

文章编号: 1000-8055(2005) 02-0334-05

一种小型全流量补燃循环 火箭发动机实验装置

张青松, 胡泽保, 胡 伟
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘要: 介绍一种新的液体火箭发动机动力循环型式—全流量补燃循环的概念及其相对于其它动力循环的优点。为研究这一先进的循环系统, 设计了一套小型全流量补燃循环氢/氧火箭发动机实验装置。结合该装置的系统方案, 对其进行一维管路计算; 通过对2个预燃室进行热力计算, 确定了其燃烧温度和预燃气体的热物理性质; 在燃烧室压强和混合比大范围变化的情况下, 对氢氧推进剂的比冲特性进行探讨, 以此确定燃烧室压强为4.0 MPa, 推进剂余氧系数为0.75。最后估算出该实验装置所能产生的推力为4018.77 N。
关键词: 航空、航天推进系统; 全流量补燃循环; 预燃室; 热力计算; 比冲特性
中图分类号: V434 **文献标识码:** A

An Experimental Equipment for Small Scale Rocket Engine with Full Flow Staged Combustion Cycle

ZHANG Qing-song, HU Ze-bao, HU Wei

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100083, China)

Abstract: A new kind of power cycle of the propellant feed system for liquid propellant rocket engine is presented. The full flow staged combustion cycle and its superior performance compared to the traditional cycle are discussed. For further study of this advanced cycle system, experimental equipment for small scale rocket engine with full flow staged combustion cycle was designed and established. One-dimensional propellant feeding pipe system calculation has been carried out to confirm the pressure and volume needed for the propellant store tank. Through the thermodynamic calculation of two pilot burners, the burning temperature and the thermodynamic properties of the burning gas were obtained for further design of the pilot burner. A large number of specific impulse for the hydrogen-oxygen propellant was investigated with the chamber pressure and mixture ratio varying in a wide range. According to the performance analysis done, the chamber pressure and mixture ratio were determined to be 4.0 MPa and 0.75 respectively with certain consideration of the practical experimental conditions. Finally, the thrust generated was predicted to be 4 018.77 N.

Key words: aerospace propulsion system; full flow staged combustion cycle; pilot burner; thermodynamic calculation; specific impulse

随着航天技术的发展和大规模航天活动的展开,研制低成本、高可靠性、可重复使用的先进液体火箭发动机已显得尤为重要。

目前先进的液体火箭发动机大多采用分级燃烧循环作为其动力循环系统。本文所介绍的全流量补燃循环是分级燃烧循环的进化产物,所谓全流量可以这样理解^[1]:其所有的燃料和氧化剂经过泵并对推力室进行冷却以后全部进入预燃室:其中大部分的燃料和少部分的氧化剂输送到富燃预燃室中进行燃烧,产生的富燃燃气用来驱动高压燃料涡轮;剩余的大部分的氧化剂和少部分的燃料输送到富氧预燃室中进行燃烧,产生的富氧燃气用来驱动氧化剂涡轮;然后从涡轮里排出的富燃燃气再进入主燃烧室中进行补燃。而一个富燃的分级燃烧循环,其大部分的氧化剂是直接喷入主燃烧室的。

全流量补燃循环在分级燃烧循环的基础上有所改进,所以它既具有分级燃烧循环的先进性,又有其自身的优点:相比开式循环的燃气发生器循环和推力室抽气循环,它无外排能量损失,推进剂的利用率很高;相比膨胀循环,它不会受到燃烧室室压增高和推力增大的限制。与结构布局较为复杂的分级燃烧循环相比,全流量补燃循环中涡轮工质流量更大,是以全部的推进剂流量流过涡轮,这意味着在相同的驱动涡轮的功率下,涡轮的工作温度降低了。涡轮工作温度的降低,能延长涡轮的工作寿命并提高其工作可靠性,还能降低涡轮泵系统的研制费用。用富氧燃气驱动氧化剂涡轮,可以使高压氧化剂涡轮泵中的密封装置得以简化。另外,在推

力室中是两股预燃气体在进行补燃,气—气相的燃烧过程中省去了液相燃烧时的雾化、蒸发过程,其燃烧更稳定,燃烧效率更高,也有利于减小推力室的结构尺寸。

对这种新型的全流量动力循环形式,有许多关键技术(如富氧预燃室、富燃预燃室、气—气喷注器等)需要深入研究,本文设计的一套小型全流量补燃循环实验发动机,为进行预燃室试验、气—气喷注器试验和推力室性能试验提供了条件。

1 实验系统方案设计

1.1 方案简图

该实验发动机属于中小推力发动机,用常温下的氧气、氢气作为推进剂,推力室流量为 1.1 kg/s,推进剂供应方式采用挤压式。

按供应、控制和吹除、冷却、点火、预燃室和推力室等几个分系统对整个试验台进行了设计^[2],方案如图 1 所示(虚线部分表示控制气和吹除管路)。其中点火装置采用电能点火器,它可以实现多次点火,并且适当提高火花塞的发火频率(120~160 Hz)可以改善氢氧的点火效果,保证整个起动点火过程中燃烧室压力上升比较平稳^[3]。

实验系统的工作原理如下:
启动:首先打开气瓶阀门(a)和起动阀门(b),经减压器(c)减压后,到达流量控制器(d),先打开点火推进剂组元供应支路的电磁阀(e),推进剂进

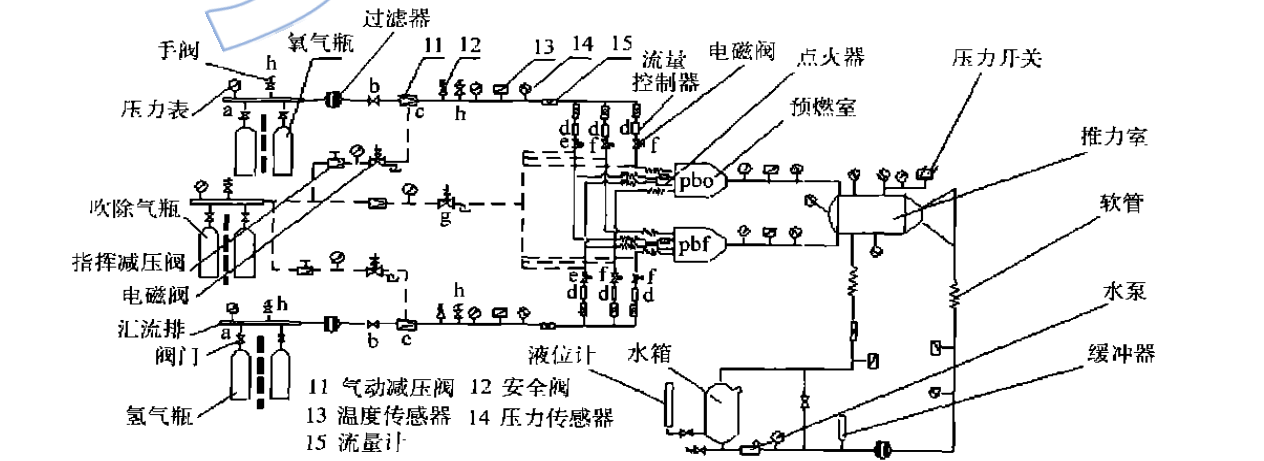


图1 全流量氢/氧试验发动机系统简图

Fig. 1 Simplified diagram of experimental hydrogen/oxygen propulsion engine with full flow staged combustion cycle

入点火器后进行点火, 然后打开预燃室推进剂供应支路的电磁阀(f), 推进剂进入预燃室后在点火燃气的加热下进行混合燃烧, 随后预燃气体再经由气体喷注器进入主燃烧室中进行补燃。

主级: 点火成功后, 关闭点火推进剂组元供应支路的电磁阀(e), 发动机在流量控制器(d)的控制下, 使预燃室和推力室在额定混合比和额定推力范围内工作。

关机: 发动机在接到关机指令后, 先关闭两条管路路上的起动阀门(b), 然后关闭预燃室前的电磁阀(f), 并打开吹除管路的电磁阀(g), 对预燃室、燃气管路和推力室进行吹除, 吹除完毕后关闭此电磁阀(g)。随后关闭各个气瓶上的阀门(a), 并拧开汇流排上和减压器后的手阀(h), 放出高压管路和低压管路中的残余气体。

质量守恒方程:

$$\left(\frac{P_b}{n_g}\right) \cdot N_H = 2P_{H_2O} + 2P_{H_2} + P_H + P_{OH} = \frac{1\ 000}{1 + 8\alpha} \cdot \frac{P_b}{n_g} \quad (1)$$

$$\left(\frac{P_b}{n_g}\right) \cdot N_O = 2P_{O_2} + P_{H_2O} + P_O + P_{OH} = \frac{500\alpha}{1 + 8\alpha} \cdot \frac{P_b}{n_g} \quad (2)$$

化学平衡方程:

$$K_{P, H_2} = \frac{P_H^2}{P_{H_2}} \quad (3)$$

$$K_{P, O_2} = \frac{P_O^2}{P_{O_2}} \quad (4)$$

$$K_{P, H_2O} = \frac{P_H P_{O_2}^{1/2}}{P_{H_2O}} \quad (5)$$

$$K_{P, H_2O} = \frac{P_{OH} P_{H_2}^{1/2}}{P_{H_2O}} \quad (6)$$

补充方程:

$$P_b =$$

$$P_{H_2O} + P_{H_2} + P_H + P_O + P_{OH} + P_{O_2} \quad (7)$$

在求解非线性方程组(1)~(7)时采用逐步近似法求解, 首先将全部组分区分为主要组分和次要组分, 并在第一次近似计算中令次要组分的分压 P_i 等于零, 在此基础上求出主要组分的近似值, 然后逐步近似, 迭代求解。

最后再根据能量守恒方程(推进剂的总焓等于燃烧产物的总焓), 用内插公式法确定绝热燃烧温度, 最后计算此燃烧温度下的平衡组分, 以及燃气的热力学性质和输运性质。

1.2.2 预燃室热力计算

富氧预燃室中燃烧产物的主要组分是 H_2O 和

1.2 预燃室设计

在对预燃室进行设计时, 首先要对其进行热力计算, 确定预燃室的燃烧温度和预燃气体的热物理性质(氢/氧推进剂的温度为常温), 以了解其性能和工作条件。

1.2.1 热力计算方法

用化学平衡常数法进行预燃室的热力计算^[4]。计算出氢氧推进剂的假定化学式为:

$$H \frac{1\ 000}{1 + 8\alpha} O \frac{500\alpha}{1 + 8\alpha} \quad (\alpha \text{ 为余氧系数})$$

推进剂中含有氢、氧2种元素, 据此采用6组分四反应的热力计算模型, 所考虑的燃烧产物是: H_2O , H_2 , H , O , OH 及 O_2 。

在设定温度和压强条件下计算平衡组分的控制方程组:

H_2 , 式(1), 式(2)和式(7)三式结合, 解出主要组分的分压 P_{H_2O} 与 P_{H_2} , 再由式子(3)~(6)分别解出次要组分的分压 P_H , P_{OH} , P_{O_2} 和 P_O , 即可形成迭代计算格式。

富氧预燃室中燃烧产物的主要组分是 H_2O 和 O_2 , 式(1), 式(2)和式(7)三式结合, 解出主要组分的分压 P_{H_2O} 与 P_{O_2} , 再由式子(3)~(6)分别解出次要组分的分压 P_O , P_{H_2} , P_H 和 P_{OH} , 便可形成迭代计算格式。

在富燃预燃室压强为4.5 MPa、余氧系数为0.075, 富氧预燃室压强为4.5 MPa、余氧系数为21.25的条件下, 预燃室热力计算结果如表1所示。

1.3 实验系统的管路计算

在已知推进剂气体和预燃室燃气的物理性质(进行热力计算后得到)、推进剂的流量、燃烧室和预燃室压强、混合比的条件下, 结合实验系统的结构布局, 通过压强平衡方程和流量平衡方程, 对系统进行管路计算, 确定气瓶压强和气瓶数目, 以及各段管路的直径。

从气源出来的推进剂要分别进入两个预燃室(全流量补燃循环的特点), 推导出计算各条管路的推进剂流量的公式为:

表 1 预燃室热力计算结果

Table1 Results of the preburners' thermodynamic calculation

	绝热燃烧 温度/K	燃烧产物的 平均分子量	燃烧产物的平均气 体常数/ (J/kg · K)	粘性系数/ (g/cm · s)	热传导系数/ (J/cm · s · K)
富燃预燃室	895.60	3.200	2 598.125	$2.180\,3\times 10^{-4}$	$3.538\,4\times 10^{-3}$
富氧预燃室	959.45	30.742	270.448	$4.562\,7\times 10^{-4}$	$7.434\,1\times 10^{-4}$

$$q_{mo} = \frac{y_{me}}{y_{me} + 1} \cdot q_{me}$$

$$q_{mf} = \frac{1}{y_{me} + 1} \cdot q_{me}$$

$$q_{mfpo} = \frac{1}{y_{mpbo} + 1} \cdot q_{mepbo}$$

$$q_{mfphf} = \frac{1}{y_{mpbf} + 1} \cdot q_{mephf}$$

$$q_{mfpo} + q_{mfphf} = q_{mf}$$

$$q_{mopbo} = \frac{y_{mpbo}}{y_{mpbo} + 1} \cdot q_{mepbo}$$

$$q_{mophf} = \frac{y_{mpbf}}{y_{mpbf} + 1} \cdot q_{mephf}$$

$$q_{mopbo} + q_{mophf} = q_{mo}$$

式中:

- q_{me} 推力室总流量
- q_{mo} 推力室的氧化剂流量
- q_{mf} 推力室的燃料流量
- y_{me} 推力室的混合比
- q_{mopbo} 富氧预燃室的氧化剂流量
- q_{mophf} 富燃预燃室的氧化剂流量
- q_{mfpo} 富氧预燃室的燃料流量
- q_{mfphf} 富燃预燃室的燃料流量
- q_{mepbo} 富氧预燃室的总流量
- q_{mephf} 富燃预燃室的总流量
- y_{mpbo} 富氧预燃室混合比
- y_{mpbf} 富燃预燃室混合比

根据推进剂输送管路中的零部件布局, 将整个管路分成若干段(在此分为4段), 分别计算其压强损失, 然后将各段管路的压强损失进行叠加, 既可算出总的损失。

考虑各段管路的动压损失 P_d , 局部压强损失 P_m , 沿程损失 P_f , 可得气瓶压强为:

$$P_{\text{气瓶}} = P_c + \sum (P_d + P_m + P_f) \tag{8}$$

流量平衡方程: 并联管路的流量按前述公式计算, 在串联管路中, 各段管的流量相同, 即:

$$Q = Q_i = \rho_i \cdot \frac{\pi d_i^2}{4} v_i \tag{9}$$

在计算出各段管路的流量的情况下(流量较小的分支管路在初步估算时可以不考虑), 通过调整给出合适的管道尺寸后, 可由式(9) 求出流速 v , 进而算出雷诺数 Re , 由 Re 及管壁粗糙度可算出沿程损失系数 $\lambda^{[5]}$, 由管道的布置情况可得到局部损失系数 ζ , 最后就可求出总的流动损失, 完成管路计算的任务。

2 推力室性能预估

2.1 发动机的比冲特性

在对发动机进行热力计算的基础上, 可对推力室的性能进行初步预估(出口压强为一个物理大气压)。根据一维轴对称模型计算出在不同压强和混合比情况下的比冲如图2所示。

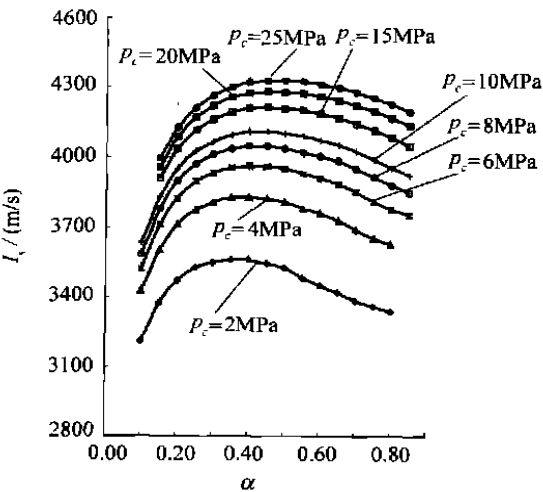


图 2 理论比冲随燃烧室压强和混合比的变化曲线

Fig.2 Variation curves of theoretical specific impulse with the pressure of combustion chamber and the mixture ratio

从比冲随余氧系数的变化曲线上可以看出:在同一压强下,比冲达到最大值时的余氧系数比较低(0.4~0.5),远低于其它推进剂,这主要是因为燃气的平均分子量对比冲有较大的影响;在比冲曲线上过了峰值之后,曲线变化比较平缓,从系统的动态稳定性考虑,余氧系数可比最佳值稍大一些,而此时比冲也不会有太大的损失;并且减少氢的比例也可以增加推进剂综合密度^[3](因为氢的密度比较小),有助于提高发动机的总冲或降低火箭的结构质量。

综合以上的分析,并考虑实验设备的具体承压情况,将燃烧室的压强选为4.0 MPa,余氧系数 α 定为0.75,此时发动机的理论比冲 I_s 为3 654.85 m/s。

2.2 发动机的推力性能

根据压强和流量便可计算出喷管的喉部直径,对此数据进行圆整,并对燃烧室压强进行修正,再将这两个数据进行相互的迭代计算,直到满足要求的精度为止。在保证燃烧室的压强变动不大的情况下,计算出在新的压强下的喉部直径、喉部面积、比冲和相应的推力性能如下所示:推进剂流量为1.1 kg/s;燃烧室压强为 39.338×101.325 kPa;比冲为3 653.430 m/s;喉部直径为28.500 mm;喉部面积为 637.940 mm^2 ;推力为4 018.77 N。

喉部面积的确定:

$$A_t = \frac{\dot{m} \cdot \overline{T^*}}{K \cdot P^*}$$

其中:

$$K = \frac{k}{R} \left[\frac{2}{k+1} \right]^{(k+1)/(k-1)}$$

$$\text{推力: } F = \dot{m} \cdot I_s$$

3 结 论

(1) 本试验设备可以在流量为1.1 kg/s,燃烧室压强大约为4.0 MPa的条件下进行预燃室、气—气喷注器和推力室的性能研究。

(2) 该发动机采用的全流量补燃循环系统,性能有多方面的改善。但在设计上也带来了新的问题,在该系统的两个预燃室中,燃烧都在偏离化学当量混合比很远的情况下进行,需要克服点火难度大的问题;为确保预燃室的工作条件,对进入预燃室的各路推进剂的流量要进行严格地控制。在主燃烧室中实现气—气燃烧,要求喷注器具有良好的混合性能,并应采用与高温燃气能兼容的材料。

(3) 气相混合特性的实验研究比起液相混合有一定的难度,因为传统的观测设备较难观察到气体之间的掺混过程。

参考文献:

- [1] Farhangi S, Yu T, Rojast L, et al. Gas-Gas Injector Technology for Full Flow Stage Combustion Cycle Application[R]. AIAA, 1999: 99~2757.
- [2] 张黎辉,张国舟,程显辰.液体火箭发动机输送系统讲义[M].北京:北京航空航天大学出版社,2000.
- [3] 朱森元.氢氧火箭发动机及其低温技术[M].北京:国防工业出版社,1995:119.
- [4] 李宜敏,张中钦,张远君.固体火箭发动机原理[M].北京:北京航空航天大学出版社,1999:50~123,298~315.
- [5] 魏星禄,刑宗文,方人淞.流体力学基础[M].北京:北京航空航天大学出版社,2001:89~99.