

登月舱用深度变推下降级发动机系统方案研究

刘登丰, 黄仕启, 周 伟
(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 在我国的载人登月技术方案中, 为实现软着陆, 登月舱需要一种大推力、高性能、多次起动, 能够大范围变推力的泵压式发动机。通过研究国外登月用下降级发动机技术发展现状和趋势, 基于我国氢氧发动机和低温推进剂空间贮存水平, 进行了深度变推发动机的系统方案研究; 通过分析比对燃气发生器循环和膨胀循环系统优缺点, 确定发动机系统方案为涡轮串联闭式膨胀循环; 采用空间可长时间贮存的液氧/甲烷推进剂组合, 可满足任务周期要求; 根据推力深度调节时对各组合件性能要求, 确定喷注器燃烧稳定技术和燃烧室身部传热技术是深度变推发动机研制的核心关键技术。

关键词: 登月舱; 深度变推; 膨胀循环; 液氧甲烷发动机

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 04-0022-07

System study of deep throttling descent rocket engine for lunar lander

LIU Deng-feng, HUANG Shi-qi, ZHOU Wei
(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: A lunar lander descent engine with throttle-ability, high thrust, high performance and restart capability is needed for manned lunar landing mission in the scheme demonstration. According to the present state and trend of descent engines in other countries, based on the technology of Chinese LH₂/LOX rocket engine and the space storage level of cryogenic propellant in orbit, the system study of deep throttling rocket engine was carried out. The characteristics of expander and generator cycle engines were analyzed. The turbo-series close expander cycle engine was demonstrated as the engine system scheme. It is pointed out that the CH₄/LOX propellant which can be stored in space for a long period can satisfy the requirements in mission period. According to the performance requirements of each assembling unit while the thrust is adjusted deeply, the combustion stability technology of injector and the heat transfer technology of combustor body are identified as the key ones for deep throttling engine development.

Keywords: lunar module; deep throttling; expander cycle; CH₄/LOX rocket engine

收稿日期: 2013-11-22; 修回日期: 2014-02-03.

基金项目: 中国航天科技集团公司支撑项目(2010JY27)

作者简介: 刘登丰 (1980—), 男, 高级工程师, 研究领域为低温上面级发动机系统

0 引言

根据我国载人登月下降级软着陆要求,需要一种高性能、多次起动,能够 10:1 大范围变推力的泵压式发动机,而泵压式发动机系统实现推力 10:1 范围调节的技术难度很大,目前尚没有可实际借鉴的技术。同时,受火箭运载能力限制,我国载人登月任务周期将较长,低温液氢推进剂长时间在轨蒸发量控制技术不能满足任务要求,液氧和甲烷沸点分别为 90 K 和 112 K,相较于液氢的 20 K 而言具有先天的贮存优势,有效降低推进剂在轨蒸发量控制技术难度,因此需选取液氧甲烷作为下降级发动机推进剂。

对美国阿波罗下降级 LMDE 和星座计划登月舱下降级发动机的研究表明,深度变推发动机研制的难点在于燃烧室喷注器燃烧稳定技术和身部两相流传热技术^[1-3]。同时,结合我国低温推进剂长时间在轨贮存水平,本文对载人登月用下降级液氧甲烷膨胀循环发动机系统方案进行研究,对

燃气发生器循环和膨胀循环系统进行分析比对,并根据推力深度调节时对各组合件性能要求,确定发动机研制的核心关键技术。

1 国外登月下降级发动机

1.1 阿波罗下降级 LMDE

美国阿波罗计划采取的是一次发射的月球轨道交会法,其服务舱主发动机、登月舱下降和上升发动机都是挤压式发动机,使用的是常规可贮存四氧化二氮和混肼自燃推进剂组合,确保了发动机多次点火起动工作的高可靠性和推进剂长时间在轨的可贮存性。

美国“阿波罗”飞船登月舱从月球轨道降落时用 LMDE 发动机进行减速和制动,直至在月球表面上软着陆。发动机推进剂为四氧化二氮和混肼 50,采用氦气挤压式供应系统,能在 10:1 的范围内调节推力,能双向摇摆 $\pm 6^\circ$,并能多次启动。发动机的主要性能与结构参数见表 1 所示^[1-2]。

表 1 LMDE 发动机主要性能与结构参数

Tab. 1 Primary performances and configuration parameters of LMDE

参数	数值	
推进剂	N ₂ O ₄ /A-50	推进剂温度 21.1±11.1 °C (两种推进剂温差小于±5.6 °C)
真空推力/kN	46.75	推力范围 46.75~4.675 kN,额定工况约 43.85 kN
真空比冲/(m·s ⁻¹)	2 991	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	/
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
喷管面积比	54	阿波罗 15 号前,面积比为 47.5
工作时间/s	1 000	飞行前热标 90 s,任务时间约 910 s
高度/m	2.028 6	/
直径/m	1.524	/
结构质量/kg	179	/

发动机采用了双可变截面气蚀文氏管流量控制阀与可变截面喷注器机械式连在一起的机构,当进行推力调节时,调节器根据要求同步减小推

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。

该喷注器中央是一个同轴针栓状的双组元喷雾器,氧化剂通过36个可变截面积孔向外辐射喷出^[2]。燃料进入喷注器前分成两股,主要一股(额定工况下约占燃料流量的90%,小推力工况下约占75%)先用来冷却喷注器内底的中央部分。然后经喷雾器环形缝隙,形成锥形液膜,与氧化剂射流相撞。其余部分的燃料进入周边36个管状喷嘴,喷向燃烧室壁,形成内冷却液膜。当需要推力调节时,通过电动作动器驱动节流阀内的柱塞和与之机械相连的喷注器套管,柱塞移动,使节流阀的流通面积改变,而针栓套管的移动导致氧化剂和燃料喷孔面积的改变,从而达到调节推力的目的。由于针栓喷注器的采用,在LMDE研制和飞行阶段所有的试验中,从未遇到燃烧不稳定问题。

LMDE上应用的设计方法和技术实现了下面的基本要求:

1) 通过汽蚀文氏管流量控制阀来实现精确的推力和混合比控制,并能在关键的10%~60%推力范围内隔离喷注器和燃烧室引起的水力耦合;

2) 通过中心布置的单个同轴针栓式喷注器,实现在全推力范围内控制推进剂的喷射速度以实现最佳的性能和燃烧稳定性;

3) 采用 $N_2O_4/A-50$ 自燃推进剂组合、针栓喷注器和气蚀管流量控制阀实现在10%以上推力工况下多次真空再起动,且不会出现点火压力峰和水力不稳定现象;

4) 通过运动部件的相对简化和电子、水力、结构方面的冗余设计满足载人空间系统对高可靠性的要求。

1.2 星座计划登月舱下降级发动机

2005年9月19日,美国正式公布了重返月球计划,新的登月舱Altair下降发动机采用了4台66.7 kN变推力高比冲、可伸缩喷管的膨胀循环的氢氧发动机^[3-4]。该发动机是在原RL-10的基础上适当改进而成。为了验证RL-10作为Altair下降发动机的适应性、并提前暴露未来研制可能遇到的问题,普惠洛克达因公司(PWR)开展了深度推力调节、通用可扩展低温发动机(CECE)

项目。

第一台演示样机用来提供发动机关键试验数据,从而确定未来发动机在20:1推力调节范围工作时可能出现的问题直接影响第一台演示样机的硬件设计的系统级问题包括:

- 1) 使系统能够调节到10%推力的控制能力;
- 2) 所有工况点系统工作稳定性;
- 3) 所有条件下燃烧室冷却可靠性和传热性;
- 4) 多次点火可靠性;
- 5) 在最低推力点允许的最小液氧喷注器压降,控制燃烧不稳定性。

为解决上述问题,进行了如下改进。

1.2.1 系统上设置涡轮旁路阀门,具备10%推力控制能力

CECE第一台演示样机系统示意图1所示^[4],控制推力室压力(即推力)和混合比。为了获得足够的涡轮旁通流量,演示样机在原RL10推力控制阀(TCV)上增加了控制电机(EMA),同时通过借用RL60的电机(EMA)控制的燃料涡轮旁通阀(TBV),又增加了一路涡轮旁通流路。这些流路共同决定流经涡轮及分流的燃料流量,因此控制了涡轮泵的输出功,从而控制推力室压力。

1.2.2 喷注器、推力室大范围工况调节适应性

CECE在尽量与当前RL10发动机基本喷注器组件保持一致的同时,依据CECE循环的参数,对RL10喷注器进行了修改。燃料的有效流通面积与RL10发动机相似,几乎不变,其中主要的变化是减小了液氧流通面积。除此之外,还降低了边区混合比,增加推力室的热裕度,保护试验件不会由于试验的不确定性而遭受损害。发动机10:1的推力调节意味着LOX喷嘴压降变化范围非常大,设计时要考虑喷注器在100%流量的高压降和10%流量的低压降下正常工作。

1.2.3 涡轮机械

CECE第一台演示样机选择的涡轮泵结构与RL10一样,发动机氢泵转速为30 250转/分,氧泵转速为12 100转/分,其临界转速分别为65 000转/分和40 000转/分。RL10发动机采用齿轮传动的涡轮泵配置,燃料泵和氧化剂泵共

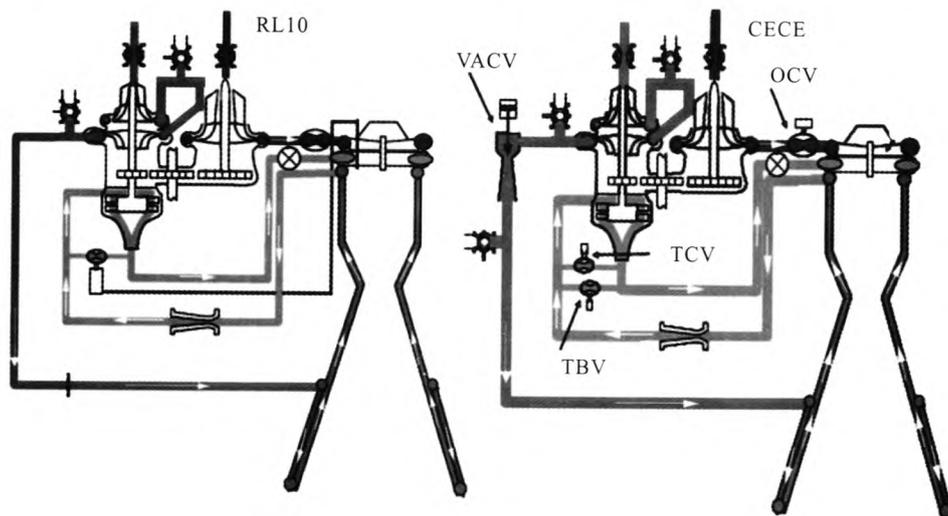


图1 RL-10与CECE发动机系统对比图

Fig. 1 Comparison between RL10 and CECE

用1台涡轮驱动,从而保证2个泵的同步行,也可以简化控制系统,只需要1个阀就可以控制涡轮输入功(相应地控制了发动机推力)。

在上述改进完成后,第1台演示样机共进行了8次点火试验,总计936.3 s,成功的演示了点火和大范围推力调节。到试验结束时,发动机已经能够在102%~9%推力范围内工作。

1.3 小结

通过对美国深度变推发动机技术分析,有如下认识:

1) 不管是挤压式发动机还是泵压式发动机,目前已通过试验考核的都是通过控制推进剂流量来实现推力调节:挤压式发动机通过设置可变面积流量调节器,改变管路流阻特性实现流量控制;泵压式发动机通过设置涡轮旁通电动调节阀,改变涡轮泵功率实现流量控制。

2) CECE由于采用单涡轮方案,为了在推力深度变化过程中控制混合比,系统主路上设置了电动调节氧主阀和可变面积氢主汽蚀管。如果采用类似TR202⁹双涡轮方案,涡轮旁路电动调节阀可分别控制2种推进剂流量,在控制推力同时可兼顾控制混合比,则电动调节氧主阀和可变面积氢主汽蚀管可取消;但在系统功率富裕的情况下,可在主路上设置可调元件,配合组合件工作。

3) 为在低工况下获取较高的燃烧性能和克服

燃烧不稳定性,燃烧室喷注器有2种成功方案:可变面积喷注器已在登月中应用,固定面积喷注器氢氧推进剂组合进行过地面试验。

2 发动机系统方案选择

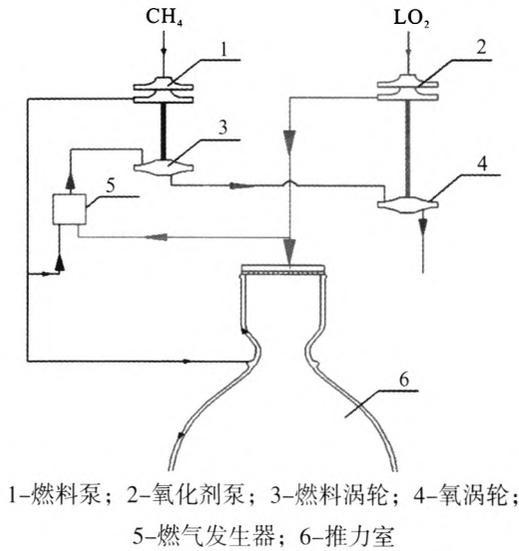
在载人登月技术方案论证中,对下降级发动机的推力要求达到了8 t左右,在发动机外廓尺寸约束条件下,发动机燃烧室压力在6 MPa左右。由于要求发动机工作时间在1 000 s左右,如果发动机采用挤压系统方案,则由此导致的推进剂贮箱结构重量和相应增压系统重量等难以接受,因此系统方案上仅对燃气发生器循环和膨胀循环2种进行论证比较。

2.1 燃气发生器循环方案

其工作原理为:液甲烷、液氧经涡轮泵增压后,分别从甲烷、氧泵后引出2%左右推进剂进入燃气发生器燃烧,富燃燃气依次驱动甲烷、氧涡轮,做功后的涡轮工质从排气管排出产生部分推力;氧泵后其余的液氧直接进入推力室参与燃烧;甲烷泵后大部分甲烷对短喷管推力室进行再生冷却后进入推力室进行燃烧。

由于燃气发生器循环的涡轮废气做功能力较低,产生的推力较小,因此造成这种循环系统的比冲损失较大。在燃气发生器路设置火药启动器进行起动,靠火药启动器余焰点火,推力室用外

能源点火，系统原理见图2所示。



1-燃料泵；2-氧化剂泵；3-燃料涡轮；4-氧涡轮；
5-燃气发生器；6-推力室

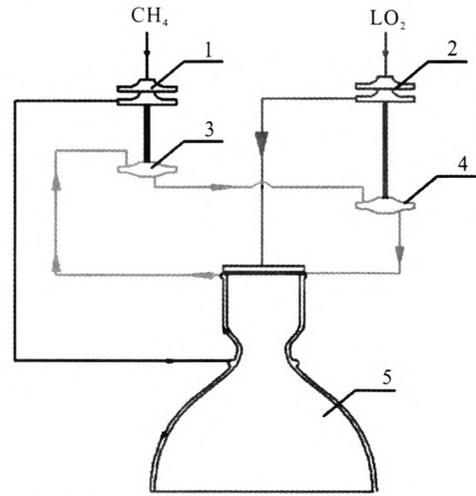
图2 燃气发生器循环发动机系统示意图

Fig. 2 Schematic of gas generator cycle system of rocket engine

2.2 膨胀循环方案

膨胀循环系统与燃气发生器循环系统的区别，就在于驱动涡轮工作的工质由推力室冷却夹套换热得到的甲烷气取代了燃气发生器燃烧产生的高温燃气。膨胀循环中，经过涡轮做功后的甲烷进入推力室头部通过喷注器进入燃烧室和液氧燃烧，比冲较燃气发生器循环有很大提高。同时，由于取消了燃气发生器副系统，涡轮工质为低温气体，

减轻了涡轮的热应力，避免了涡轮烧蚀问题，发动机可靠性提高。发动机采用自身起动，推力室用外能源点火，系统原理见图3所示。



1-燃料泵；2-氧化剂泵；3-燃料涡轮；
4-氧涡轮；5-推力室

图3 膨胀循环发动机原理示意图

Fig. 3 Schematic of expander cycle rocket engine principle

2种发动机循环方式特点及对照登月用下降级发动机技术指标要求分析见表2所示。根据膨胀循环发动机的系统优点，特别是具有多次启动和易于实现推力调节的优点，因此确定液氧甲烷发动机采用膨胀循环系统。

表2 不同循环方式对比

Tab. 2 Comparison between gas generator and expander cycle modes of rocket engine

循环方式	特 点	分 析
燃气发生器循环	1) 燃气发生器产生的燃气驱动涡轮后直接由涡轮排气管排出 2) 系统组件相互独立性好,研制周期短 3) 燃气发生器路需设置火药启动器进行起动 4) 发动机性能与膨胀循环相比,比冲低约 10 s	1) 难以达到 < 10 次启动要求 2) 较难达到比冲 ≥ 360 s 要求 3) 较难实现推力 10:1 调节
膨胀循环	1) 全部的推进剂都进入推力室燃烧、通过大喷管排放,发动机比冲高 2) 不需要燃气发生器副系统,结构简单。且驱动涡轮工质为低温气体,减轻了涡轮的热应力,避免了涡轮烧蚀问题,提高了发动机可靠性 3) 起动方式为箱压自身起动,容易实现多次起动 4) 通过控制涡轮做功介质流量,易于实现发动机推力调节	各项技术指标能够达到

液氧、甲烷泵的转速主要受到泵汽蚀裕度的限制。甲烷泵的净正抽吸压头比氧泵的高, 因此甲烷泵的转速就可以取得更高, 而氧泵的转速则要低一些。

如果采用单轴涡轮泵, 泵的转速受到氧泵的限制, 转速不能合理地选取, 在大范围调节发动机推力时, 同时控制涡轮泵功率和推进剂混合比是非常困难的。如果采用双涡轮泵方案, 则2套涡轮泵均可以按照2种推进剂的特性而选择最佳的工作参数, 甲烷路采用高转速涡轮泵, 而氧路采用较低转速的涡轮泵, 此方案简化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2套涡轮泵的转

速来调节发动机工况。而且采用2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^[6-7]。因此, 液氧甲烷膨胀循环变推力发动机采用双涡轮泵方案。

串联双涡轮方案: 甲烷经推力室的冷却通道加温后, 在甲烷涡轮前分成2部分, 一小部分流量经电动调节阀分流到甲烷涡轮出口, 与驱动甲烷涡轮作功的大部分甲烷混合, 之后再分2路, 大部分进入氧涡轮作功, 小部分甲烷经电动调节阀分流到氧涡轮出口, 汇总后进入推力室。在甲烷涡轮和氧涡轮旁分别并联2个电动调节阀, 实现推力和混合比调节。发动机系统方案见图4所示, 推力调节稳态工作点参数见表3所示。

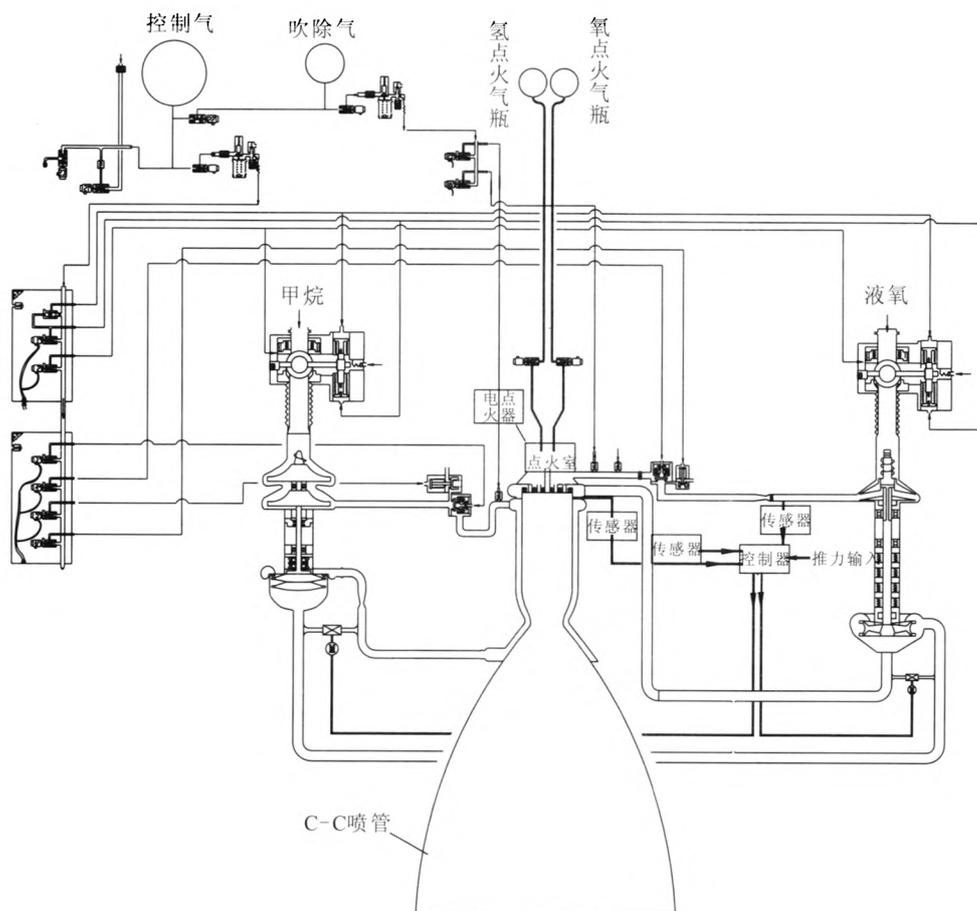


图4 膨胀循环发动机方案示意图

Fig. 4 Schematic of expander cycle engine scheme

3 关键技术及技术途径

根据发动机推力深度调节时的参数计算, 在

推力调节到10%时, 喷注器甲烷和氧流量相应降低到额定工作的10%, 其液氧喷嘴压降降低到0.05 MPa, 同时燃烧室身部甲烷处于两相流状

表3 8吨级液氧甲烷发动机推力调节参数

Tab. 3 Thrust throttling parameters of CH₄/LOX rocket engine

工况	推力/N	室压/MPa	真空比冲/s	混合比	冷却夹套入口 压力/MPa	甲烷流量/ (kg·s ⁻¹)	氧流量/ (kg·s ⁻¹)
100%	79 689	6.5	357	3.1	20.5	5.505	17.067
60%	47 861	3.9	352	3.1	12.8	3.339	10.351
20%	16 318	1.3	348	3.1	5.2	1.178	3.653
10%	7 939	0.65	340	3.1	2.6	0.551	1.707

态, 为保证发动机身部可靠冷却和燃烧稳定性, 要实现发动机推力深度调节需要重点关注喷注器燃烧稳定技术和燃烧室身部传热技术。

3.1 喷注器燃烧稳定技术

喷注器在推力调节时, 甲烷的喷前压力在 1~7.7 MPa 范围内变化, 液氧的喷前压力在 1~7.6 MPa 范围内变化, 如此大范围的变化, 导致喷嘴前甲烷和氧的物性变化较大, 影响喷嘴内甲烷和氧的喷注速度以及两者的比值。而且在 10% 的工况下, 液氧的喷嘴压降很低, 这样有可能与气态甲烷产生不稳定燃烧。

维持喷注器燃烧稳定就要控制液态推进剂喷嘴在低工况流量下的压降, 使其具有合理的喷注压降比, 确保喷注器能够高效、稳定的燃烧。

从经典的液体喷嘴流量公式可以知道, 要改变氧喷嘴压降随流量平方的变化关系, 可以通过改变氧喷嘴流通面积、喷嘴流量系数、液氧密度来实现。由此得出提高小流量液氧喷嘴工作稳定性和雾化性能的 3 种方法:

- 1) 可调针栓式喷注器实现对喷嘴流通面积的调节;
- 2) 通过设计某种结构的固定面积式喷嘴, 使流量系数在不同的流量范围内具有不同大小;
- 3) 通过喷注前在液氧掺混如低密度气体, 改变喷注流体的等效密度。

上述 3 种方法对应于 3 种喷注器方案: 可调针栓式、固定面积式或乳化型气液喷嘴喷注器方案。其中固定面积式可以采用高额定压降设计或双通道离心喷嘴设计。乳化型气液喷嘴通过在将

一定量的气体渗入喷嘴内腔与液体混合形成气液两相混合物, 在一定条件下气泡产生爆破增强雾化效果。近年国内石化行业在乳化型气液喷嘴的研究取得了一定的成果^[9]。

3.2 燃烧室身部传热技术

由于甲烷临界温度为 190.6 K, 临界压力为 4.6 MPa, 在发动机起动过程和推力深度调节过程中, 推力室冷却夹套内的甲烷会出现亚临界两相流状态, 需要对燃烧室身部传热进行研究。

在膨胀循环发动机身部方案选择上, 除了 RL10, RL60 系列发动机采用管束式换热身部外, 其余如 VINCI, RD0146, LE-5B 及 MB-60 发动机等均采用了铣槽式身部方案。美国在上世纪 60 年代进行的 RL10 换甲烷的论证中, 也提出了管束式改为铣槽式冷却结构的方案。由于管束式结构的身部换热面积大于铣槽结构, 一般其换热性能也会高于后者, 但管束式结构在我国缺少应用基础, 需要开展专门的工艺制造技术研究, 势必增加登月发动机的研制难度, 而铣槽式工艺在我国有着长期广泛的应用基础, 因此, 液氧甲烷发动机优先考虑沿用铣槽式身部方案。

身部传热的研究主要通过理论计算和缩比传热试验 2 种手段开展。通过理论计算进行传热结构的初步设计, 然后通过开展 10:1 大范围工况变化下的缩比传热试验, 研究甲烷在亚临界、跨临界及超临界下的单相或两相换热性能, 获得各工况下的温升、压降和壁温, 评估再生冷却结构在深度推力调节范围内的换热能力能否满足要求, 传热过程是否稳定性。

(下转第 76 页)

对于模拟量数据, 每帧传输 N 个周期的数据, 每个周期含有 n 个参数, 可根据模拟量编号表对应查找每个参数的具体含义。每次打包发送的大小是由发送方决定的, 个数由帧长确定。程序在发送数据时, 把模拟量数据放在一帧中, 一次打包发送。

3 结论

该工艺参数监视系统在多次型号试验中都能正确完成参数采集、传输和显示, 采集的模拟量参数达到 80 路, 开关量采集达到 300 路, UDP 传输功能正常。动力试验台工艺参数监控系统能够直观准确地显示状态参数, 为试验指挥员提供重要判断依据。

参考文献:

- [1] 赵万明. 液氧/煤油发动机试车主要参数测量方法研究[J]. 火箭推进, 2006, 32(5): 51-56.
- [2] 李元, 姜鑫. 基于 Labview 平台的远程虚拟数据采集系统的研究[J]. 沈阳化工学院学报, 2006 (3): 269-272.
- [3] 伏金春, 李志武. 基于 PXI 总线技术的数据采集系统设计与实现[J]. 仪器仪表用户, 2006 (2): 30-31.
- [4] 刘忠献, 徐晶. 传感器测试系统中 UDP 数据传输的研究[J]. 仪表技术与传感器, 2013 (2): 76-79.
- [5] 高金鹏. 以太网光纤通道协议通用服务的设计与实现[D]. 北京: 北京邮电大学, 2012.
- [6] 郭霄峰. 液体火箭发动机试验[M]. 北京: 宇航出版社, 1990.
- [7] 刘帅, 曹成俊, 李志强. PXI 总线技术在虚拟仪器中的应用[J]. 计算机与数字工程, 2008 (8): 188-191.
- [8] 李杰, 何玉珠, 李健宏. 基于 PXI 总线的主动雷达制导导弹自动检测设备 [J]. 电子测量技术, 2009 (1): 140-143.
- [9] 刘学斌. 基于 PXI 和 LabWindows/CVI 的某型空空导弹数据采集分析系统设计[J]. 电子质量, 2012 (7): 27- 29.
- [10] 王志武. 基于虚拟仪器技术的信号处理与故障监测系统[J]. 火箭推进, 2007, 33(4) :52-56.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 28 页)

4 结束语

通过论证, 登月舱下降级用发动机采用液氧甲烷膨胀循环方案可以达到技术指标要求, 需要解决的核心关键技术为喷注器燃烧稳定技术和燃烧室身部传热技术。

10:1 深度变推液氧甲烷膨胀循环发动机, 国内外还没有实际型号应用, 研制难度较大, 应尽早开展关键技术研究, 为载人登月进行技术储备。

参考文献:

- [1] ELVERUM G W, STAUDHAMMER J R P, MILLER J, et al. The descent engine for the Lunar module, AIAA 67-521[R]. USA: AIAA, 1967.
- [2] DRESSLER G A. Summary of deep throttling rocket engines with emphasis on Apollo LMDE, AIAA 2006-5220 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [3] GIULIANO V J, LEONARD T G, ADAMSKI W M, et al. CECE: a deep throttling demonstrator cryogenic engine for NASA's Lunar lander, AIAA 2007-5480 [R]. USA: AIAA, 2007.
- [4] GIULIANO V J, LEONARD T G. CECE: expanding the envelope of deep throttling technology in liquid oxygen/liquid hydrogen rocket engines for NASA exploration missions, AIAA 2010-6724[R]. USA: NASA, 2010.
- [5] GROMSKI J, MAJAMAKI A, CHIANESE S, et al. Northrop Grumman TR202 LOX/LH₂ deep throttling engine technology project status, M10-0843[R]. USA: NASA, 2010.
- [6] TOKUDOME S, NARUO Y. A high- speed response LOX/LH₂ full expander cycle engine with deep throttling capability, AIAA 2010-6726[R]. USA: NASA, 2010.
- [7] KIMURA T, SATO M. Effects of deep throttling on rocket engine systems, AIAA 2010-6727[R]. USA: AIAA, 2010.
- [8] 王晓琦, 仇性启, 崔运静. 气泡发生结构对乳化油喷嘴的雾化特性影响的试验研究[J]. 工业加热, 2007, 36(2): 31-35.

(编辑: 马 杰)