 与 Kalman 联合滤波的二次快速传递对准方法研究[J]. 宇航学报,2006,27(6):1266 - 1270
Wang Si, Deng Zhenglong. Study on an approach to two time rapid transfer alignments based on H_∞ filtering associated with Kalman filtering[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(6): 1266 - 1270(in Chinese)

[12] Zhao Lin, Gao Wei, Li Pu, et al. The study on transfer alignment for SINS on dynamic base[C]//IEEE International Conference on Mechatronics & Automation. USA, NJ: IEEE, 2005: 1318 - 1322

[13] 解春明,赵剡,王纪南. 传递对准中机翼弹性变形建模与滤波处理[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(8):931 - 935
Xie Chunming, Zhao Yan, Wang Jinan. Modeling of wing flexure and filtering solution in transfer alignment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(8): 931 - 935(in Chinese)

(编 辑:刘登敏)

(上接第 490 页)

2) 固液火箭发动机在体积特性上相对“阿波罗”登月舱液体火箭发动机有较大优势;

3) 固液火箭发动机在质量特性上与“阿波罗”登月舱液体火箭发动机相当甚至更好;

4) 固液推进系统在无毒推进剂方面存在很大优势;

5) 固液推进技术在深空探测应用上也有着巨大潜力和广泛前景.

参考文献 (References)

[1] 管春磊,周鹏,强静. 国外载人登月发展趋势分析[J]. 国际太空,2009,4:22 - 28
Guan Chunlei, Zhou Peng, Qiang Jing. Abroad manned lunar landing development[J]. International Space, 2009, 4: 22 - 28(in Chinese)

[2] Botwin R. Flight performance of the LM ascent and descent [R]. AIAA 70 - 673, 1970

[3] Apollo program summary report[R]. NASA-L B Johnson Space Center, Report JSC-09423, 1975

[4] Paul N E, George R W. Hybrid rocket motor propellant selection alternatives[R]. AIAA 92 - 3592, 1992

[5] Sutton G P. Rocket propulsion elements: an introduction to the engineering of rockets[M]. 5th ed. New York: Wiley, 1986: 168 - 175, 292 - 302

[6] Kelly T J. Manned lunar lander design: the project apollo lunar module(LM)[R]. AIAA 92 - 1480, 992

[7] Elverum G, Staudhammer P, Miller J, et al. The descent engine for the lunar module[R]. AIAA 67 - 521, 1967

[8] Norris J D, Vernon D W. Apollo propulsion-system performance evaluation[R]. AIAA 68 - 586, 1968

[9] 饶大林,郑赟韬,李新田,等. 固液混合火箭发动机仿真与优化设计[J]. 推进技术,2010,31(5):513 - 518
Rao Dalin, Zheng Yuntao, Li Xintian, et al. Simulation and optimization design of hybrid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(5): 513 - 518(in Chinese)

[10] Harmon T J. Apollo lunar module ascent propulsion-No second chance[R]. AIAA 92 - 3125, 1992

[11] Mead F B, Early developments in hybrid propulsion technology at the air force rocket propulsion laboratory[R]. AIAA 95 - 2946, 1995

[12] Austin B L, Heister S D, Dambach E M, et al. Variable thrust, multiple start hybrid motor solutions for missile and space applications[R]. AIAA 2010 - 7121, 2010

(编 辑:张 嵘)