

# 全流量补燃循环发动机及其特点

金 平 蔡国飙

北京航空航天大学宇航学院

**摘 要:** 基于分级燃烧循环的全流量补燃循环发动机, 由于结构更简单、性能更好、可靠性更高, 成为液体火箭发动机的重要发展方向。本文结合 RS-2100, 介绍了全流量补燃循环发动机的基本工作原理, 并总结了全流量补燃循环发动机的优点, 最后在 RS-2100 给出的初始参数基础上进行了富燃预燃室和富氧预燃室的热力计算, 得到的结果与试验结果基本吻合, 为进一步研究提供了参考。

**关键词:** 全流量补燃循环 系统方案 预燃室 热力计算

**中图分类号:** V434

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2003)04-0043-05

## 1 引言

20 世纪航天技术的发展证明, 航天活动的发生与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可能有大规模的航天活动。21 世纪的到来, 人类的大规模航天活动已经展现在我们眼前, 在通向空间的道路上, 液体火箭发动机仍将发挥巨大的作用。在通天路上既需要低成本、高可靠的大推力液体火箭发动机作为大型运货火箭的动力装置, 也需要高性能、重量轻的液体火箭发动机作为可重复使用天地往返客机的动力装置。以低成本进入空间已成为各航天大国制定发展各种航天规划的主要指导思想。

美国、欧洲以及日本都在积极的充分利用和改进现有的液体火箭发动机, 使之具有更高的可靠性以及更低的成本以满足时代的要求; 同时重新研制低成本的一次性使用的大推力液体火箭发动机, 并研制和开发可重复使用的先进液体火箭发动机。

美国在现有 SSME 技术的基础上研制的全流量补燃循环 (Full Flow Stage Combustion Cycle, FFSC) 发动机 RS-2100, 采用全流量补燃循环和常规的钟型喷管形式, 其推力和室压水平与 SSME

相当, 但可靠性要求更高, 推重比要增加 25%。同时, 采用全流量补燃循环可以降低涡轮燃气温度, 因此可以去掉 SSME 燃气导管冷却结构以简化结构和降低重量, 并且全流量补燃循环涡轮密封更可靠, 提高了发动机的可靠性。这些结构的简化、性能的提高使得全流量补燃循环发动机成为极具发展前景的现代液体火箭发动机。

## 2 全流量补燃循环

美国洛克达因公司在 1986 年便开始了对全流量补燃循环的研究, 如基于成熟的航天飞机主发动机 (SSME) 技术研制的全流量补燃循环发动机 RS-2100。全流量补燃循环将是液体火箭发动机输送系统方案的一个重要发展方向, 是分级燃烧循环的进化产物。

分级燃烧循环 (也称高压补燃循环) 是一种闭式循环, 它主要是将一种推进剂组元的全部流量和另一种推进剂组元的部分流量输送到预燃室中去燃烧, 产生低温燃气来驱动涡轮, 从涡轮排出的燃气含有可燃成分, 故将其与剩余部分的推进剂喷入燃烧室中进行补燃。

这种循环中涡轮工质的流量相当大, 使涡轮的功率大大提高, 因而允许选取很高的燃烧室压

力以获得高性能。虽然这种方案无外排能量损失,性能最高,但结构布局很复杂,通常用在高压大推力发动机系统上,因为高压大推力发动机使用开式循环方式容易造成较大的能量损失;相比另一种闭式循环——膨胀循环,它不会受到燃烧室室压增高的限制。

全流量补燃循环在分级燃烧循环基础上有所改进,所谓全流量可以这样理解:其所有流量的燃料和氧化剂经过泵以后全部进入预燃室;其中大部分流量的燃料和少部分流量的氧化剂输送到富燃预燃室中进行燃烧,产生富燃燃气用来驱动高压燃料涡轮;剩余的大部分流量的氧化剂和少部分流量燃料输送到富氧预燃室中进行燃烧,产生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和富氧燃气喷入主燃烧室进行补

燃。

这种全流量循环较一般分级循环涡轮工质流量更大,涡轮的功率进一步提高,使得在相同的涡轮驱动功率下,涡轮的工作温度就有所下降。

### 3 初步的研究工作

在对全流量补燃循环发动机进行的初步研究中,仔细研究循环方案的特点,并结合 RS-2100 发动机系统,总结了全流量补燃循环发动机的优点,以及结合 RS-2100 系统给出的参数,对两个预燃室的两种不同情况进行了热力计算,初步计算出预燃室内燃气的各种性能参数和燃烧产物的平衡组分分压。

#### 3.1 流量补燃循环发动机系统工作原理

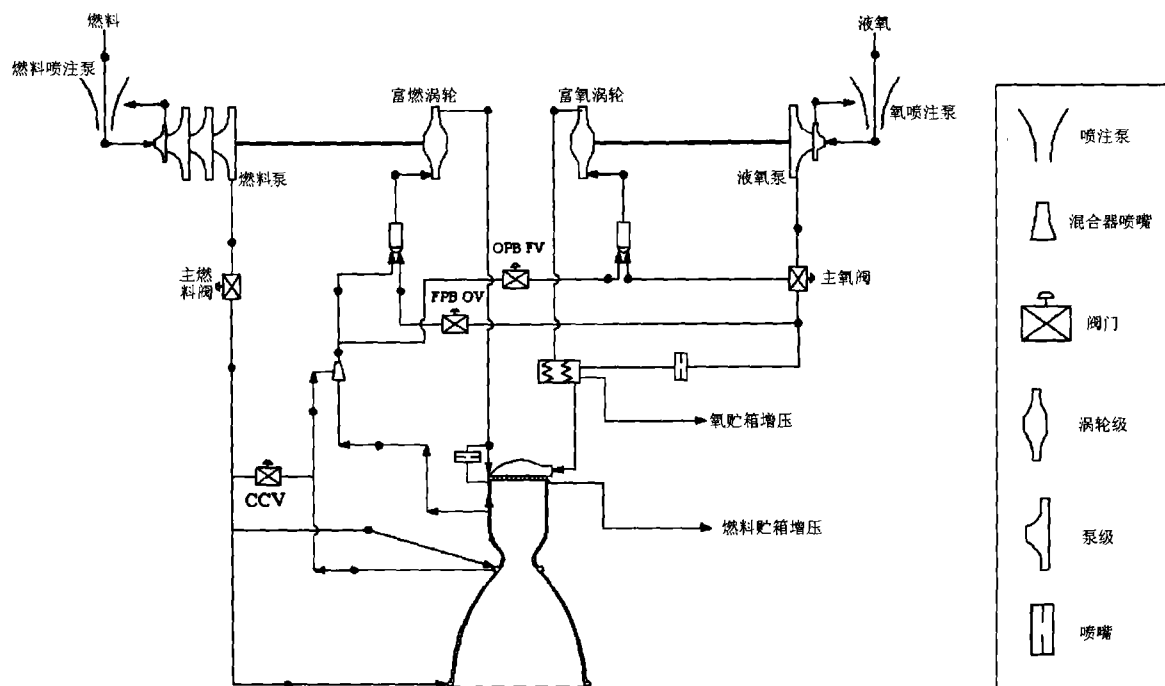


图1 RS-2100 发动机系统示意图

美国研制的 RS-2100 发动机系统见图 1。RS-2100 发动机的推进剂为液氢和液氧,其基本参数有:海平面混合比为 6.9,海平面推力为 2038.4kN,海平面比冲 3763.2m/s,海平面主燃烧室压力为 22.4MPa,真空混合比为 6.0,真空推力为 2126.6kN,真空比冲为 4410m/s,真空主燃烧室压力为 20.4MPa。结合 RS-2100 发动机系统,

将全流量补燃循环发动机系统的工作原理介绍如下:

为了防止高压泵的气蚀,将引射泵作为预压泵来提升压力。

液氧系统:液氧由预压泵流入高压氧化剂涡轮泵,从高压泵中流出的液氧通过氧化剂主阀门后分为三路:大部分流量的液氧进入富氧预燃室;

小部分流量的液氧通过富燃预燃室氧化剂阀门进入富燃预燃室; 剩余小部分流量的液氧通过孔板进入热交换器, 去氧化剂贮箱增压。

液氢系统: 液氢由预压泵流入高压燃料涡轮泵, 从高压泵中流出的液氢通过燃料主阀门后分为三路: 一部分流量的液氢流向喷管喷口的冷却套中, 沿喷管壁面向上冷却喷管至喉部, 进入集液环流出, 引回至混合器; 另一部分流量的液氢流入喉部集液环, 沿预燃室壁面向上冷却至预燃室头部, 用其中一部分对燃料贮箱进行增压, 剩余一部分引回至混合器; 剩余部分流量的液氢通过 CVV 阀控制的直接引至混合器。

在混合器中混合后, 大部分流量直接进入预燃室为燃烧做好准备, 剩余一小部分通过富氧预燃室燃料阀门来控制, 进入富氧预燃室。

在两个预燃室中燃烧后, 富燃预燃室排出的燃气驱动燃料涡轮, 之后直接进入主燃烧室; 富氧预燃室排出的燃气驱动氧化剂涡轮, 高温燃气经过热交换器, 通过加热热交换器中少量的氧气到氧化剂贮箱去增压, 直接进入主燃烧室, 与富燃燃气混合进一步进行燃烧, 之后由喷管排出, 产生推力。

对于全流量补燃循环发动机来说, 起动过程需要一个辅助系统。例如: 在 RS-2100 发动机上利用的是一个高压氧化剂涡轮泵的旋转起动装置, 气体的旋转是通过喷入氦气而完成的。打开氦阀后, 旋转最多可维持长达一秒钟。此处采用激光点火作为点火源。并且整个系统采用了电动机械制动器 (EMA) 扇形球状阀门, 去除了液压制动器与气动制动器系统, 从而减少了系统的重量, 提高了发动机的可操作性。

### 3.2 全流量补燃循环发动机系统的优势

从其工作原理图上可以看出, 全流量补燃循环发动机除了具有分级燃烧循环的优点以外, 还有其自身的特点:

(1) 降低了涡轮的工作温度。在 FFSC 中, 全流量的推进剂在预燃室进行燃烧后, 全部流过涡轮, 大大提高了涡轮的功率。这就意味着如果要达到相同的驱动涡轮功率, 对于 FFSC 来说, 涡轮工作温度降低了。涡轮工作温度的降低, 使得热防护结构简化, 去除了包覆和用于冷却的热导管,

同时这种低温工作环境, 使得发动机组件暴露于热环境的安全裕度得到了提高, 延长了涡轮泵的寿命。

(2) 简化了高压氧化剂涡轮泵的结构。由于在这种循环中, 用富氧预燃室的燃气来驱动氧化剂涡轮, 高压氧化剂涡轮泵中用来分隔涡轮驱动气体与用泵增压流体之间的完善的密封装置就可以去除了。

并且采用了引射泵作为它的低压泵, 取代了传统的旋转泵。引射泵的使用提高了系统的可靠性, 降低了费用。这样去除了多余的密封装置与起动级, 简化了其结构。

(3) 提高了液氧热交换器的安全裕度。氧化剂热交换器, 主要是用来气化氧化剂去增压主液氧贮箱, 不再被视为是一种临界状态的失效模式。全流量补燃循环系统消除了目前存在 SSME 发动机上的 25% 以上的失效模式。

(4) 采用了坚固有力的气旋启动装置。之所以采用气旋启动装置, 是因为当推进剂进入预燃室之后, 主燃烧室的燃烧马上启动, 建立一定的室压, 这样对预燃室而言, 反压增强, 使得平行、混合流燃烧的预燃室很难维持自身的持续工作。气旋装置允许两种推进剂同时去提供动力, 从而有效的避免了混合比的偏离。通过采用这种方法, 使得 RS-2100 发动机比起 SSME 发动机上采用的贮箱作为首起动, 能够获得更加有力的起动过程。

另一方面, 全流量补燃循环发动机也要面对新的问题。由于富氧预燃室下游部分长期暴露在一个灼热的、高压的富氧环境中, 为了避免发生烧蚀, 对于这部分的材料有必要慎重选择。

### 3.3 预燃室热力计算

#### 3.3.1 预燃室燃烧过程模型及控制方程

在进行预燃室的热力计算时做了如下假设:

(1) 推进剂的燃烧过程是绝热的, 燃烧产物与外界没有热交换, 燃烧所释放的热量全部为燃烧产物吸收;

(2) 推进剂的燃烧产物处于化学平衡状态;

(3) 燃烧产物中的每种单质气体及由它们混合而成的气体都认为是完全气体, 符合完全气体的状态方程;

(4) 燃烧过程为等压燃烧。

在这些假设的基础上,建立了预燃室中燃烧过程的绝热-化学平衡模型,其特点可表示:

$$I_m = I_p$$

式中,  $I_m$  为单位质量燃烧产物的总焓;  $I_p$  为单位质量推进剂的总焓。

预燃室热力计算可分为三部分:一是求出推进剂总焓;二是根据质量守恒方程和化学平衡方程,在给定压强和指定温度的条件下计算处于化学平衡状态的燃烧产物的成分(即平衡组分);三是在给定压强条件下根据能量守恒方程确定燃烧温度,然后求出该温度下燃烧产物的平衡组分及其热力学性质和输运性质,并计算推进剂的理论特征速度。其中求解燃烧产物的平衡组分是热力计算的中心环节。

在给定压强和温度条件下计算燃烧产物的平衡组分的控制方程为:

#### (1) 质量守恒方程

在推进剂燃烧前后,单位质量的推进剂中含有各元素的原子摩尔数应等于单位质量燃烧产物中所有组分内含有相应的元素的原子摩尔数的总和:

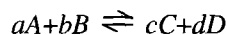
$$N_k = \sum_{j=1}^N A_{kj} n_j \quad (k=1,2,\dots, m)$$

式中,  $k$  为推进剂中含有的不同元素的序号,  $k$  可以从 1 开始取到  $m$ , 一共有  $m$  种不同的元素;  $N_k$  为单位质量推进剂中含有第  $k$  元素的原子摩尔数;  $n_j$  为单位质量燃烧产物中含有序号为  $j$  的组分的摩尔数;  $A_{kj}$  为 1 摩尔  $j$  组分中含有  $k$  元素的原子摩尔数。

#### (2) 化学平衡方程

有化学反应的系统处于热力学平衡状态时,则意味着该系统处于下面三种平衡状态:力学平衡,热平衡以及化学平衡。所谓达到化学平衡即是系统内各组分的摩尔数没有自发的变化趋势。化学平衡方程有多种的表示形式,有用最小吉布斯自由能表示的形式,也有用化学平衡常数表示的形式,在这里给出由化学平衡常数表示的平衡方程。

对于一个任意的可逆化学反应:



式中,  $A, B$  为参加反应的反应物;  $C, D$  为化学反应的生成物;  $a, b, c, d$  为反应物和生成物在反应过程中的化学计量系数。

现今

$$\Delta v = (c+d) - (a+b)$$

式中,  $\Delta v$  为化学反应前后系统中摩尔数的增量。

由化学平衡常数表示的平衡方程为:

$$\frac{n_c^c n_d^d}{n_a^a n_b^b} = K_p \left(\frac{p}{n}\right)^{-\Delta v}$$

式中,  $n$  为单位质量混合气体的摩尔总数;  $p$  为混合气体的压强;  $K_p$  为以气体分压表示的平衡常数,只是温度的函数与压强无关。

#### 3.3.2 热力计算结果分析

在全流量补燃循环发动机系统的预燃室中,推进剂都是以偏离化学当量混合比很大的混合比喷入并进行燃烧,燃烧过程也因此有所不同:对富燃预燃室而言,由于大量的燃料在少量的氧化剂中燃烧,就会使得燃料燃烧很不充分,化学反应进行得不完全,这就使得燃料燃烧热量释放不充分;而对于富氧的预燃室,少量的燃料在大量的氧化剂中能充分燃烧,能完全的进行化学反应,燃料燃烧热量释放充分。

在求解给定压强和温度下的燃烧产物的平衡组分时,采用的方法是化学平衡常数法。由于混合比偏离过大,使得求解的一元二次方程严重病态,常用的方法无法求解,采用了简单迭代的数值求解方法进行求解,并给出较高精度来控制所假定初值的变化范围,得到了很好的收敛效果和正确的结果。

根据 RS-2100 发动机提供的初值参数见表 1,通过数值计算求解,得到了预燃室燃烧产物的热力学性质及运输性质,以及预燃室燃烧产物的平衡组分分压。

表 1 RS-2100 发动机预燃室初值参数

预燃室性能参数	富燃预燃室	富氧预燃室
预燃室总压 $P_c$ (MPa)	42.2	42.3
预燃室混合比 $MR$	0.59	170
燃烧室实际温度(K)	738.9	583.3

由表 2 可以看出,在计算中所采用的两个预

燃室模型引起了误差，使得两个预燃室所计算的燃烧温度过高，而相比富氧预燃室计算燃烧温度与实际燃烧温度相差的 10K，富燃预燃室由于实际燃烧的很不充分使得计算燃烧温度偏离实际燃烧温度 50K。从燃气的摩尔质量可以看出，在富燃预燃室中，由于混合比过小，燃气中仍有大量的氢气存在，其摩尔质量很接近氢气的摩尔质量；在富氧预燃室中，由于混合比过大，燃气中仍存在大量的氧气，其摩尔质量很接近氧气的摩尔质量。由于氢气的比热较氧气的大，富燃燃气比热（接近氢气）较富氧燃气比热（接近氧气）大。富燃燃气的比热比也比富氧燃气的比热比高。由于燃气的热力学性质差别较大，预燃室比冲有较大差别。

表 2 预燃室燃气性能参数		
预燃室性能参数	富燃预燃室	富氧预燃室
燃烧室实际温度(K)	738.9	583.3
计算的燃烧室温度 $T_c$ (K)	789.92	593.42
燃气的摩尔质量 $M$ (g/mol)	3.2619	30.7599
燃气的比热比 $k$	1.3791	1.3510
燃气的定压比热 $C_p$ (J/kg/K)	9272.67	1040.30
燃气的定容比热 $C_v$ (J/kg/K)	6723.81	770.01
燃气的气体常数 $R$ (J/kg/K)	2548.859	270.290
特征速度 $C^*$ (m/s)	2083.09	592.16

表 3 预燃室燃烧产物平衡组分分压

预燃室燃烧产物平衡组分分压 (MPa)	富燃预燃室	富氧预燃室
预燃室总压 $P_c$	42.2	42.3
平衡时氢气的分压 $P_{H_2}$	38.9162	0.5067E-017
平衡时水的分压 $P_{H_2O}$	3.2862	3.7469
平衡时氧气的分压 $P_{O_2}$	0.7030E-029	38.5038
平衡时氢氧根离子的分压 $P_{OH}$	0.1891E-015	0.5111E-012
平衡时氢元素的分压 $P_H$	0.1653E-010	0.1010E-024
平衡时氧元素的分压 $P_O$	0.2556E-027	0.2159E-017

表 3 给出了预燃室燃烧产物平衡组分的分压情况。可以很明显的看出，由于混合比的原因，在富燃预燃室中，燃烧产物仅剩余大量氢气和一小部分的水；在富氧预燃室中，燃烧产物仅剩余大量的氧气和一小部分水。这与实际情况相吻合。

4 结束语

基于成熟的富燃分级燃烧循环发动机技术发展而来的全流量补燃循环发动机，系统组件结构

简单具有更高的可靠性和更高的性能，将是液体火箭发动机的一个新的发展方向。本文对全流量补燃循环发动机进行了初步的研究，结合 RS-2100 发动机系统，总结了全流量补燃循环发动机的优点，并根据 RS-2100 发动机给出的实际参数对预燃室进行了热力计算，得到了预燃室在富燃和富氧两种情况下的结果，与实际情况吻合较好，为发动机系统方案的设计和预燃室的进一步研究提供了可参考的基础。