

三组元液体火箭发动机系统方案研究*

钟家强 胡平信

(北京丰源机械研究所, 北京, 100076)

摘 要: 三组元发动机是实现单级入轨的一项关键性技术。虽然国外从70年代就开始研究双燃烧室的三组元发动机, 但由于推力室结构过于复杂, 至今尚无一台样机出现。这里提出的三组元发动机系统, 建立在三组元喷嘴技术基础之上, 充分继承了已有的液氢/液氧、液氧/煤油发动机的研制成果, 是技术先进、性能高、可在短期内实现的液体火箭发动机。

主题词: 推进系统, 航天飞机主发动机, 三元推进剂, 方案研究

分类号: V434, V511

A STUDY ON SCHEMES OF TRIPROPELLANT LIQUID ROCKET ENGINES

Zhong Jiaqiang Hu Pingxing

(Beijing Fengyuan Machinery Inst., Beijing, 100076)

Abstract: It is necessary to develop fully reusable single-stage-to-orbit (SSTO) vehicles to dramatically decrease the cost of transporting cargo and men into orbit, because the cost is too expensive by expandable vehicle. Tripropellant liquid rocket engine (TLRE) is a critical technique in SSTO vehicles. Although TLRE with dual combustion chamber (Dual-Expander, Dual-Throat) has been studied since 70's, up to now no engine appears because of too complicated structure of the combustion chamber. Based on the technique of tripropellant injector developed by our institute, the paper presents a new designed TLRE with advanced performance which takes achievements of LH/LO & LO/RP-1 engines into account and can be realised in near future.

Subject terms: Propulsion system, Space shuttle main engine, Tripropellant, Proposal study

1 引 言

单级入轨作为先进的运载器, 需要先进的动力装置作保证。现在的液体火箭发动机由于受化学能量和材料的限制, 沿着现有的发展模式, 进一步提高发动机的性能以满足单级入轨的需要已是十分困难^[1]。因此, 需要探索液体火箭发动机新的发展途径。

1971年, 美国人 Salked Robert 首次提出了三组元发动机理论^[2]。他通过齐奥尔科夫斯基理论速度增量公式进行分析后得出这样的结论: 如果采用两种推进剂, 且密度 $\rho_1 > \rho_2$, 密度比冲 $\rho_1 I_1 > \rho_2 I_2$ (即第一工况密度及密度比冲大于第二工况密度及密度比冲), 则火箭速度增量可达到最大值。三组元发动机理论不仅通过两种推进剂的适当配合, 可以使速度增量达到最大,

* 收稿日期: 19960608, 修回日期: 19960908

而且通过使用高密度的推进剂取代部分低密度的推进剂,可以有效地降低贮箱体积,减小运载器的尺寸及结构重量,这就使人们看到了单级入轨的曙光。

根据三组元发动机理论提出多种发动机方案,主要包括:三组元发动机^[1,3~5]、组合型发动机^[5]及双混合比发动机。70 年代所研究的各种三组元发动机方案,主要有双模式发动机、双膨胀发动机、双喉道发动机、双钟形发动机、集成式发动机等,其中以双燃烧室发动机(双膨胀、双喉道)最具代表性。双燃烧室的推力室结构都非常复杂,造成推力室内形成复杂的流场,使比冲损失约 3%~4%^[4],而且里面的小燃烧室热流密度极大,冷却问题难以解决^[7],影响发动机的正常工作,更难以满足未来单级入轨多次重复使用的目的。组合型发动机是将传统的双组元氢氧发动机和液氧煤油发动机组合成一台发动机。这种发动机利用成熟的氢氧及液氧煤油发动机技术,可以有效地减少运载器贮箱体积,但由于两台发动机结合并不很紧密,共用件非常少,使发动机的重量很大,导致比冲损失 4%~5%^[4],难以实现单级入轨。双混合发动机就是从低空到高空,改变双组元发动机的混合比,使其实现低空(高密度的推进剂)、高空(高性能的推进剂)两种不同的工况,但其性能远不如三组元发动机。

2 三组元发动机系统方案

2.1 动力循环方式

由三组元发动机基本理论可知,第一工况应用高密度的烃类推进剂如煤油、甲烷、丙烷等。但在高压条件下,燃烧烃类燃料存在着结焦积炭与燃烧室材料不相容、燃烧稳定性差、燃烧效率低以及点火能量高等技术问题,其中以影响冷却能力的结焦最为严重。到目前为止,虽然美国进行了 10 多年的试验研究,但许多机理仍不清楚,从技术上解决它们是相当困难的。针对这一情况,在 1985 年马歇尔飞行中心主持的会议上,美国的 Rocketdyne、Aerojet 和 Pratt Whitney 三大公司一致认为:用氢冷却燃烧室,然后一部分吹动涡轮,一部分进入燃烧室参加燃烧,是最好的解决办法^[1]。利用三组元喷嘴,成功地进行了烃类燃料中加入一定量氢的点火试验,研究表明:在烃/液氧中加入一定量的氢不仅在提高点火可靠性、改善燃烧性能、增加燃烧稳定性等方面有着明显的效果,而且用氢冷却燃烧室,完全避开了结焦、积炭、材料不相容等关键性障碍^[8]。因此,第一工况系统循环除烃供应系统外,还应包括液氢供应系统,以解决因燃烧烃类燃料产生的技术性问题。在烃类燃料中,由于煤油生产工艺成熟、运输贮藏使用方便、安全无毒、密度比冲最高、性能最好等优点,因此三组元发动机烃燃料就选用煤油。另外,经过几十年的发展,氢氧火箭发动机的技术已相当成熟,且液氢产生的比冲是最高的,因此第二工况的推进剂就是液氢、液氧。

2.2 推力室推力

三组元发动机不仅可以满足大型运载器对动力装置的要求,更重要的是为未来的单级入轨运载器提供动力装置,因此大推力是三组元发动机的共同特征。国外所研制的三组元发动机无一例外都选用了大推力(见表 1),由此将三组元发动机第一工况的推力定为 2000kN。第一工况在运载器穿越大气层时工作,进入真空后第二工况运行。根据大型运载器第一级、第二级推力的大致比例和国外三组元发动机推力选取的经验,以及 NASA 单级入轨方案中三组元发动机两工况推力比值,可将第二工况的推力定为 800kN。

Table 1 Dual-mode thrust of foreign tripropellant engine

Engine	Dual-expander	Dual-throat	RD-704
Mode 1 thrust (kN)	2705	2685	1803
Mode 2 thrust (kN)	813	970	735

2.3 燃烧室压力

对于推力相同的发动机，燃烧室压力越高，可以选用大的喷管面积比，因而发动机的比冲就高。另外燃烧室压力提高后，由于推力室小型化，使边界层损失、热损失、化学不平衡损失都相对减小。所以提高燃烧室压力是提高发动机性能的一条重要途径。对于分级燃烧循环，随着燃烧室压力的增加，泵后压力急剧加大，因此为满足系统的功率平衡，室压也不能无限增大。美国 SSME 燃烧室压力为 20.5MPa，而其未来先进的大推力液体火箭发动机燃烧室压力在 20.5~28.5MPa，因此分级燃烧循环三组元发动机第一工况燃烧室压力可选为 24.5MPa。

2.4 发动机系统图及性能参数

分级燃烧循环的三组元发动机（见图 1）有两种工况，低空时为工况 1，液氧、预燃室富燃燃气、液氢三种推进剂在燃烧室里混合燃烧；高空时为工况 2，气氢、氢氧富燃燃气、液氧在具有较大喷管面积比的同一燃烧室里燃烧。为了减少工况 1 液氢的流量，充分发挥三组元发动机的优势，用煤油冷却热流密度小的推力室喷管段，用液氢冷却热流密度大的燃烧室；而工况 2 使用液氢冷却整个推力室。经过系统设计的发动机主要性能参数见表 2。

Table 2 Tripropellant engine main characteristics

Parameters	Mode 1	Parameters	Mode 1
Engine thrust (kN)	2000	Preburner oxygen pump flowrate (kg/s)	71
Specific impulse (N · s/kg)	3440	Preburner oxygen pump head (m)	1508
Hydrogen pump flowrate (kg/s)	25	Preburner oxygen pump speed (r/min)	30000
Hydrogen pump head (m)	75647	Kerosene pump flowrate (kg/s)	112.27
Hydrogen pump speed (r/min)	40000	Mixture ratio	3.15
Oxygen pump flowrate (kg/s)	432.7	Chamber pressure (MPa)	24.5
Oxygen pump head (m)	2342	Chamber temperature (K)	3860
Oxygen pump speed (r/min)	30000	Nozzle area ratio	55

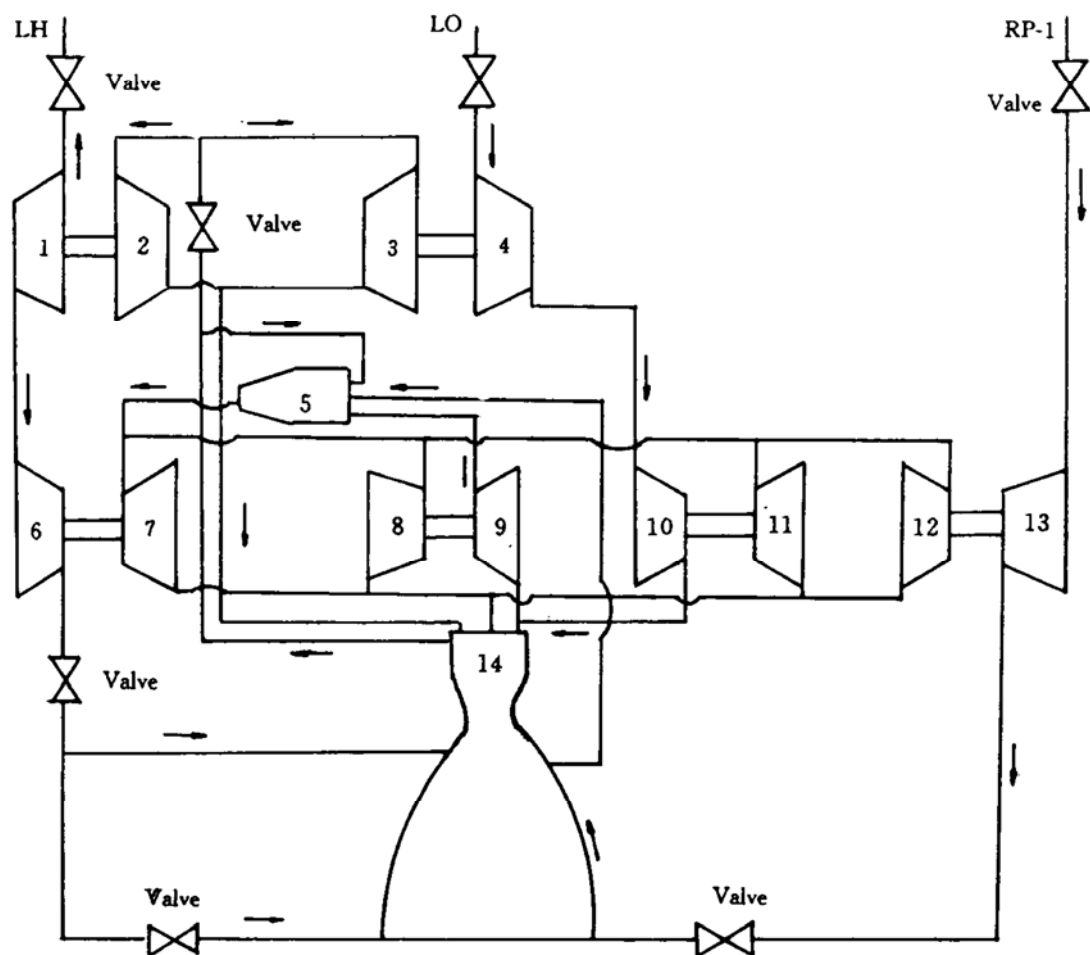


Fig. 1 Tripropellant engine cycle schematic

- 1 Hydrogen inducer, 2, 3, 7, 8, 11, 12 Turbine, 4 Oxygen inducer, 5 Preburner
6 Hydrogen pump, 9 Preburner pump, 10 Oxygen pump, 13 Kerosene pump, 14 Thrust chamber

3 技术需求

在本文提出的三组元发动机系统方案的设计中,双工况采用变推力、变喷管面积比,以满足不同段弹道的需要;双工况共用涡轮泵系统、推力室及管路系统,以降低发动机的重量,提高发动机的性能。但本文的三组元发动机采用普通的推力室取代传统的复杂双燃烧室结构,致使共用的涡轮泵(见表2)在较大的范围内变工况,预燃室及推力室均需采用三组元喷嘴。

3.1 变工况涡轮泵

虽然国内对变工况涡轮泵的研究不是很深入,但美国的航天飞机主发动机 SSME 推力在 63%~109% 范围内可调,俄罗斯的 RD-0120 发动机推力在 45%~100% 范围内可调,表明这两种发动机的涡轮泵都能在较大范围内变工况。另外,目前在美国马歇尔飞行中心进行各项点火试验的俄罗斯三组元发动机 RD-704 (其性能见表3),其涡轮泵也要求在较大范围内变工况^[4]。本文的变工况涡轮泵,通过合理地选取泵的设计工况点,可以使两工况下泵的效率达到最佳(见图2氢泵的流量-效率特性曲线)。由此可见,较大范围内变工况的涡轮泵在技术是可以实现的。

Table 3 RD-704 engine characteristics

Characteristics	Unit	Mode 1	Mode 2
Engine thrust	kN	1800	735.5
Chamber pressure	MPa	19.4	8.14
Oxygen flowrate	kg/s	352.5	141.5
Hydrogen flowrate	kg/s	39.1	23.6

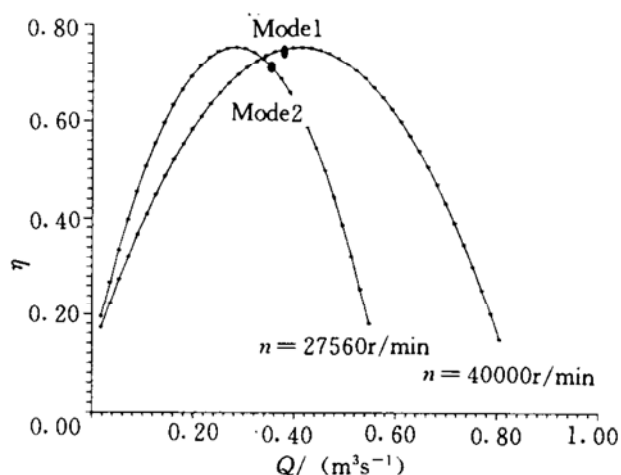


Fig. 2 Hydrogen pump flow efficiency curves

3.2 三组元喷嘴

为了验证三组元发动机概念的可行性,专门设计了三组元发动机推力室,并进行了三组元燃烧试验。试验使用了三组元喷嘴,试验结果表明^[8]: (1) 三组元推进剂启动平稳,点火可靠,可实现多次重复点火; (2) 燃烧稳定,没有出现高频不稳定燃烧; (3) 喷注器面板、声槽没有积碳,消除积碳影响; (4) 喷注器面板没有出现烧蚀,仍保持原有的金属光泽。在国外,美国、俄罗斯及日本也设计了不同结构的三组元喷嘴,分别对它们进行了试验性的研究,同样取得了满意的结果。由此可见,三组元喷嘴技术是可以解决的。

参 考 文 献

- 1 胡平信. 三组元液体火箭发动机发展概况. 中国航天, 1992 (12)
- 2 Salked Robert. Mixed-mode propulsion for the space shuttle. Astronautics & Aeronautics, 1971. 8
- 3 Beichel Rudi. The dual-expander rocket engine key to economical space transportation. Astronautics & Aeronautics, 1977. 11
- 4 Lozino-Lozinskaya Irina G, Chelkis Felix J, Tanner Lawrence G. The current status of tripropellant combustion technology. Second International Symposium on Liquid Rocket Propulsion, 1995. 6
- 5 Tkachenko Jury N, Limerick Charles D. Powerful liquid rocket engine (LRE) created by NPO energomash for up to date space rockets. AIAA 93-1957
- 6 Limerick C D. Dual mixture ratio of hydrogen/oxygen engine for single-stage-to-orbit shuttle. AIAA 87-1942
- 7 Ewen R L, Brien C J. Dual Throat Thruster Results. AIAA 86-1518