

嫦娥三号探测器 7500 N 变推力发动机研制

雷娟萍*, 兰晓辉, 章荣军, 陈炜

西安航天动力研究所, 西安 710100

* E-mail: timking8057@sina.com

收稿日期: 2014-03-03; 接受日期: 2014-03-28

摘要 为实现空间飞行器轨道机动、交会对接、星际软着陆等任务, 采用具有大范围推力调节能力的变推力液体火箭发动机是比较理想的方案. 嫦娥三号探测器采用的 7500 N 变推力发动机, 为我国首台大范围变推力发动机, 可按照飞行器的控制指令, 准确、快速、无级地改变推力, 来实现探测器的中途修正、近月制动及月面软着陆任务. 介绍了 7500 N 变推力发动机的研制情况, 包括发动机技术方案、关键技术攻关以及试验验证情况, 试验验证和飞行情况表明, 发动机设计合理、性能先进、工作可靠.

关键词

嫦娥三号
7500 N 变推力发动机
针栓式喷注器
可变面积汽蚀文氏管

1 引言

具有推力控制能力的变推力火箭发动机在航天运输及空间飞行的许多情况下都具有技术上的优越性. 航天运输系统的动力系统采用变推力火箭发动机, 可以实现最佳的推力控制, 从而使运载能力达到最大; 在诸如月球等无大气的天体表面上软着陆及机动飞行任务中, 变推力发动机是理想的动力装置; 对于空间飞行器的交会对接与轨道机动, 变推力发动机可以提高操纵控制灵活性, 并且可以将航天器的轨道控制与姿态控制两种推进系统合二为一, 从而降低系统的复杂性^[1].

研究现代火箭技术的先驱之一 Goddard 早在 20 世纪初就提出了火箭发动机推力控制的必要性问题, 国外从那时开始就开始了变推力发动机技术的研究工作, 并取得了较大的研制成果, 其中最为突出的是

20 世纪 60 年代的阿波罗登月舱下降发动机, 其采用挤压式系统方案, 通过作动器带动机械杠杆同时进行喷注器喷注面积和流量调节器流通面积的调节, 实现了大范围的推力调节, 采用此变推力发动机成功完成了多次阿波罗飞行任务^[2-5].

我国探月二期工程嫦娥三号探测器采用具有大范围变推力功能的发动机作为主发动机, 以实现探测器中途修正、近月制动及软着陆任务. 7500 N 变推力发动机是根据嫦娥三号探测器相关技术指标要求而设计的一种挤压式流量定位双调开环控制的变推力发动机, 该发动机从 2006 年开始研制, 通过关键技术攻关及大量的试验研究, 突破了变推力发动机关键技术. 2013 年 12 月, 7500 N 变推力发动机参加了嫦娥三号飞行, 完成了中途修正、近月制动、动力下降任务, 使嫦娥三号探测器平稳地落在了月球表面, 实现了我国首次地外天体软着陆.

引用格式: 雷娟萍, 兰晓辉, 章荣军, 等. 嫦娥三号探测器 7500 N 变推力发动机研制. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 569-575
Lei J P, Lan X H, Zhang R J, et al. The development of 7500 N variable thrust engine for Chang'E-3 (in Chinese). Sci Sin Tech, 2014, 44: 569-575, doi: 10.1360/092014-52

2 7500 N 变推力发动机技术方案

2.1 任务需求及技术指标

探月工程二期嫦娥三号探测器对 7500 N 变推力发动机的要求主要包括功能要求和性能指标要求等。

2.1.1 任务需求

7500 N 变推力发动机作为探测器轨控发动机, 提供着探测器中途修正、近月制动、降轨、软着陆需要的主要动力, 探测器在月表着陆过程中, 需要在 100 m 高度上悬停和横向机动, 以选择合适的着陆地点, 需要主发动机具有变推力能力。

2.1.2 技术指标

表 1 为 7500 N 发动机的主要技术指标, 从表中可以看出, 无论从性能还是结构质量、尺寸等方面, 对发动机的要求都比较苛刻。

2.2 系统方案

变推力发动机的推力控制是通过推进剂流量控制来实现的, 为了实现在变推力工作条件下最佳的喷雾燃烧性能, 在流量控制的同时需要对喷注条件进行控制, 从而在流量发生变化时保持基本恒定的喷注压降(即喷注速率)。根据流量控制与喷注条件控

表 1 7500 N 发动机主要技术指标

| 参数名称 | 主要技术指标 |
|---------|--------------------------------------|
| 真空推力 | 7500~1500 N, 推力变比 5:1 |
| 真空比冲 | 大于 3018 N s/kg(308 s) |
| 混合比 | 1.65%±2% |
| 起动次数 | >30 次 |
| 工作时间 | 累计工作时间大于 2000 s 单次最长工作时间大于 1000 s |
| 起动和关机响应 | t_{90} <500 ms t_{10} <200ms |
| 外形尺寸 | ≤Ø830 mm×1460 mm |
| 结构质量 | 结构小于 39 kg |

表 2 变推力发动机系统方案比较

| 系统方案 | 优点 | 缺点 |
|----------|-----------------------|------------------------------|
| 单调系统 | 系统简单 | 喷注压降、混合比大范围变化 |
| 机械定位双调系统 | 流量可实现自主调节 | 系统复杂, 对组件的空间位置要求严格, 组件单独试验困难 |
| 流量定位双调系统 | 流量、喷注压降均可实现自主调节, 系统简单 | / |

制方案的不同组合, 可以构成变推力发动机的不同系统方案。主要包括: 单调系统、双调系统, 双调系统中又分为机械定位双调系统和流量定位双调系统。3 种系统方案的优缺点比较见表 2。可以看出:

1) 单调系统

单调系统是利用可调喷注器同时实现推进剂流量和喷注条件的控制。由于只有可调喷注器 1 个调节元件, 因而称其为单调系统, 其优点是系统简单, 缺点是喷注压降无法主动控制, 随着推力的调节, 喷注压降及发动机的混合比在较大范围内变化。

2) 双调系统

双调系统是利用可调汽蚀文氏管与可调喷注器分别对发动机流量和喷注压降进行控制的变推力系统。

机械定位双调系统是通过杠杆机构与执行机构相连, 实现喷注器喷嘴开度及流量调节器开度的同步调节, 进而实现喷注压降及流量的同步调节。其优点是喷注压降与流量采用不同的组件分别控制, 避免了混合比的大范围变化, 但系统较为复杂, 对各组件的空间布局的要求严格, 且组件的单独试验较为困难。

流量定位双调系统是采用可调文氏管对发动机流量进行控制, 而利用液压作动原理使可调喷注器随推进剂流量的改变而自主调节, 从而保证喷注压降的基本恒定。

综合变推力发动机系统方案技术和任务需求, 从简单可靠的角度出发, 确定 7500 N 变推力发动机采用流量定位双调开环控制系统方案。

2.3 系统组成

7500 N 变推力发动机系统方案见图 1, 发动机采用挤压式推进剂输送方式, 发动机流量采用流量调节器控制, 喷注器采用喷注面积可自主调节的流量定位针栓式喷注器。7500 N 变推力发动机主要由氧化剂断流阀、燃料断流阀、流量调节器、推力室(包括流量针栓式喷注器、燃烧室和喷管)及管路等组成。

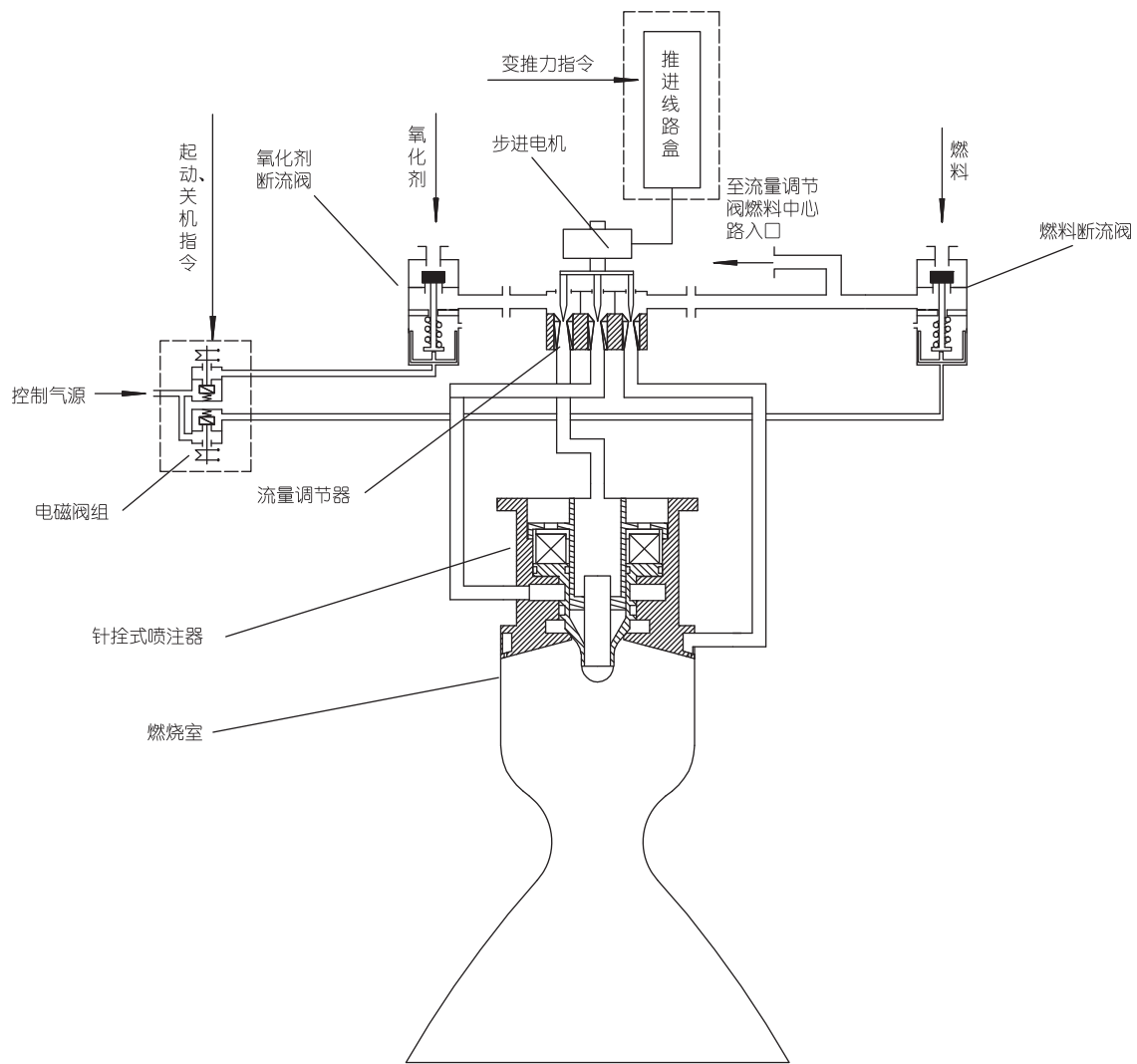


图1 7500 N变推力发动机系统原理图

2.4 工作过程

7500 N 变推力发动机的工作过程如下:

1) 流量调节器初始化

发动机起动前, 推进剂分系统给发动机流量调节器步进电机通电, 在推进线路盒的控制下, 通过步进电机驱动调节锥运动, 调整流量调节阀在最大开度位置。

2) 发动机起动准备

发动机起动前, 根据总体的推力需求, 在推进线路盒的控制下, 通过步进电机驱动调节锥运动到相应的起动位置, 并处于通电锁死状态。

3) 发动机起动

接到起动指令后, 在推进线路盒的控制下, 控制发动机氧化剂和燃料断流阀打开, 氧化剂和燃料经流量调节阀后充填进入推力室喷注器头腔, 小部分燃料经固定喷注面积的冷却孔进入边区并对燃烧室内壁进行液膜冷却, 氧化剂及大部分燃料经同轴针栓式喷注器喷入燃烧室点火燃烧, 产生的燃气经喷管喷出产生推力, 发动机起动。

4) 变推力工作

当需要变推力工作时, 由推进线路盒按相应的控制要求控制步进电机运动, 步进电机再驱动调节锥运动, 改变流量调节阀的流通面积, 使发动机推进

剂流量发生变化, 实现推力室推进剂流量与混合比控制, 直至达到推进分系统所需目标值推力。

5) 发动机关机

接到关机指令后, 在推进线路盒的控制下, 氧化剂和燃料断流阀中的控制气体经排气电磁阀排出, 两断流阀在弹簧力及入口推进剂压力的作用下关闭, 切断推力室推进剂供应, 发动机关机。

3 关键技术攻关

针对探月工程二期嫦娥三号探测器对变推力发动机提出的高性能、长寿命、高可靠的要求, 需要突破变推力发动机的关键技术, 确定发动机的技术状态。

3.1 高性能、长寿命推力室技术

“高性能”和“长寿命”本身就是一对矛盾。推力室要获得高性能, 必须提高燃烧室的燃烧效率, 那么推力室的身部温度也必将随之升高, 对推力室材料而言, 其长程工作的可靠性必然降低; 而欲使推力室能够长程、可靠工作, 推力室身部温度就不能太高, 发动机的性能就会受到影响, 因此, 发动机必须在确保高性能的同时兼顾可靠冷却。要达到发动机高性能、长寿命要求, 必须从提高喷注器的雾化效果、改善燃烧组织上进行研究, 并优化燃烧室冷却方案, 以达到推力室高性能、长寿命的工作要求。这对变推力发动机而言是一项巨大的挑战。

1) 流量定位针控式喷注器的选择

针对发动机需要大范围变推力的特点, 采用流量定位针控式喷注器的方案(图 2), 在发动机变推力过程中, 针控式喷注器可根据上游发动机流量的大

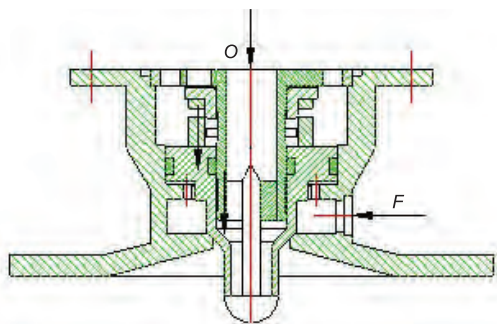


图 2 (网络版彩图) 针控式喷注器结构原理

小自主调节喷注器的喷嘴面积, 达到不同工况下喷注压降的基本恒定, 从而确保不同推力工况下发动机的高性能。

2) 喷注器结构参数及工作参数研究

为了提高发动机的性能, 并保证推力室可靠冷却, 结合针控式喷注器的特点, 对喷注器的结构形式、结构尺寸、喷注参数、喷注器与身部的配合方案等进行了深入的研究与试验, 通过改进喷注器撞击形式和撞击参数, 大大改善了推进剂的掺混完善程度和沿燃烧室径向的流强及混合比分布, 显著提高了喷雾均匀性, 燃烧效率大于 0.95, 达到了国际先进水平, 突破了栓式喷注器高效燃烧技术。

3) 推力室身部边区液膜冷却方案研究

7500 N 变推力发动机采用单壁辐射冷却身部方案, 为确保发动机高性能下身部的可靠冷却及不同推力下工作的可靠冷却, 采用了变边区液膜流量的冷却方案。进行了不同边区液膜冷却量下的点火研究, 根据液膜冷却量对发动机性能及温度的影响关系, 确定了合适的冷却百分比, 确保了发动机的高性能及可靠冷却。

4) 推力室身部结构参数研究

为进一步提高发动机长时间工作的可靠性, 进行了推力室身部材料的选择、不同推力室身部直径、不同推力室身部长度等仿真和试验研究, 成功地实现了发动机推力室的长寿命可靠工作。

通过高性能、长寿命推力室技术攻关, 发动机真空比冲达到了 308 s 以上, 单次最长工作 2000 s、累计工作时间 4000 s 以上, 在带隔热屏的环境下, 发动机身部最高温度在 1300℃ 以下, 突破了变推力发动机高性能、长寿命推力室关键技术。

3.2 流量精确调节与稳定技术

7500 N 变推力发动机作为嫦娥三号探测器唯一的轨控发动机, 发动机工况参数的精确性及稳定性至关重要, 为了达到发动机推力偏差不大于 $\pm 3\%$, 混合比偏差不大于 $\pm 2\%$ 的精度要求, 在确保可调汽蚀管有较高的压力恢复系数条件下, 必须提高流量调节阀流量与混合比控制精度, 保证流量与调节阀行程的线性关系, 达到发动机流量的精确调节与稳定, 这对发动机的研制提出了较大的挑战。

1) 流量调节器结构参数研究

为确保发动机流量大范围内精确调节, 采用了

可变面积汽蚀文氏管式的流量调节器方案,实现对发动机流量的精确控制;在汽蚀管喉部插入调节锥,通过调节锥的上下运动,改变汽蚀管的喉部流通面积,实现发动机流量的大范围变化.围绕提高流量调节精度,对不同汽蚀管、调节锥型面结构、3路调节锥的排列方式等进行了优化设计与试验研究,发动机流量与混合比控制精度达到了2%以内.

2) 流量调节稳定性研究

为了提高流量调节器流量调节稳定性,对影响调节器流量稳定性的原因进行了深入的仿真,通过对调节锥型面结构参数、调节锥与汽蚀管的配合结构的优化与试验研究,达到了氧化剂、燃料、燃料冷却路调节锥各工况行程与流量成线性关系(图3)、流量调节稳定的目标.

3.3 发动机系统集成与优化技术

由于受推进分系统推进剂入口压力、发动机结构质量和外廓尺寸等的严格约束,在确保结构安装要求的前提下,需要对发动机系统进行优化设计,优化发动机总装布局与配置,尽最大可能提高发动机推力室喷管面积比,达到发动机高性能、长寿命工作要求.

1) 发动机系统参数的选择与优化

在总体性能及结构尺寸、质量等严格限制的情况下,对发动机系统工作参数进行了分析和优化,确定了发动机采用额定工况流量调节器汽蚀管不汽蚀、5 kN 工况以下汽蚀管汽蚀的系统方案,减小了压力损失,降低了发动机入口压力要求,提高了发动机的真

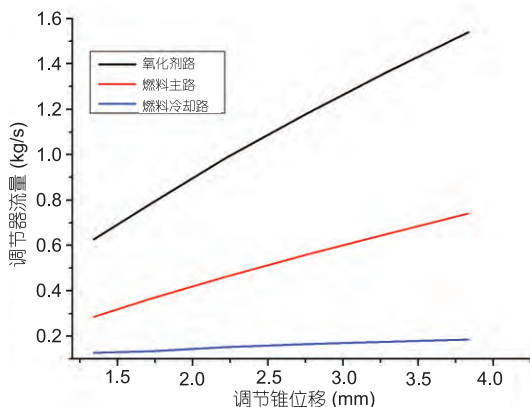


图3 氧化剂、燃料、燃料冷却路调节锥各工况行程与流量的关系

空性能.

2) 发动机喷管面积比的选择

在发动机燃烧室压力一定的条件下,提高发动机喷管的面积比,可以提高发动机真空比冲性能.在总体空间允许的条件下,充分利用总体安装空间,发动机喷管面积比取到最大限制的100.

3) 发动机总体布局优化

为了充分利用总体空间,提高发动机喷管面积比,对发动机总体布局结构进行了优化,7500 N 变推力发动机断流阀、流量调节器等沿推力室喷注器头部外围周向布置,以降低发动机的轴向尺寸,并限制在喷注器轴向尺寸范围内,发动机与着陆探测器之间通过喷注器头部的对接支座连接并传递推力(图4).此种布局方案有效缩短了发动机轴向长度,缩小了空间尺寸、减轻了结构质量,达到了空间尺寸、质量、入口压力约束条件的有机统一.

4 试验验证情况

4.1 地面试验验证情况

7500 N 变推力发动机研制过程中,进行了大量的试验验证,整个研制过程中,共进行了53台/次整机试车,发动机累计点火517次,累计工作66200 s;其中包括多次整机短喷管地面试车及整机大喷管高

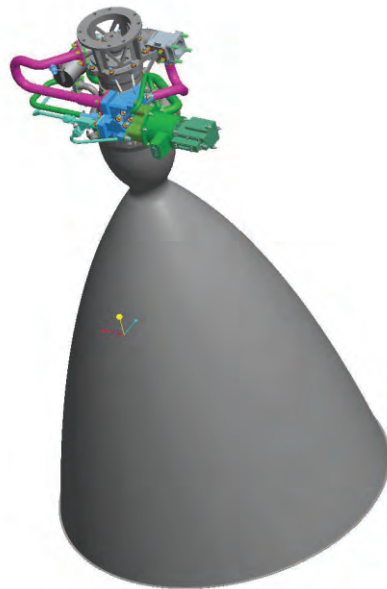


图4 7500 N 变推力发动机总体布局图

模试车, 对发动机各项性能指标、发动机所有可能的工作模式(长程工作、阶跃变推力、连续变推力、模拟着陆飞程序等)、环境条件及各种极限条件下的工作裕度、工作寿命等进行了充分的验证. 发动机试车验证结果表明, 7500 N 变推力发动机工作可靠, 各项指标满足总体要求, 典型长程高模试车的参数曲线见图 5. 发动机达到的技术指标见表 3.

4.2 飞行试验验证情况

2013 年 12 月, 7500 N 变推力发动机参加了嫦娥三号的飞行任务, 作为嫦娥三号探测器推进分系统主发动机, 圆满完成了嫦娥三号探测器地月转移飞行的第 2 次中途修正(7500 N 工况固定推力工作约 10 s)、近月制动(7500 N 工况固定推力工作约 360 s)及动力下降段的软着陆(7500 N 工况固定推力工作及变推力工作, 约 720 s)飞行任务, 发动机共工作 3 次, 累计工作约 1090 s, 飞行工作过程中, 发动机各次启动、关机均正常, 发动机圆满完成了固定推力的长程工作、连续变推力等工作模式的工作. 根据飞行遥测数据分析, 发动机各项技术指标均满足要求.

7500 N 变推力发动机在我国首次使用, 圆满完成了嫦娥三号探测器月面软着陆飞行任务, 实现了我国首次地外天体软着陆.

5 结论

通过 7500 N 变推力发动机研制, 突破了变推力发动机技术关键, 取得了丰富的技术成果.

- 1) 采用挤压式流量定位双调开环控制系统, 在

表 3 7500 N 发动机主要技术指标满足情况

| 参数名称 | 主要技术指标 |
|---------|--------------------------------------|
| 真空推力 | 实际推力范围可达 8250~1200 N, 推力变比 6.87:1 |
| 真空比冲 | 3028 N s/kg(309 s) |
| 混合比 | 1.65%±2% |
| 启动次数 | 大于 30 次 |
| 工作时间 | 累计工作时间大于 4000 s 单次最长工作时间大于 2000 s |
| 启动和关机响应 | t_{90} <400 ms t_{10} <200 ms |
| 外形尺寸 | <Ø830 mm×1460 mm |
| 结构质量 | <39 kg |

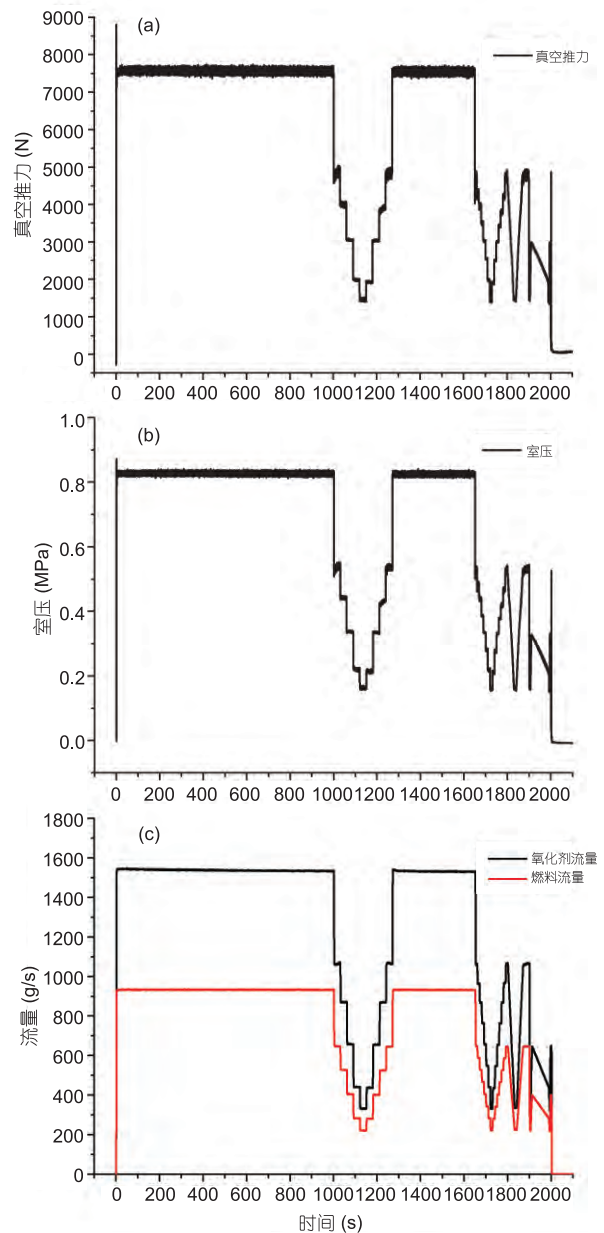


图 5 7500 N 变推力发动机典型试车曲线

- (a) 典型试车推力曲线; (b) 典型试车室压曲线; (c) 典型试车流量曲线

确保发动机高性能的前提下, 实现了发动机推力的大范围、连续调节;

- 2) 采用可变面积汽蚀文氏管式流量调节器, 通过步进电机带动调节锥上下运动, 改变汽蚀管的喉部面积, 实现了发动机流量的大范围调节;

- 3) 采用流量定位针控式喷注器, 根据上游流量

的变化和发动机工况, 自主调节喷注器的喷嘴面积, 保证了推力变化时喷注压降的基本恒定, 确保了发动机的性能;

4) 多次试验以及嫦娥三号飞行结果表明, 7500 N

变推力发动机工作可靠、各项指标满足要求, 填补了我国可大范围变推力液体火箭发动机的空白, 必将在后续的探月工程、深空探测等任务中得到更为广泛的应用。

参考文献

- 1 张育林. 变推力液体火箭发动机及其控制技术. 北京: 国防工业出版社, 2001
- 2 Elverum G, J R, Hoffman A, et al. The descent engine for the lunar module. AIAA 1967-521
- 3 Dressler G A. Summary of deep throttling rocket engines with emphasis on apollo LMDE. AIAA 2006-5220
- 4 Gordon A, Dressier, Bauer J M. TRW pintle engine heritage and performance characteristics. AIAA 2000-3871
- 5 Liu C B, Lan X H, Chen W. Technology research on variable thrust liquid rocket engine for the lunar explorer. In: 8th ILEWG Conference On Exploration and Utilization of the Moon, Beijing, 2006

The development of 7500 N variable thrust engine for Chang'E-3

LEI JuanPing, LAN XiaoHui, ZHANG RongJun & CHEN Wei

Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, china

To implement orbit maneuvering, rendezvous and docking, and soft landing on planets, the throttling liquid rocket engine is preferable. The 7500 N variable thrust engine applied in the Chang'E-3 probe is the first throttling liquid rocket engine in china. It can throttle fast with high precision and continuous variability based on the control commands. The trajectory correction and soft landing on the moon is accomplished. This paper provides the development of the 7500 N variable thrust engine, including the technique scenarios, the key technologies and the tests. The test and flight results show that the system is feasible, its performance is high and it works reliably.

Chang'E-3, 7500 N variable thrust engine, the pintle injector, variable throat area cavitating venturi

doi: 10.1360/092014-52