

文章编号: 1000-8055(2005) 02-0328-06

对全流量补燃循环发动机系统的 研究与分析

胡 伟, 张青松

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘要: 论述了全流量补燃循环氢氧发动机的工作过程,并给出了基于这种循环方式的发动机的系统简图。根据现有的氢氧发动机的研制现状,针对全流量补燃发动机进行了系统参数的平衡计算。从这种循环方式的工作机理出发,结合参数计算得到的结果对这种循环方式的发动机的先进性进行了讨论。认为这种循环方式的氢氧发动机可以具有更高的可靠性,以及能够获得更高的性能,能够满足人们现在对高可靠性,低成本,可重复使用的液体火箭发动机的要求。

关键词: 航空、航天推进系统; 全流量补燃循环; 预燃室; 涡轮泵; 液体火箭发动机

中图分类号: V434

文献标识码: A

Research and Analysis of the Full-Flow Staged Combustion Cycle Rocket

HU Wei, ZHANG Qing-song

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

Abstract: The working process of the H_2/O_2 engine full-flow staged combustion cycle is discussed, and the system sketch of the rocket engine based on this cycle is presented. Based on the development status of the H_2/O_2 rocket engine, the system parameter balance calculations were executed. The calculated results show that the full-flow staged combustion cycle yields a lower temperature of the pilot burner and the turbine working gas compared to the fuel-rich staged combustion cycle engine with the same power output. The advantages of the full-flow staged cycle are discussed. It is believed that reliability and performance of the engine with this kind of cycle are superior and the full-flow cycle engine can satisfy the high reliability, low cost and reusable requirement.

Key words: aerospace propulsion system; full-flow; staged combustion; pilot burner; liquid rocket engine

火箭发动机作为各种航天运载器和航天器主要使用的推进系统,在人类的航天活动中具有重要的地位和作用。目前的航天技术的发展证明,航天

活动的发展是与液体火箭发动机紧密相连的,没有先进的液体火箭发动机就不会有大规模的航天活动。

收稿日期: 2004- 03- 22; 修订日期: 2004- 06- 23

作者简介: 胡伟(1975-),男,四川遂宁人,北京航空航天大学宇航学院博士生,主要从事液体火箭发动机系统研究。

在新的世纪里, 需要低成本、高可靠性的大推力液体火箭发动机作为大型运载工具的动力装置, 同时也需要高性能、可重复使用的液体火箭发动机作为天地往返飞船的动力装置。美国早在 60 年代初期就已经开始高压的液氢/液氧发动机, 并于 1969 年提出航天飞机计划的同时, 开始了 SSME 的研究。

SSME 是一种可以多次使用的大推力高压补燃的液氢/液氧发动机。SSME 作为航天飞机的主发动机是非常成功的液体火箭发动机, 它具有高性能、大推力以及较高的可靠性。在实际的飞行中, SSME 的性能非常令人满意, 不过, 从最初的多次重复使用的寿命目标来看, SSME 还远未实现其设计思想。虽然, 在航天飞机首飞后不久, 美国就开始了 SSME 的改进计划, 但是仍然有许多问题不能得到很好的解决。

全流量补燃循环是一种不同于 SSME 的部分流量补燃循环的系统, 由于其循环方式的变化, 从多个方面克服了 SSME 所不能解决的问题, 本文从循环机理上讨论了这些问题。

1 全流量补燃循环的工作原理

全流量补燃循环也是一种补燃循环, 如果要讨论其工作原理及其优点, 就必须先介绍一下目前许多氢氧发动机所采用的部分流量的富燃补燃循环。SSME 发动机是一种比较成功的富燃补燃循环的氢氧发动机, 本文以 SSME 为例来讨论部分流量富燃补燃循环。

1.1 SSME 发动机系统的循环方式

SSME 采用的富燃补燃循环方式。它的系统简图如图 1 所示: SSME 的供应系统主要有两个独立的预燃室, 两套低压涡轮泵和两套高压涡轮泵以及一些控制阀门组成。SSME 发动机的工作过程见文献 [1]。

1.2 全流量补燃循环发动机系统的工作原理

全流量补燃循环发动机系统的供应系统主要有两个独立的预燃室, 两套低压涡轮泵和两套高压涡轮泵以及一些控制阀门组成。与 SSME 不同的是, 这 2 个预燃室, 一个是富燃的预燃室; 另一个是富氧的预燃室。

氧化剂: 液氧由预压泵进入高压氧化剂泵, 从高压泵流出的液氧通过氧化剂主阀门以后分成 3 部分:

- 大部分的高压液氧进入富氧预燃室燃烧;
- 小部分高压液氧进入富燃预燃室燃烧;
- 剩余的高压液氧进入热交换器, 然后向氧化剂贮箱增压;

燃料: 液氢由预压泵进入高压燃料泵, 从高压泵流出的液氢通过燃料主阀门以后分成 3 部分:

- 一部分液氢流入喷管出口处的冷却套, 沿喷管向上进行冷却, 从喉部附近的集液环流出, 进入一个混合器;
- 一部分液氢流入喉部附近的集液环, 沿主燃烧室向上进行冷却, 其中的一部分引出到燃料贮箱进行增压, 其余的部分进行混合器;

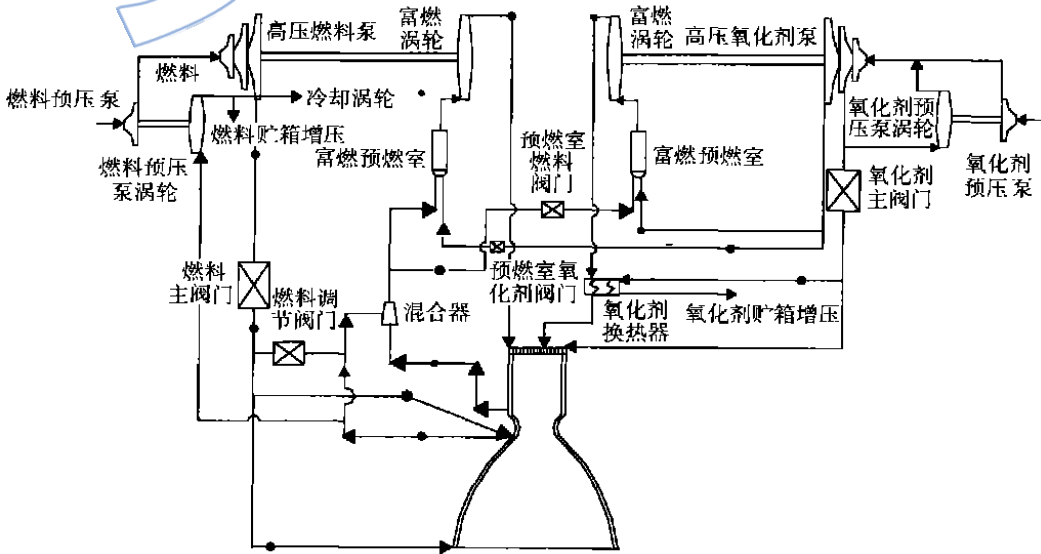


图 1 SSME 的系统简图

Fig. 1 System of SSME

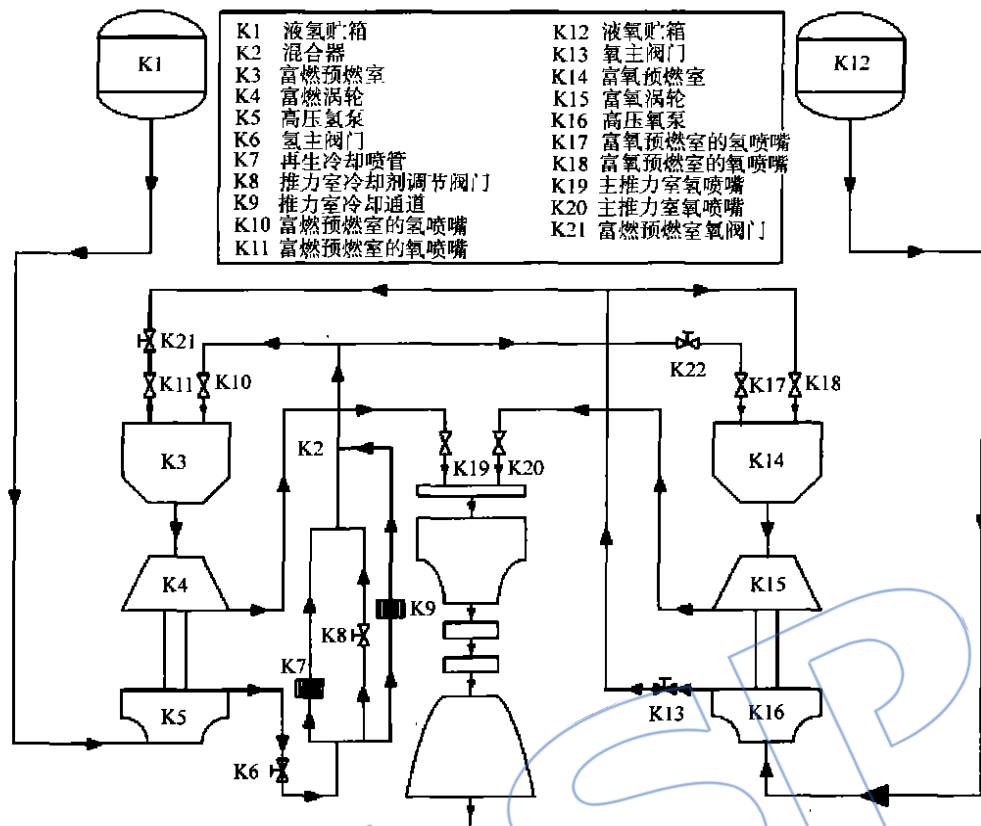


图 2 全流量补燃循环发动机的系统简图

Fig. 2 System of a full-flow staged combustion cycle liquid propellant rocket engine

一部分直接进行混合器；
在混合器中的燃料进行混合后，大部分进入富燃预燃室进行燃烧，另一部分进行富氧预燃室进行燃烧，如图 2 所示。

2 全流量补燃循环氢氧发动机的优点

2.1 系统平衡参数的计算

在分析全流量补燃循环发动机的性能之前，首先进行发动机系统的平衡计算。我们选定的发动机系统平衡计算简图如图 2 所示。根据参考文献[4]提供的补燃循环的液体火箭发动机的流量平衡方程、压力平衡方程和功率平衡方程，可以得到下面的等式：

(1) 富燃涡轮的功率：

$$N_{T,1} =$$

$$\frac{c_1 \pi P_c \dot{m}_f}{\rho_f \eta_{p,f}} = \dot{m}_1 \frac{k_1}{k_1 - 1} R_1 T_1 \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_1} \right)^{\frac{k_1 - 1}{k_1}} \right] \eta_{T,1} \quad (3)$$

同样对于富氧涡轮泵可以得到下面的等式：

$$\dot{m}_1 \frac{k_1}{k_1 - 1} R_1 T_1 \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_1} \right)^{\frac{k_1 - 1}{k_1}} \right] \eta_{T,1} \quad (1)$$

其中： $\dot{m}_1$ 为富燃涡轮工质流量， k_1 为富燃燃气的绝热指数， R_1 为燃气的气体常数， T_1 为燃气温度， π_1 为富燃涡轮压比， $\eta_{T,1}$ 为富燃涡轮效率。

(2) 燃料泵的功率为：

$$N_{p,f} = \frac{\Delta P \dot{m}_f}{\rho_f \eta_{p,f}} \quad (2)$$

根据压力平衡：

泵的压升 ΔP 可以用燃烧室的室压 P_c 来表示，则有：

$$N_{p,f} = \frac{c_1 P_c \pi \dot{m}_f}{\rho_f \eta_{p,f}} \quad (2a)$$

其中： c_1 为压力系数，由氢泵入口到主推力室沿途的压力损失系数组成， $\eta_{p,f}$ 为氢泵的效率， $\dot{m}_f$ 为发动机液氢的流量。

根据功率平衡可以得到：

$$\frac{c_2 \pi_2 P_{c, m_o}}{\rho_o \eta_{P, o}} = \dot{m}_2 \frac{k_2}{k_2 - 1} R_2 T_2 \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_2} \right)^{\frac{k_2 - 1}{k_2}} \right] \eta_{T, 2}$$

(4)

其中: 下标为 2 的参数为富氧的参数。

推力室的混合比为 γ_c , 富燃预燃室的混合比为 γ_1 , 富氧预燃室的混合比为 γ_2

根据流量平衡有:

$$\dot{m}_1 + \dot{m}_2 = \dot{m}_f + \dot{m}_o$$

(5)

设进入富燃预燃室的氧化剂为 $x_1 \dot{m}_o$, 进入富氧预燃室的氧化剂为 $x_2 \dot{m}_o$, 很显然 $x_1 + x_2 = 1$

整理式 (3) 和 (4), 可以得到:

$$P_c = \frac{x_2 \frac{\gamma_2 + 1}{\gamma_2} b_2 e_2 + x_1 \frac{\gamma_1 + 1}{\gamma_1} b_1 e_1}{d_2 \pi_2 + \frac{d_1}{\gamma_c} \pi_1}$$

(6)

其中:

$$x_1 = \frac{\gamma_1 (\gamma_2 - \gamma_c)}{\gamma_c (\gamma_2 - \gamma_1)}, \quad x_2 = \frac{\gamma_2 (\gamma_c - \gamma_1)}{\gamma_c (\gamma_2 - \gamma_1)}, \quad \frac{k_1}{k_1 - 1} R_1 T_1 = b_1, \quad \frac{k_2}{k_2 - 1} R_2 T_2 = b_2$$
$$\frac{c_1}{\rho_f \eta_{P, f}} = d_1, \quad \frac{c_2}{\rho_o \eta_{P, o}} = d_2, \quad \eta_{T, 1} \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_1} \right)^{\frac{k_1 - 1}{k_1}} \right] = e_1, \quad \eta_{T, 2} \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_2} \right)^{\frac{k_2 - 1}{k_2}} \right] = e_2$$

为了对比分析, 我们取与 SSME 相同的燃烧室的压力以及混合比以及相同的涡轮和泵效率, 即室压为 20.5 MPa, 混合比为 6, 压力系数参照 SSME 发动机的压力系数进行选取, 并取富燃预燃室的混合比为 0.59, 富氧预燃室的混合比为 170, 预燃室燃气的温度分别是 751.88 K 和 581.59 K。通过计算可以得到, 在富燃涡轮和富氧涡轮的压比分别为 1.54 和 1.5 时系统达到平衡。

从计算结果可以知道, 在保持混合比、燃烧室的压力以及喷管膨胀比不变的条件下, 如果采用全流量补燃循环, 2 个预燃室的温度会大大降低, 这对提高整个发动机的可靠性以及提高发动机的推重比有着很大的帮助。

下面针对全流量循环发动机的几个重要的部件进行分析。

2.2 预燃室

从 2 个发动机的工作原理不难发现, 全流量补燃循环发动机所有的推进剂都通过涡轮, 而 SSME 系统只有不到 40% 的推进剂通过涡轮, 因此可以知道用于全流量补燃循环发动机涡轮工作的工质要远远大于部分流量补燃系统。我们还知道对于涡轮的工质, 其产生能量的大小与工质本身性质有关, 即 $C_p \Delta T$ 越大, 做功的能力越大, 虽然富氧燃气的 C_p 比富氢燃气的要小, 但是由于工质流量的加大了, 因此, 如果全流量补燃循环发动机要得到与 SSME 相同的动力, 那么涡轮工质的温度可以更低。从热力计算得出的结果可以知道全流量补燃循

环发动机预燃室产生的燃气的温度比 SSME 的燃气温度低了近 200 K。

SSME 发动机 2 个预燃室采用的都是富燃燃烧, 2 个预燃室的混合比分别为 0.818 和 0.664, 这 2 个预燃室的燃气温度分别是 961.7 K 和 817.2 K。为了保证预燃室能够可靠工作并拥有长的寿命, 这两个预燃室都采用了冷却套排放冷却。

全流量补燃循环氢氧发动机采用的是一个富燃预燃室, 一个富氧预燃室, 混合比分别可以取为 0.59 和 170。富燃预燃室燃气的理论温度为 754.88 K, 富氧预燃室燃气的理论温度为 582.87 K。目前多数预燃室采用的是不锈钢材料, 多数的不锈钢材料的工作温度超过 1 000 K 时, 强度会剧烈下降, 而全流量循环发动机中的 2 个预燃室温度都比较低, 那么就可以获得更稳定的工作状态, 从而提高发动机的可靠性。

从图 3 中可以看出, 全流量循环中预燃室的混合比在不同的工况中即使发生一定的变化, 燃气温度也可以保持比较安全的范围内。通过热力计算可以知道氢氧燃气在高室压条件下, 当混合比大大偏离化学当量比时, 室压发生小的变化时, 对燃气温度的影响不大, 全流量 2 个预燃室的压力都在 35 MPa 左右, 因此在本文中关于预燃室的讨论按照室压为 35 MPa 的情况进行。

2.3 涡轮泵

在 SSME 的研制过程中发现高压燃料涡轮泵的涡轮温度大约在 1 000~1 055 K 的范围内工作,

这一温度范围距离规定的保证涡轮叶片有足够结构裕度的飞行安全温度(1 088 K)只有极小的裕度,因此降低涡轮温度从而增加安全工作的裕度是非常必要的,而在SSME的改进方案中需要提高泵和涡轮的效率来完成的。而我国目前在研制高效率的液氢液氧涡轮泵的方面还有较大差距,因此采用全流量补燃循环可以较好的解决这一矛盾。

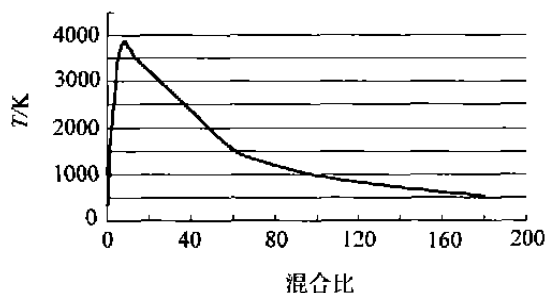


图3 氢氧燃气温度随混合比变化的曲线

($P_c = 35 \text{ MPa}$)

Fig. 3 Temperature Vs. Mixture Ratio for Lox/
Hydrogen Combustion
($P_c = 35 \text{ MPa}$)

SSME在研制过程中遇到的最为严重的问题是发生在两台高压涡轮泵上。其中有一个主要问题是:高压氧化剂涡轮泵由于密封与密封环过度摩擦引起爆炸起火。这是由于在SSME中,驱动高压氧化剂涡轮泵做功的工质是富燃的高温燃气,因此对涡轮泵的密封有很高的要求,因为如果出现泄漏,那么高温的富燃燃气遇到氧会引起爆炸起火。

在全流量补燃循环发动机中,可以比较好的解决这一矛盾,因为驱动高压氧化剂涡轮泵做功的工质是富氧的燃气,而且由于预燃室中的推进剂都是在偏离当量比的混合比条件下工作,通过对预燃室的热力计算可以得到,在富氧燃气中,氢的含量非常少,因此对高压氧化剂涡轮泵的密封要求不再那么严格,因此可以有效的解决这一问题,同时减少了发动机的复杂程度,提高了发动机的可靠性并减轻涡轮泵的质量。

2.4 推力室头部喷注器

进入SSME燃烧室喷注器的推进剂分别是富燃的燃气和液氧;而进入全流量补燃循环发动机头部喷注器的推进剂分别是富燃和富氧的燃气,所以全流量补燃循环发动机使用的喷注器是气-气喷注器。由于进入燃烧室的是具有一定速度的燃气,因此不需要雾化和蒸发的过程,所以气-气喷注器

相对于SSME发动机中使用的气-液喷注器结构上应该更简单,喷嘴的数量可以更少,喷注器的结构质量可以更轻。同时,由于进入喷注器的推进剂是气体,因此在燃烧室内的燃烧过程中的燃烧时滞降低,这就提高了推进剂反应的速度,也提高了推进剂混合程度。因此在发动机设计的过程中,燃烧室的特征长度可以选择的较小,特别是在较高的燃烧室的压力条件下,由于气体的可压缩性相对于液体较强,所以全流量补燃循环系统中的燃烧室可以设计的更小、更轻,同时燃烧室的效率也会得到提高。

2.5 关键技术

全流量补燃循环发动机与部分流量补燃循环发动机相比,虽然有上述诸多的优点,也有关键技术难题需要解决,其关键技术主要集中在富氧预燃室和气-气喷注器的设计上。

富氧预燃室的设计过程同富燃预燃室的设计过程没有太大的差别,主要问题是要解决预燃室的材料,要求使用的材料必须是能够在高温高压富氧的环境下稳定安全的工作。国外对使用氢氧作为推进剂的富氧预燃室已经进行了大量的研究,并取得了较大的进展。我国研制的液氧/煤油补燃循环发动机中采用的预燃室就是富氧的预燃室,虽然使用的推进剂是液氧和煤油,但是其高压富氧的环境与氢氧发动机富氧的状况比较接近,因此在工程上设计氢氧发动机的富氧预燃室是可行的。

在上一小节已经指出气-气推进剂使得推力室的燃烧过程更为简化,混合也更容易,而且不需要雾化和蒸发的过程,而传统上气-液喷注器设计的重点主要是解决推进剂的雾化问题,使得推进剂在最短的距离和时间内达到更好的雾化效果。因此,只要解决了气-气喷注器的喷嘴动力学问题,气-气喷注器的设计应该比气-液喷注器的设计更加简单。

3 结 论

通过对全流量补燃循环发动机的工作机理分析可以知道,采用全流量补燃循环的发动机可以有更低的涡轮工作温度,更高的涡轮效率,有利于设计低成本、高可靠性的涡轮系统,即可降低发动机的成本和提高发动机的可靠性;全流量补燃循环发动机的燃烧效率更高,可以得到更高的功率,极有希望满足目前人们对液体火箭发动机高可靠性、低成本以及可重复使用的要求。

参考文献:

[1] 孙国庆, 闻毛南, 田青, 等. 氢氧发动机[J]. 国外导弹技术(增刊), 1979: 408~421.

[2] Davis J A, Campbell R L. Rocket Dyne Division. Boeing Canoga Park, California Advantages of Full-Flow Combustion Cycle Engine System[R]. *AIAA* 97- 3318.

[3] 冯文澜. 液体火箭发动机(上册)[M]. 北京: 北京航空航天大学宇航学院, 1991.

[4] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计(上)[M]. 北京: 宇航出版社, 1994.

[5] 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.

[6] Farhangi S, Hunt K, Tuegel L, et al. Rockwell International, Rocketdyne Division Canoga Park, California Oxidizer-Rich Preburner for Advanced Rocket Engine Application[R]. *AIAA* 94- 3260.

[7] Lee J E NASA. Marshall Space Flight Center Huntsville, AL Nation Oxidizer-Rich Materials Synergy Team[R]. *AIAA* 95 - 3127.

