

# 补燃循环发动机推进剂 利用系统研究

张小平, 丁丰年, 刘站国, 王拴虎  
(陕西动力机械设计研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 采用推进剂利用系统可以提高运载火箭的发射能力。以液氧/煤油富氧预燃室补燃循环发动机为例, 提出的混合比调节系统方案为: 在推力室燃料主路设置全流量的混合比调节器, 由步进电机驱动, 可以实现混合比连续调节。与我国现有的液体火箭发动机相比, 这种调节方式可以实现全流量调节, 调节范围大。同时, 混合比调节时对推力、比冲和涡轮泵转速等参数的影响很小, 对发动机系统和组件的影响也较小。发动机混合比调节范围可以达到  $\pm 10\%$ , 调节速率为每秒  $2\%$  以上。

**关键词:** 液体火箭发动机; 补燃循环; 推进剂利用系统; 混合比调节器

中图分类号: V434.23

文献标识码: A

文章编号: (2005)02-0007-05

## Investigation of propellant utilization system for staged combustion rocket engine

Zhang Xiaoping, Ding Fengnian, Liu Zhanguo, Wang Shuanhu  
(Shaanxi Power Machine Design and Research Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** Launch capability of liquid rocket engine can be improved by propellant utilization system. Mixture ratio regulation scheme of an oxidizer-rich staged combustion rocket engine is presented in this paper. The investigation indicates that the best mixture ratio regulation scheme can be obtained by a mixture ratio regulator driven by an electromotor in the main fuel line for combustion chamber. This regulation mode can continuously regulate both oxidant and fuel flow rates with minimum impacts on thrust, impulse and other parameters of the engine. The mixture ratio regulation range obtained can be  $\pm 10\%$  at a rate over  $2\%$  per second.

**Key words:** liquid rocket engine; staged combustion; propellant utilization system; mixture ratio regulator

收稿日期: 2004-09-21; 修回日期: 2004-12-16。

作者简介: 张小平 (1970—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机系统设计。

## 1 引言

在运载火箭的飞行过程中, 由于受到发动机性能偏差、推进剂加注量偏差等因素的影响, 运载火箭的推进剂加注混合比和消耗推进剂的实际混合比存在一定偏差, 发动机在关机时贮箱内会剩余一部分氧化剂或燃料, 降低了火箭的运载能力。为了尽可能地减少推进剂剩余量、提高火箭的运载能力, 通常采取的措施是采用推进剂利用系统。采用推进剂利用系统后, 在火箭发射过程中可随时监测氧化剂和燃料贮箱中的推进剂剩余量, 经控制系统分析计算后给发动机发出指令, 由发动机调整混合比, 最终使推进剂的两种组元同时耗尽, 或使当一种推进剂耗尽时另外一种推进剂的剩余量达到最少, 从而提高运载火箭的发射能力。

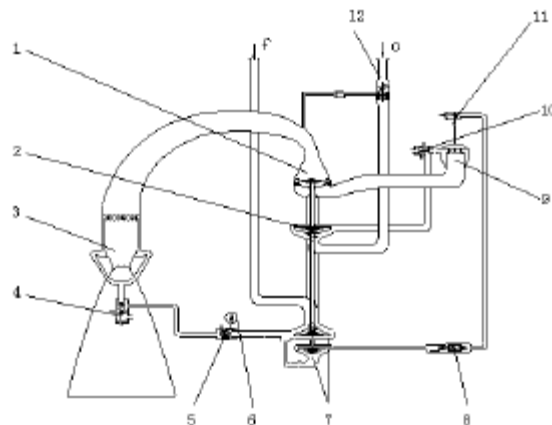
国外先进的运载火箭中均采用了推进剂利用系统, 使运载火箭的发射能力大大提高。如俄罗斯的“天顶”号运载火箭, 由于各子级均采用了推进剂利用系统, 火箭的起飞质量只有 460 吨左右, 而低地球轨道的运载能力达到 15 吨。我国的运载火箭也广泛地采用了推进剂利用系统, 采用该系统后提高了发射能力, 如 CZ-2E 火箭的运载能力提高了 700kg。

推进剂利用系统包括火箭的推进剂液位传感器、控制系统和发动机的混合比调节系统。本文针对补燃循环发动机的特点, 提出了该类发动机的混合比调节方案。

## 2 发动机工作原理简介

在大推力液体火箭发动机中, 补燃循环是目前先进的循环方式, 是国内外液体火箭发动机研究的方向。本文以液氧/煤油富氧预燃室补燃循环发动机为例, 提出具体的混合比调节方案, 所研究的发动机系统组成如图 1 所示。发动机采用补燃循环系统, 氧化剂经过氧化剂预压泵、氧化剂泵和氧化剂阀进入预燃室。燃料经燃料一级泵后分为两部分, 其中少部分经燃料二级泵、推力调节器、预燃室燃料阀进入预燃室; 大部分经混合比调节器、推力室燃料阀后进入燃烧室。少部分

燃料与全部氧化剂在预燃室中燃烧后产生的富氧燃气驱动涡轮, 随后进入燃烧室与大部分燃料进行补燃, 产生的燃气经喷管排出, 产生推力。



1—涡轮; 2—氧化剂泵; 3—推力室;  
4—推力室燃料阀; 5—混合比调节器; 6—电机;  
7—燃料泵; 8—推力调节器; 9—预燃室;  
10—预燃室氧化剂阀; 11—预燃室燃料阀;  
12—氧化剂预压泵

图 1 补燃循环发动机系统简图

Fig.1 Staged combustion engine system

## 3 发动机混合比调节方案的选择

发动机的混合比调节器及其控制电机是推进剂利用系统的执行元件, 通过调节发动机氧化剂或者燃料的流量, 实现推进剂混合比的调节。混合比调节可以采用推进剂泵后节流、泵后分流或泵后回流的方案, 调节方式包括电机控制的连续式调节和电动或气动阀控制的开关式调节。

### 3.1 连续调节和开关式调节方案

混合比调节可采用连续调节和开关式调节。连续调节需要在发动机上设置混合比调节器, 通常采用电机控制调节器的动作, 推进剂的流量变化是连续的, 可以根据火箭的需要对混合比的大小进行连续调节。开关式调节需要在发动机的推进剂供应路设置一路或几路分支, 并在分支上设置电动或气动的控制阀, 根据需要打开或关闭一路或几路控制阀, 实现推进剂流量调节, 在调节过程中推进剂流量是阶跃式变化的。两者相比,

连续调节方式具有如下特点:

- (1) 不需要另设分支, 系统结构简单。
- (2) 可以采用成熟的步进电机进行连续调节, 工作可靠、调节精度高。
- (3) 流量连续变化, 有利于发动机稳定工作。
- (4) 混合比调节范围大。
- (5) 混合比调节器结构较复杂一些, 但是在结构设计上完全可行。

根据上述比较, 发动机应选择连续调节方式。

### 3.2 泵后节流、分流及回流方案

在燃料泵或氧化剂泵后节流、分流或回流的方案均可以调节推进剂组元的流量, 实现混合比调节。

泵后节流方案为: 在氧化剂泵或燃料泵后设置混合比调节器, 通过调节其流通面积, 改变调节器出口压力, 从而调节推进剂组元的流量, 实现混合比调节。

泵后分流方案为: 在氧化剂泵或燃料泵后的管路设置旁路, 并在旁路中设置混合比调节器, 通过调节该路的流量, 改变推进剂组元的流量, 实现混合比调节, 我国现有的液体火箭发动机中采用的就是泵后分流方案。

泵后回流方案为: 在氧化剂泵或燃料泵后设置到泵前的回流路, 并在该路中设置调节器, 通过控制回流路的流量调节泵后压力, 进而调节推进剂流量, 实现混合比调节。

与泵后分流及泵后回流方案相比, 泵后节流方案的特点为:

- (1) 在推进剂主路进行调节, 不需要另设分流路或回流路, 系统简单。
- (2) 与泵后分流方案相同, 可以实现发动机的全流量调节, 因此混合比调节过程对发动机推力影响很小, 同时对涡轮泵、预燃室等组件的影响也较小。
- (3) 便于进行大范围调节, 调节范围可达到10%; 而采用分流方案的我国现有火箭发动机的调节范围只有不到3%; 由于混合比调节时对组件参数影响较大, 泵后回流方案也不宜进行混合比大范围调节。
- (4) 由于主路流量大, 调节器结构稍大。
- (5) 由于调节器压降较大, 需要的泵后压力较

高。

由于泵后节流方案中调节器的结构在设计上可以实现, 考虑到其它优点, 发动机采用泵后节流方案。

### 3.3 氧化剂路或燃料路调节

对于双组元液体火箭发动机, 可以通过调节某一组元的流量来调节发动机混合比。在发动机中, 既可以在燃料路设置调节器, 也可以在氧化剂路设置调节器来调节发动机的混合比。这需要根据发动机的具体特点来确定, 以液氧/煤油补燃循环发动机为例, 两种方案的特点比较如下:

(1) 液氧为低温推进剂, 低温状态的调节器设计相对较难。

(2) 发动机的额定混合比为2.6左右, 也就是说氧化剂的流量是燃料流量的2.6倍, 而两种推进剂的密度接近, 如果设置氧化剂路的调节器, 其结构必将大于燃料路的调节器。

(3) 发动机仿真计算表明, 混合比调节 $\pm 10\%$ 时, 调节器在氧化剂路或燃料路需要节流的压降接近, 由于氧化剂泵流量是燃料泵流量的2.6倍, 因此与燃料路调节相比, 如果在氧化剂路调节, 氧化剂泵所增加的功率远大于燃料泵, 需要涡轮发出更大的功率。

(4) 氧化剂路调节对预燃室温度影响较大, 不利于预燃室稳定工作。

根据上述分析, 燃料路调节方案要优于氧化剂路调节方案。

综上所述, 富氧预燃室补燃循环发动机应选择推力室燃料主路设置混合比调节器的方案进行混合比连续调节。

## 4 混合比调节过程分析

火箭飞行时推进剂利用系统的工作过程如图2所示。火箭贮箱的液位传感器测量两贮箱推进剂的液位, 结合发动机的反馈信号, 控制系统计算出发动机的混合比和推进剂的剩余量, 据此确定需要的混合比调节量, 并发出调节信号, 发动机接受信号后由步进电机驱动调节器改变发动机混合比, 同时由发动机发出反馈信号, 报告调节器的状态, 如果存在偏差, 则火箭发出纠偏信号, 以提高推进剂利用系统的性能。

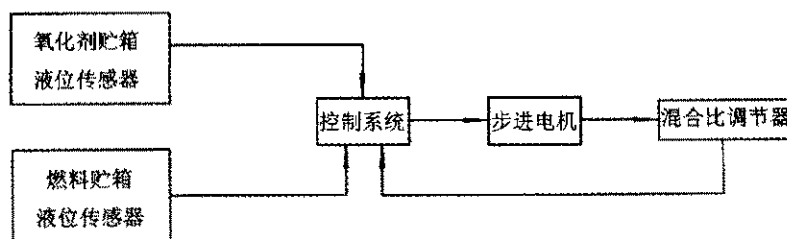


图2 推进剂利用系统工作过程简图

Fig.2 Operating process of propellant utilization system

调节混合比的元件包括步进电机和混合比调节器。步进电机接受火箭发出的脉冲信号后开始转动，改变混合比调节器的角度 $\alpha$ （对应调节器的流通面积），从而改变调节器的流阻系数 $x$ （ $\Delta p/q^2$ ）。流阻系数与调节器角度的关系如下：

$$x(\alpha) = A_0 + A_1\alpha + A_2\alpha^2$$

式中， $A_0$ 、 $A_1$ 、 $A_2$ 为常数。

燃料主路流阻特性改变后，推进剂组元的流量随之发生变化，从而实现混合比调节的目的。

在这一过程中，调节的是推力室的燃料主路，而预燃室的燃料流量由推力调节器来保证，使其保持不变或按预定程序变化。在富氧预燃室补燃循环发动机中，只要预燃室的燃料流量保持不变，涡轮泵的功率和转速变化不大，因此混合比调节对发动机性能和组件的影响较小。

在调节过程中，发动机的燃料流量增加时氧化剂流量有所减少，而燃料流量减少时氧化剂流量有所增加，使发动机总的流量变化较小，即可以实现发动机的全流量调节，这样在混合比调节时对推力等参数影响较小，可实现大范围的调节，调节范围可以达到 $\pm 10\%$ 。

混合比调节时，如果调节速率过快，容易引起系统不稳定，同时电机需要的功率也大，但是从火箭的角度来说混合比调节速率也不宜过慢。根据发动机动态过程仿真和电机特性分析，混合比调节速率可取每秒2%。

## 5 混合比调节过程中系统和组件的适应性分析

由于选择泵后节流方案，发动机可以实现全

流量调节，混合比调节过程中，对发动机参数的影响较小。图3和图4为混合比调节时发动机推力和比冲的变化曲线，表1为混合比调节时发动机关键参数的变化情况。图表中数值均为与额定值相比的相对量。

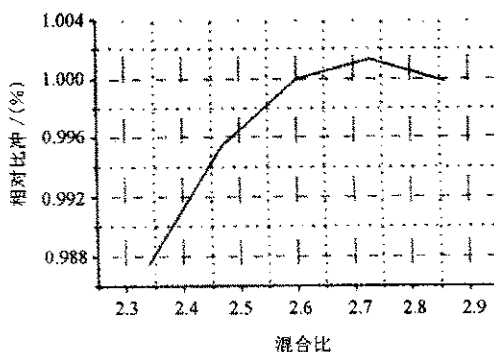


图3 混合比变化对推力的影响

Fig.3 Thrust curve versus mixture ratio

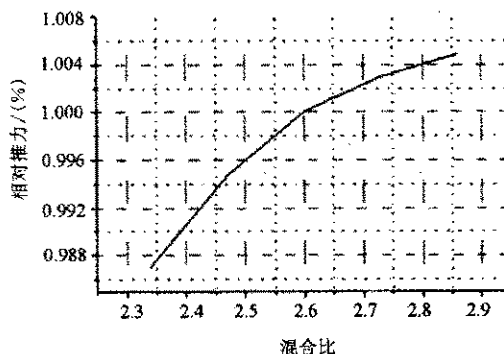


图4 混合比变化对比冲的影响

Fig.4 Impulse curve versus mixture ratio

表 1 发动机混合比调节时对主要参数的影响

Tab.1 Impact of mixture ratio regulation on engine parameters

混合比调节范围/(%)		+10	+5	-5	-10
发 动 机 参 数 变 化  /(%)	推力	+0.29	+0.26	-0.57	-1.31
	真空比冲	+0.03	+0.12	-0.47	-1.28
	燃烧室压力	-0.84	-0.39	+0.28	+0.50
	预燃室温度	-2.77	-1.40	+1.45	+2.96
	涡轮泵转速	+1.06	+0.55	-0.55	-1.09
	氧化剂流量	+2.91	+1.48	-1.42	-2.91
	燃料流量	-6.45	-3.35	+3.67	+7.84
	氧化剂泵出口压力	+1.79	+0.92	-1.02	-2.04
	燃料一级泵出口压力	+3.32	+1.69	-1.81	-3.63
	燃料二级泵出口压力	+2.78	+1.45	-1.71	-3.20
	氧化剂泵功率	+4.70	+2.39	-2.31	-4.61
	燃料泵总功率	-1.44	-0.79	+0.95	+2.21

从表 1 中可以发现,混合比在较大范围调节时对发动机的影响较小。对于预燃室和燃烧室的喷注器来说,流量变化的范围为 7% 左右,对喷注器的压降等影响较小,在其适应范围内。

对于氧化剂泵和燃料泵来说,转速、扬程、流量和功率等参数的变化对轴承、密封等关键组件的影响很小。

对于燃气系统来说,最关键的影响是预燃室温度,发动机混合比越低预燃室的温度越高。混合比在  $\pm 10\%$  范围内调节时,预燃室温度的变化范围为  $430\sim 480^{\circ}\text{C}$ 。根据目前燃气系统的材料及其表面涂层的性能,可靠工作的温度应在  $550^{\circ}\text{C}$  以上,因此燃气系统适应混合比调节。

对推力室来说,混合比调节带来的最大影响是对推力室结构冷却性能的影响。由于推力室采用燃料冷却,混合比调节时燃料流量发生变化,混合比越高燃料流量越少,推力室冷却越差,但是混合比调节至  $\pm 10\%$  时,燃料流量仅减少 6.45%,影响并不大,在推力室冷却设计的允许范围内。

如上所述,发动机的混合比较低对燃气系统不利;而混合比越高,推力室的冷却性能越差,因此在确定发动机的混合比及其调节范围时应综合考虑这些因素。结合发动机的可靠性和火箭总体的要求,混合比调节范围选择  $\pm 10\%$  较为合适。

## 6 结论

(1) 为了提高使用性,液体火箭发动机应充分考虑推进剂利用系统,设置混合比调节系统。

(2) 对于富氧预燃室补燃循环发动机来说,最佳的混合比调节方案为:在推力室燃料主路设置混合比调节器,由步进电机驱动,实现混合比全流量连续调节。

(3) 采用上述方案的发动机混合比调节范围可以达到 10%,调节速率应为每秒 2% 左右。

(4) 由于选择泵后节流方案,采用全流量调节,混合比调节时,对发动机的推力、比冲和涡轮泵转速等参数影响很小。

### 参考文献:

- [1] 陈新华主编. 运载火箭推进系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [2] 朱宁昌, 董锡鉴, 等. 液体火箭发动机设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1994.
- [3] 段小龙, 刘站国, 等. 补燃循环液体火箭发动机大范围工况调节方案研究[J]. 火箭推进, 2004, 30 (3).

(编辑: 陈红霞)