

# 全流量补燃循环液氧/甲烷发动机系统分析

王鹏武

(陕西动力机械设计研究所, 陕西 西安 710100)

**摘要:** 对全流量补燃循环液氧/甲烷发动机系统进行了分析研究。确定了初步的发动机系统方案, 对发动机的系统参数、结构质量进行了分析计算。

**关键词:** 液体火箭发动机; 补燃循环; 分析

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2004)06-0015-05

## Analysis of FFSCC LOX/Methane Rocket Engine System

Wang Pengwu

(Shaanxi Power Machine Design & Research Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** The study described in this paper was conducted for the full flow staged combustion cycle (FFSCC) rocket engine using LOX/methane as propellants to determine the primary concept of the engine. Main system parameters and structural mass for the engine were calculated and discussed.

**Key words:** liquid rocket engine; staged combustion cycle; analysis

### 1 引言

在液氧/烃发动机中, 液氧/甲烷推进剂组合具有高的组合密度和较高的性能, 因此作为单级入轨或两级入轨的火箭发动机推进剂具有优势。液氧/甲烷发动机的理论比冲在 3600m/s 以上 (喷管面积比 55~60), 虽然比液氧/液氢比冲 4400m/s 低, 但是安全、无污染、成本低。采用全流量补燃分级燃烧循环的发动机具有高性能、高可靠性

等优点, 本文对全流量补燃循环液氧/甲烷发动机系统及其系统参数进行了分析研究。

### 2 全流量补燃循环发动机系统特点

由于全流量补燃循环发动机所有流量都必须经过预燃室而进入推力室, 因而预燃室的流量大。涡轮产生的功率与涡轮工质流量成正比, 与涡轮工质定压比热及温度乘积成正比; 全流量补燃循环发动机全部推进剂都进入预燃室 (大部分氧化

收稿日期: 2004-06-21; 修回日期: 2004-08-17。

作者简介: 王鹏武 (1973—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机系统分析。

剂进入富氧预燃室，大部分燃料进入富燃预燃室)，为达到涡轮驱动功率与泵的功率平衡，涡轮工作温度可以降低。降低涡轮温度可增大部件的工作裕度，同时预燃室可以不用再冷却。这是全流量补燃循环发动机的最大优点。此外，全流量补燃循环发动机还具有以下几个方面的优势：

(1) 性能高，由于全部推进剂在预燃室燃烧后进入主燃烧室反应，最大限度地降低了性能损失，因此性能高；

(2) 功率水平高，容易实现较高的室压；

(3) 涡轮温度低，涡轮工作寿命长，增加发动机可靠性；

(4) 驱动高压氧化剂泵涡轮为富氧燃气，因而不需要确保涡轮燃气与高压液氧隔离的复杂密封技术；

(5) 对于设计增压液氧贮箱的换热器来说，由于有富氧燃气的存在，其设计相对简单、安全；

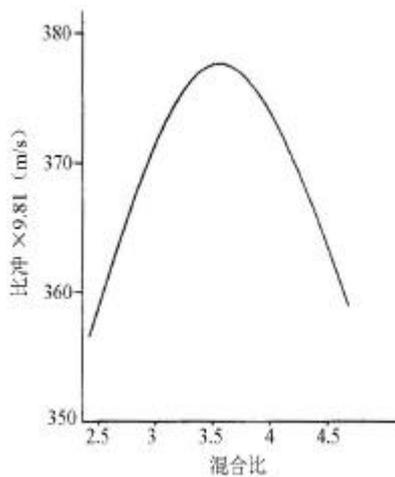


图1 真空理论比冲与混合比关系

Fig.1 Theoretical vacuum specific impulse vs mixture ratio

#### 4 全流量补燃循环发动机系统

图3是液氧/甲烷全流量补燃发动机的系统简图。图中简要示出了发动机系统组成和必要的阀门、管路。氧化剂路包括：启动阀（液氧预压泵前）、液氧预压泵、液氧主泵、富氧燃气涡轮、氧

(6) 由于涡轮工作环境的改善，液氧泵的结构简单等原因，全流量循环发动机的可重复使用性增加。

### 3 液氧/甲烷推进剂热力计算

通过对液氧/甲烷推进剂在不同的混合比、燃烧室压力、推力室喷管面积比下进行热力计算，得出了比冲与室压、混合比、喷管面积比的关系（一系列数据）。由热力计算结果可以得出混合比在3.6（面积比在55~60）时性能最高。图1是在室压12.5MPa、面积比60时比冲与混合比的关系图。

对富氧、富燃情况下的液氧/甲烷推进剂也进行了热力计算，主要是为了选定预燃室的混合比（预燃室温度），图2是液氧/甲烷混合比与燃烧温度的关系曲线（富燃情况下）。

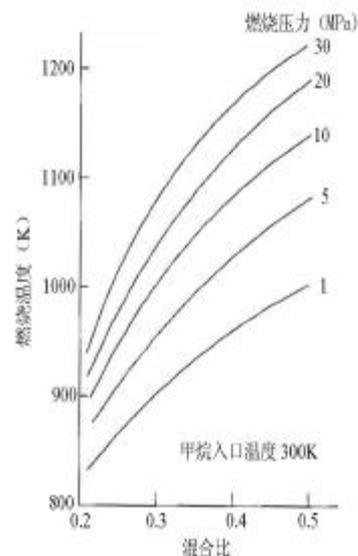


图2 富燃预燃室理论燃烧特性

Fig.2 Fuel rich pre-burner theoretical thermodynamic parameters

化剂主阀、富氧预燃室燃料阀、氧化剂旁通阀。燃料路包括：启动阀（液甲烷预压泵前）、甲烷预压泵、甲烷主泵、富燃燃气涡轮、燃料主阀、富燃预燃室氧化剂阀、燃料旁通阀。

液氧预压泵用富氧燃气吹动预压涡轮，液甲烷预压泵用甲烷主泵后高压燃料吹动预压泵。对于推力室可以采用分段冷却的方式，推力室上半

段（身部）的冷却和下半段（喷管）的冷却流量可以根据推力室传热计算确定。两个附加的旁通

阀是为了控制起动和瞬变过程时两个预燃室的温度。

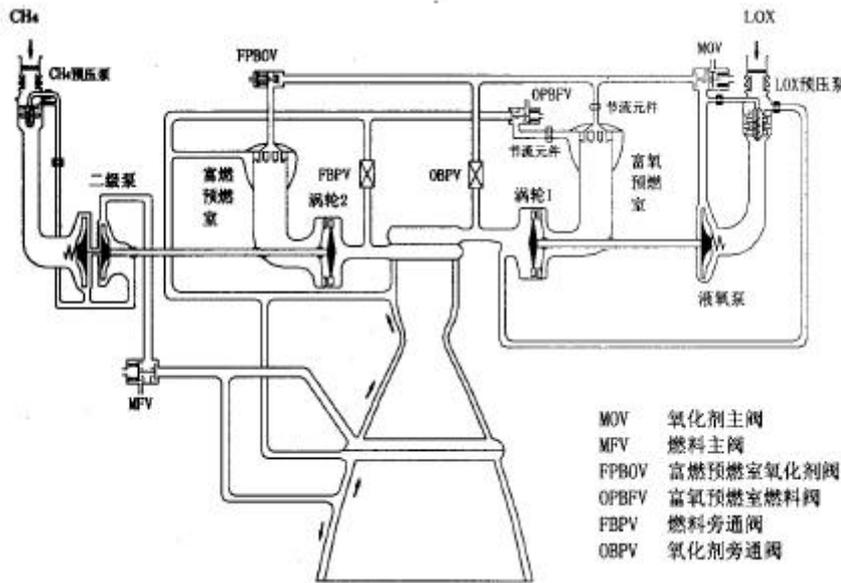


图 3 液氧/甲烷全流量补燃发动机系统简图

Fig.3 Sketch of LOX/methane FFSCC engine

## 5 全流量补燃循环发动机系统参数分析

### 5.1 系统平衡计算

对于一个推力 1960kN (200t) 的全流量补燃循环液氧/甲烷发动机，根据热力计算结果选择主要的系统参数，按照功率平衡、流量平衡、压力平衡原则，进行了燃烧室压力从 10.0MPa~25.0MPa 的系统平衡计算。表 1 给出了燃烧室压力为 18.0MPa 时的计算结果。计算表明，在选定的预燃室混合比下，具有极限室压。这是由于以下原因造成的：

(1) 全流量补燃发动机全部流量必须通过涡轮泵增压进入预燃室，随着室压增加，进而要求涡轮做功增加；在选定的预燃室混合比下，将会出现涡轮提供功率不能满足泵所需功率，所以室压有一个上限；

(2) 室压较低时，需要的泵扬程低，涡轮功率也低；由于全流量循环发动机预燃室的燃气流量大，且为定值，在选定的预燃室混合比下，将会

出现涡轮提供功率过高，所以室压有一个下限。

表 1 室压 18MPa 下的系统平衡计算结果

Tab.1 Results from system balance calculation at 18MPa

参数名称	氧化剂	燃料	单位
发动机流量	439.26	121.74	kg/s
预压泵前压力	0.3	0.3	MPa
预压泵后压力	3.0	3.0	MPa
主泵流量	442.72	164.00	kg/s
主泵后压力	36.58	39.98	MPa
主泵功率	18782.8	20490.6	kW
富氧预燃室流量	415.35	7.44	kg/s
富燃预燃室流量	27.31	114.26	kg/s
燃烧室流量(燃气)	418.33	141.57	kg/s
富氧预燃室压力	27.85		MPa
富燃预燃室压力	32.39		MPa
富氧预燃室温度	760.5		K
富燃预燃室温度	843.4		K
燃烧室压力	18.0		MPa
燃烧室温度	3700		K
喷管面积比	55		—

## 5.2 发动机质量估算

在进行发动机系统参数分析计算的同时也对其干质量进行了估算。采用了文献[1]的发动机质量模型进行发动机质量的估计,该质量模型把火箭发动机质量描述为推力、室压、推进剂组合、主燃烧室混合比、喷管面积比、循环类别、泵和涡轮转速等影响因素的函数。

推力室:

$$M_k = c_{11} \frac{F^{c_{12}} e^{c_{13}}}{p_k^{c_{14}}} \quad (1)$$

甲烷涡轮泵:

$$M_{tpch4} = (c_{21} + c_{22} p_k^{c_{23}}) Q_{ch4}^{c_{24}} \quad (2)$$

氧涡轮泵:

$$M_{tpo} = (c_{21} + c_{22} p_k^{c_{23}}) Q_o^{c_{24}} \left( \frac{n_{ch4}}{n_o} \right)^{c_{25}} \quad (3)$$

涡轮泵:

$$M_{tp} = M_{tpch4} + M_{tpo} \quad (4)$$

预燃室:

$$M_{po} = c_{31} M_{tpo}$$

$$M_{ph} = c_{32} M_{tp}$$

$$M_p = M_{ph} + M_{po} \quad (5)$$

各种阀门、调节阀等:

$$M_v = c_{41} M_{tpo} + c_{42} M_{tpch4} + c_{44} B \quad (6)$$

式中,  $B$  为气路阀门的种类数。

发动机总装元件:

$$M_s = c_{51} (M_k + M_{tpo} + M_{tpch4}) \quad (7)$$

式中,  $c_{ij}$  ( $i = 1, 2, 3, 4 \dots; j = 1, 2, 3, 4 \dots$ ) 为回归系数。

发动机质量为:

$$M_{engine} = M_k + M_{tp} + M_p + M_v + M_s \quad (8)$$

通过以上发动机质量模型进行计算后表明,全流量发动机的干质量较高,与发生器循环相比,

其发动机质量较大。一般来说,全流量补燃循环发动机采用了双预燃室和相应的大流量导管,其发动机总质量会相应增加。计算的室压与发动机干质量的关系见图4。

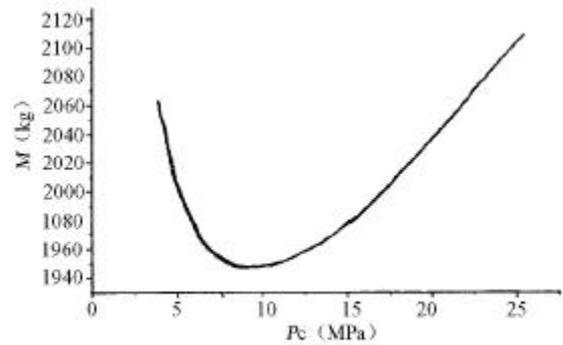


图4 室压与发动机干质量的关系

Fig.4 Dry structure mass vs chamber pressure

## 5.3 室压选择分析

根据液氧/甲烷全流量补燃循环发动机质量模型计算,发动机在10MPa下具有最低的发动机干质量(其它参考资料也得出了相同结果),但是发动机参数的选取不能只局限于发动机本身,而应当纳入箭体总体综合考虑;最低的发动机结构干质量并不意味着最佳的应用收益。具体应考虑以下几个方面:

(1) 发动机干质量最小,并不意味着运载器干质量最小,只有用运载器干质量最小来优化室压才是合理的;

(2) 全流量发动机具有高的室压能力,应该充分利用这一优势。选取低室压,会降低发动机性能;

(3) 低室压下燃烧室的尺寸大,通过计算表明在10MPa室压(面积比55)下燃烧室喷口直径达2.6m,这将严重影响运载器箭体的尺寸;

(4) 在同一箭体尺寸下,高室压的发动机可以取大的面积比,从而获得高性能;

(5) 室压较低时,需要的泵扬程低,涡轮功率也低;这时就必须降低预燃室温度,当达到极度富氧或富燃情况时,预燃室的点火将很困难。

(下转第10页)

## 5 结论

喷注器对其一些输出参数的脉动和相位的变化对燃烧室压力脉动作出响应,并在一定条件下产生振荡,起到振荡器的作用;气液喷嘴类似于亥姆霍兹谐振器(声腔),吸收燃烧室声能,抑制高频燃烧不稳定性的发生。因此,在液体火箭发动机喷嘴器设计时,要充分考虑其动态特性和声学特性,保证所设计的喷注器具有较高的性能和高的燃烧稳定裕量。对气液喷嘴的声学特性进行了理论与试验分析,获得了喷嘴气通道长度、节流嘴直径对工作过程稳定性的影响规律,确定了两者之间的最佳组合关系。结果表明:燃气通道长度、节流嘴直径和发动机工况对喷嘴声学特性有较大的影响,喷嘴进口处设置节流嘴,降低此处的脉动速度,提高发动机工作稳定性。通道长度增加,燃烧室固有频率降低,声学上调整喷嘴通道长度和燃烧室危险的一阶切向振型 $f_{1r}$ 声振频率的相互关系时,喷嘴无量纲有效长度约等于通道声振的半波长,此时燃烧室工作过程的稳定

性提高。喷嘴声学特性研究可为喷嘴热模拟试验方案和发动机喷嘴设计提供重要的依据。

### 参考文献:

- [1] V 杨, W E 安德松. 液体火箭发动机燃烧不稳定性[M], 张宝炯等译. 科学出版社, 2001.
- [2] À Â 安德列耶夫等, 著, 气液喷嘴动力学[M], 任汉芬, 庄逢辰, 译, 宇航出版社, 1996.
- [3] William Conrad, etc. Interim Summary of Liquid Rocket Acoustic Mode Instability Studies at a Nominal Thrust of 2000 Pounds[R]. NASA, TN-D-4968.
- [4] 周进, 胡小平, 液体火箭发动机气液同轴式喷嘴声学特性的实验研究[J], 推进技术, 1996, 17(4).
- [5] 杜功焕, 朱哲民, 声学基础[M], 南京大学出版社, 2001.
- [6] 李龙飞, 补燃循环火箭发动机声学特性研究[D], [学位论文], 西安: 中国航天科技集团六院十一所, 2003.

(编辑: 王建喜)

\*\*\*\*\*

(上接第 18 页)

综合分析了国外研究资料及其提出的发动机室压选取原则,对于实际研制全流量补燃液氧/甲烷发动机,借鉴正在研制的液氧/煤油高压补燃发动机,认为选取 18MPa~22MPa 室压是合理的。

## 6 结束语

本文确定了全流量补燃循环液氧/甲烷发动机初步的系统方案,对发动机的系统参数、结构质量进行了分析计算。计算分析表明,全流量补燃循环发动机具有较高的功率水平,高的室压能力。

综合分析了国外研究资料及其提出的发动机室压选取原则,对于实际研制全流量补燃液氧/甲烷发动机,借鉴正在研制的液氧/煤油高压补燃发动机,认为燃烧室压力选取 18MPa~22MPa 是合理的。

### 参考文献:

- [1] 朱森元, 氢氧火箭发动机及其低温技术[M], 国防工业出版社, 1995.

(编辑: 王建喜)