

一种三组元直排塞式喷管发动机系统方案^{*}

李兵科¹, 沈赤兵², 周 进²

(1. 北京丰源机械研究所, 北京 100076; 2. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 三组元发动机和塞式喷管发动机均是实现单级入轨的关键技术。针对三组元(液氢、液氧、煤油)直排塞式喷管发动机提出了一套系统结构方案, 并对其进行了初步的研究计算。发动机采用泵压式燃气发生器动力循环系统。利用蝶形活门关闭煤油管路、利用可调气蚀管调节氢氧流量转变工况, 利用可调气蚀文氏管和涡轮排气进行推力矢量控制。以已有的三组元塞式喷管发动机推力室设计、分析为基础, 继承了三组元发动机和塞式喷管的研制成果, 是技术先进、性能高、可在短期内实现的新型液体火箭发动机。

关键词: 液体推进剂火箭发动机; 三元推进剂; 塞式喷管; 结构设计; 推力向量控制

中图分类号: V434; V511

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2003) 03-0228-04

A system configuration of tripropellant rocket engine with linear plug nozzle

LI Bing-ke¹, SHEN Chi-bing², ZHOU Jin²

(1. Beijing Fengyuan Machinery Inst., Beijing 100076, China;

2. Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Tripropellant Liquid Rocket Engine (TLRE) and Liquid Propellant Rocket Engine with Plug Nozzle (LPREP) are both key technologies for the realization of Single Stage To Orbit (SSTO). A system configuration for the Tripropellant (hydrogen, oxygen and kerosene) Rocket Engine with Linear Plug Nozzle (TRELPN) was presented, and some computational results on it were initially given. This gas generator cycle for pumped liquid rocket engine was chosen. The aim of the mode transfer was achieved by using the butterfly-type valve to shut off the kerosene flow and using variable-area-type Venturi tube to alter the hydrogen and oxygen flow-rate, and the thrust vector control was completed by using variable-area-type Venturi tube and the turbine gases. Based on some former design and analysis on TRELPN's thrust chamber, this paper presents a new designed TRELPN with advanced performance which takes achievements of TLRE and LPREP into account and can be realized in near future.

Key words: Liquid propellant rocket engine; Tripropellant; Plug nozzle; Structural design; Thrust vector control

1 引 言

20 世纪 50 年代以来, 液体火箭发动机采用高能推进剂、提高燃烧室压力和增大喷管面积比等措施, 在性能上得到巨大改进。但随着对空间的开发和利用, 对火箭发动机的性能与可靠性要求也越来越高。

三组元发动机采用两种燃料, 一种氧化剂。双工况采用变推力、变喷管面积比, 以满足不同段弹道的需求。在低空段使用高密度比冲推进剂, 在高空段使

用高比冲推进剂, 通过两种推进剂的适当配合, 可以继续提高运载能力。塞式喷管发动机在理论上能够提供对高度的连续补偿能力, 推进效率大大高于常规发动机。

三组元火箭发动机和塞式喷管发动机的设计是当今发展大推力、可重复使用运载火箭的关键技术, 但国内外未把两者结合起来研究过。本文提出一套三组元塞式喷管火箭发动机系统^[1], 希望能充分利用三组元发动机和塞式喷管的特性优点。

* 收稿日期: 2002-03-18; 修订日期: 2002-12-17。

作者简介: 李兵科 (1978—), 男, 硕士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

2 发动机系统结构简图及性能参数

本系统方案(结构)简图如图 1 所示:

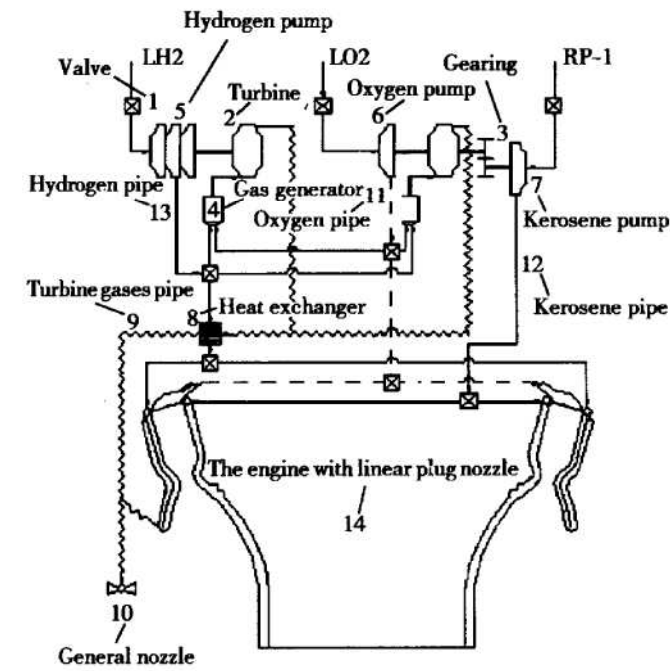


Fig. 1 System configuration of tripropellant rocket engine with linear plug nozzle

本方案为地面试车用的三组元塞式喷管发动机系统方案,推进剂为液氢、液氧、煤油,采用直排(即线性排列)塞式喷管,单元推力室使用三喷嘴喷注器,按双工况进行设计:即在第一工况下,使用液氢/液氧/煤油作推进剂;在第二工况下,使用液氢/液氧作推进剂(液氢在喷注器前要求为气氢)。

发动机系统由 12 个单元推力室在塞锥两侧线性排列,固体装药点火器作为能量发生装置,喷注器采用三个同轴离心内混式喷嘴。两个燃气发生器带动两个涡轮,一个涡轮带动氢泵;另一个带动氧泵和煤油泵,涡轮通过齿轮装置驱动煤油泵。齿轮装置在第二工况下通过离合装置关闭使煤油泵关闭。氢泵为三级轴流泵,氧泵和煤油泵为单级离心泵。两个涡轮为冲击式涡轮,两个燃气发生器均为富氢的氢氧燃气发生器,燃气发生器采用再生冷却方案,将要进入燃气发生器的氢作为冷却剂。流量控制用蝶形活门和可调气蚀管来完成。压力控制用压力调节阀完成。推力矢量控制利用流量和压力控制与涡轮排气控制共同完成。

考虑本发动机系统用于地面试车,对推力室及喷管用水作排出冷却。这样可利用高压空气挤压水箱的水来进行冷却,简单可靠。

第一工况(海平面时),进入主推力室的氧流量为 14.088kg/s,煤油流量为 2.739kg/s,氢流量为 1.173kg/s;第二工况(真空时),进入主推力室的氧流量为 7.038kg/s,氢流量为 1.173kg/s。(各组元流量不含发汗冷却、薄膜冷却所需的冷却剂流量)。发动机主要性能参数见表 1,两个氢氧燃气发生器主要性能参数见表 2。

Table 1 Main characteristics of tripropellant engine with linear plug nozzle in dual mode

Parameters	Mode 1	Mode 2
Engine thrust/kN	60.0	33.4
Specific impulse/(N·s/kg)	3 333.333	4 067.714
Chamber pressure/MPa	7.0	3.6
Hydrogen pump flowrate/(kg/s)	1.276	1.222
Hydrogen pump head/m	12 274.1	6 209.5
Hydrogen pump speed/(r/min)	50 000	50 000
Oxygen pump flowrate/(kg/s)	14.199	7.089
Oxygen pump head/m	833.3	366.6
Oxygen pump speed/(r/min)	20 000	20 000
Kerosene pump flowrate/(kg/s)	2.739	
Kerosene pump head/m	1 070.4	
Kerosene pump speed/(r/min)	20 000	

Table 2 Main characteristics of (Hydrogen and Oxygen) gas generator

Generator type	Parameters	Mode 1	Mode 2
Gas generator driving hydrogen pump turbine	Mixture ratio	0.9	0.9
	Hydrogen flowrate/(kg/s)	0.0468	0.0267
	Oxygen flowrate/(kg/s)	0.0422	0.0237
	Chamber pressure/MPa	7.1	3.7
	Chamber temperature/K	925	925
	Oxygen pressure drop of injector/MPa	1.7	0.89
Gas generator driving oxygen pump turbine in both modes and kerosene pump turbine in Mode 1	Hydrogen pressure drop of injector/MPa	1.55	0.81
	Mixture ratio	0.9	0.9
	Hydrogen flowrate/(kg/s)	0.050	0.0168
	Oxygen flowrate/(kg/s)	0.0450	0.0152
	Chamber pressure/MPa	7.1	3.7
	Chamber temperature/K	925	925
	Oxygen pressure drop of injector/MPa	1.7	0.89
	Hydrogen pressure drop of injector/MPa	1.55	0.81

3 系统方案

系统方案包括推进剂供应系统、动力循环系统、控制系统、推力矢量控制方案、推进剂贮存系统。

(1) 推进剂供应系统

推力室压力较高(第一工况下为 7MPa;第二工况下为 3.6MPa),系统工作时间长,推力要求能调节(因为在第一、二工况下共用同一发动机而不是采用两级发动机),因此采用了泵压式推进剂供应系统,使发动

机系统具有较低的系统重量和较高的性能,具有相当的质推比。由于采用此供应系统容易调节各组件压力和流量,为以后改进研究提供广阔的空间。

采用泵压式循环系统供应推进剂,根据塞式喷管的独特优点,采用了燃气发生器循环。每种推进剂各使用一个泵,采用两个涡轮:一个单独驱动氢泵;另一个在第一工况时驱动氧泵和煤油泵,在第二工况时只驱动氧泵(此时已关闭煤油管路)。对应于两个涡轮有两个氢氧富燃式燃气发生器。考虑发动机用于地面试车,推力室用排出冷却方式,水作冷却剂。

(2) 动力循环系统

对塞式喷管发动机系统,采用燃气发生器动力循环系统与采用补燃动力循环系统相比性能相差无几^[2]。燃气发生器动力循环系统,可以较好地保证塞式喷管发动机性能,而且使发动机结构简单,对涡轮泵系统要求较低,质量轻,制造技术简单,部件更换方便,应用最为广泛,拥有很成熟的研制经验可以借鉴,易于在短期内实现(这对本发动机系统用于地面试车更为适宜)。因此,在保证发动机性能的前提下,采用燃气发生器动力循环系统是最佳的选择。另外,对本方案中的直排塞式喷管发动机而言,采用该系统还可以利用涡轮排气来进行推力矢量控制,解决直排塞式喷管推力矢量控制中的滚动控制问题。这也是采用该系统的重要原因。

(3) 控制系统

控制系统指三种推进剂(氢、氧、煤油)的流量、压力的控制、推力大小的控制、双工况转变的控制及气氢转化。具体来说,流量控制采用可调气蚀管,压力控制由压力调节阀完成,推力大小控制是以上两方面控制的间接结果。当由第一工况向第二工况转变时,通过齿轮离合装置使煤油泵停止工作,同时利用碟形活门关闭煤油管路,利用可调气蚀管使氢氧流量调节到第二工况时所需的氢氧流量,从而实现工况转变控制。氢在进入喷注器前为气态,本系统利用涡轮排气经过换热器使液氢在进入喷注器前变为气态。

(4) 推力矢量控制方案

由于目前关于塞式喷管推力矢量控制的方案不多,而且使用经验还不成熟,本方案并没有采用变形喷管和差动节流这两种方案。因为本系统使用的塞锥是不可变形的(固定型的),无法采用变形喷管方案,而具体的差动节流方案很复杂。系统中塞式喷管为直排式,其推力矢量控制相对于环排式塞式喷管的推力矢量控制要较为困难。根据可借鉴的研究经验,

结合其特点,选用调节流量加辅助喷气流的方法来进行推力矢量控制。

由于塞式喷管为直排式,其推力方向的控制不易很好地解决,其推力矢量控制采用如下方法:在各单元推力室推力大小控制的基础上,主推力室(12个单元推力室的整体)不动,用4个不动的小喷管来实现(用涡轮出口的燃气作为这4个小喷管的工质)来实现推力矢量控制。

在发动机系统中,由于12个单元推力室作两组线性排列在塞锥两边,则可以通过改变这12个单元推力室中的某些单元推力室的推力来产生偏航力矩和俯仰力矩,以实现飞行器的偏航和俯仰的控制;而滚动力矩的产生则利用在主推力室周围布置排出涡轮排气的4个小喷管(普通喷管)来完成,实现对飞行器的滚动控制。

图2是直排塞式发动机产生控制力矩简明示意图(俯视图)。x轴为当地水平线,y轴为当地垂线,o为飞行器中心,小圆圈表示单元推力室,a和b,c和d表示头部对接的普通排气喷管。

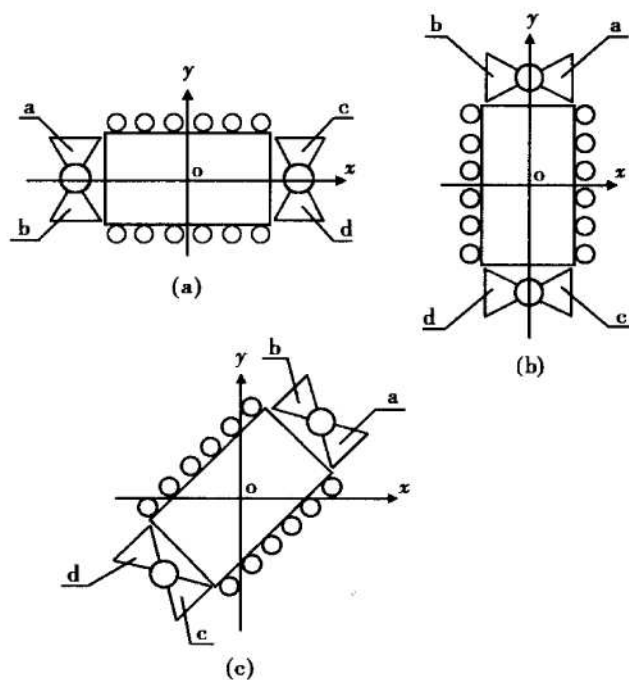


Fig. 2 Control momental figure of TRELPN

对偏航和俯仰的控制是通过控制发动机推力大小来实现的。利用气蚀可调文氏管和压力调节阀改变推进剂流量(主要)和改变压力(次要)来达到对发动机推力大小的控制。从而改变在x轴以上或以下部分的单元推力室的推力大小,可实现对俯仰的控制;通过改变在y轴以左或以右部分的单元推力室

的推力大小,可实现对偏航的控制。

通过布置在主发动机(即塞式喷管发动机整体)周围的排出涡轮废气的4个普通排气喷管来产生滚动力矩,实现滚动控制。关闭b(a),c(d)两个喷管,只让涡轮废气通过a(b),d(c)两个喷管排出,就可实现飞行器逆时针(顺时针)方向的滚动。

在发动机不需要滚动时,来自涡轮的燃气通过导管引到单元推力室尾部,喷向塞锥,与推力室排出的燃气一起喷出。通过具体的设计计算,对涡轮燃气的流量进行控制,以适应不同滚动力矩的要求,对具体的俯仰和偏行的力矩要求,需要确定多少要调节的单元推力室。这里只提出了矢量控制的方案,未对其作更深一步的设计计算。

(5) 推进剂贮存系统

由于系统结构的特点,推进剂贮存采用圆柱形贮箱,贮箱两端是椭球形。液氢贮箱用泵后液氢蒸气增压;液氧贮箱用泵后液氧蒸气增压;煤油贮箱采用气体蓄压瓶增压,增压气体为高压氮气。

4 技术需求

三组元塞式喷管发动机系统方案中,双工况采用变推力,而塞式喷管可提供对高空的连续补偿能力,以满足不同段弹道的需要;双工况时氢氧推进剂共用涡轮泵系统、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。本文的发动机系统中,三组元单元推力室使用有三个同轴离心内混式喷嘴的喷注器,推进剂液氧的涡轮泵系统在较大范围内变工况,工况转变时要利用具有离合装置的传动齿轮。

(1) 三组元喷嘴

为了验证三组元发动机概念的可行性,设计了三组元单元推力室,并进行了燃烧试验。试验使用了三组元同轴离心内混式喷嘴,要求推进剂氢在进入喷嘴前为气态。结果表明:(a)三组元推进剂启动平稳,点火可靠。可实现多次重复点火;(b)燃烧稳定,没有出现高频不稳定燃烧;(c)喷注器面板没有积碳,消除积碳影响;(d)喷注器面板没有出现烧蚀,仍保持原有的金属光泽。国外,同样取得了满意的结果。可见,三组元喷嘴技术是可以解决的。

(2) 变工况涡轮泵^[3]

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,俄罗斯三组元发动机 RD-704 的涡轮泵也要求在较大范围内变工况。可见,较大范围内变工况的涡轮泵在技术上是可以实现。

(3) 带有离合装置的传动齿轮

由于推进剂煤油只在第一工况时使用,所以在转工况时需关闭煤油输送管路。本文使用带有离合装置的传动齿轮实现,在转工况时,利用离合装置使驱动煤油泵的齿轮与和涡轮联接的齿轮脱离,从而使煤油泵停止转动,进而关闭煤油输送管路。带有离合装置的传动齿轮在国内外已有广泛应用,因此在技术上是容易实现的。

5 结 论

发动机系统是针对地面试车系统设计的,主要是为了验证三组元塞式喷管发动机的可行性,系统方案比较简单,容易在现有条件下实现,在试验上是完全可行的。国内已进行了本系统中三组元发动机单元推力室的试验,取得了比较满意的结果。关于塞式喷管发动机的试验,国内外均进行了许多,也取得了比较满意的结果。这里提出的三组元塞式喷管发动机系统,已经经过理论上的计算,证明是性能优越的发动机系统^[4,5]。随着三组元发动机和塞式喷管发动机理论的深入研究,这两者结合起来更容易实现,三组元塞式喷管发动机必将成为新型的高性能发动机。

参考文献:

- [1] 李兵科. 三组元直排塞式喷管发动机系统方案设计研究[D]. 长沙:国防科技大学,2000.
- [2] 黄奕勇. 以火箭为动力单机入轨飞行器推进理论研究[D]. 长沙:国防科技大学,1999.
- [3] 钟家强,胡平信. 三组元液体火箭发动机系统方案研究[J]. 推进技术,1997,18(6).
- [4] Kumakawa A, Onodera T, Yoshida M. A study of aerospike nozzle engines[R]. AIAA-98-3526.
- [5] Erickson Chris. Power cycle selection in aerospike engines for SSTO[R]. AIAA-97-3316.

(编辑:梅 瑛)