

## 三组元推进系统热力性能研究\*

黄奕勇 张育林

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

**摘要** 随着下一代可重复使用飞行器,特别是单级入轨飞行器的研究,很多新技术都得到发展,三组元混合燃烧技术就是其中之一。本文中通过进行热力计算来对比,讨论三组元发动机与两组元发动机在理论比冲上的差异,分析三组元发动机的可行性

**关键词** 三组元发动机,热力计算,飞行器

**分类号** V 434.1

## On the Thermodynamic Performance of Tripropellant Propulsion System

Huang Yiyong Zhang Yulin

(Department of Astronautics NUDT, Changsha 410073)

**Abstract** With the research on the next generation reusable launching vehicle, especially with the consideration of SSTO, more and more new technologies under development. The tripropellant combustion is one of them. In this paper a thermodynamic model is developed and the theoretic performance of the tripropellant propulsion system is calculated and analyzed. The difference between performance of tripropellant and dual propellant system is discussed, and possibility of tripropellant system is valued.

**Key words** tripropellant engine, thermodynamic calculation, vehicle

随着空间技术的发展,新一代可重复使用的航天运输系统正在成为研究的焦点。根据目前的发展,以火箭发动机为动力的单级入轨运载系统在技术上具有较可靠的基础。从理论分析可以发现,在飞行的不同阶段合理地使用密度和比冲不相同的推进剂可以比较明显地提高飞行器的性能。因此国内外均对三组元推进系统的应用进行了研究。文献 [1] 讨论了双膨胀发动机;文献 [2] 分析了  $H_2$  主要用于燃气发生器;文献 [3] 主要讨论三组元共同燃烧的形式,并对三组元混合燃烧的比冲进行了计算,对效率进行了试验研究,最后认为共同燃烧具有优越性。文献 [4-5] 属于综合性文章,它们从总体的角度评价了三组元方案的性能,但是没有涉及三组元混合燃烧问题。

综合目前已经提出的三组元发动机方案主要有以下几种:(1)  $H_2$  主要用于燃气发生器,(2) 双膨胀发动机,(3) 双喉发动机,(4) 双钟发动机,(5) 三组元共用一个燃烧室。在这 5 种发动机方案中,前 4 种发动机中的燃烧实际上是双组元燃烧,只是在如何使用两种双组元燃烧上有一定的区别。而第 5 种方案则是三组元在一个燃烧室中燃烧。因此,为了切实了解各种三组元推进系统的性能,有必要对上述两类燃烧进行比较详细的分析与研究。

三组元推进系统主要用于对飞行器干重十分敏感的天地往返运输系统(SSTO)。在 SSTO 中燃料的重量,储箱壳体的重量与发动机的比冲是同等重要的。考虑到这些因素,本文在对系统进行分析时,并不局限于发动机自身的性能,而是尽可能地将与飞行器总体密切相关的性能,如燃料的质量、体积等因素一并加以考虑。

本文热力计算为分析基础,对三组元发动机的理论性能进行分析比较,文中提供的大量数据为分析

\* 1997年 11月 15日收稿

第一作者:黄奕勇,男,1972年生,博士生

以火箭发动机为动力的单级入轨运载系统提供了基础

## 1 热力学分析模型

### 1.1 计算模型

在燃烧室采用最小自由焓算法(参见阿里马索夫的“火箭发动机原理”),可以认为燃气在燃烧室中为化学平衡状态。燃气在喷管中的流动介于平衡流和冻结流之间,为了得到比较精确的结果,在喷管的收敛段及喷管扩张段的前一部分采用平衡流计算,在喷管扩张段的后面一部分采用冻结流计算,分界线为压力  $4\text{ MPa}$  计算的结果中包括如下参数:推力、秒流量(二者均对应单位喉部面积)、比冲、燃料的平均密度、密度比冲。

### 1.2 基本假设

热力计算时不考虑电离,不考虑各种损失。所考虑的发动机循环为高压补燃循环,燃烧室的总压固定,喷管采用固定膨胀面积比,发动机的外部环境为真空。采用固定膨胀面积比是因为如果喉部面积给定,则发动机喷管的质量与燃烧形式无关,这时对于不同的推进剂组合用真空推力相互间的差值,可以表示在任意高度的推力差值。所以本计算可以较好地完成针对单级入轨发动机的概念研究,得出的参数具有可比性。

### 1.3 推进剂选取

三组元推进系统的优势在于使飞行器具有较小的储箱质量,同时在高空又有较大的比冲。目前的推进剂中液氧/煤油/液氢组合满足上述要求,即液氧/煤油具有推进剂密度高的特点,而液氧/液氢具有高比冲,另外,液氧/煤油/液氢都是常见的推进剂。因此文中采用液氧/煤油/液氢组合进行分析计算。

## 2 三组元发动机理论性能

根据现有发动机燃烧室的一般压力,在计算中将燃烧室压力取为  $15\text{ MPa}$  考虑发动机在地面工作时的情况,为了不发生燃气分离,膨胀面积比取为 2.3。在上述条件下计算不同余氧系数和不同  $\text{H}_2$  含量下的高压补燃发动机的性能。现对计算结果分析如下:

(1)余氧系数在不同  $\text{H}_2$  含量下与比冲  $I_s$  的关系曲线簇如图 1 所示(图中的数字表示燃料中煤油所占的百分数)。图中每两条相邻的曲线,它们的煤油含量相差 10%。每个图中给出煤油含量为 0~1 变化的曲线,共 11 条。其中当煤油的含量为 0 和 1 时,分别对应不同的两组元发动机。

从曲线簇可以清楚地发现在不同的煤油含量下对应最大比冲的余氧系数是不同的,随着煤油比例的加大,最佳余氧系数向右偏移。而且随着煤油比例的加大,其最佳比冲下降。

(2)余氧系数在不同  $\text{H}_2$  含量下与流量的关系曲线簇(图 2)

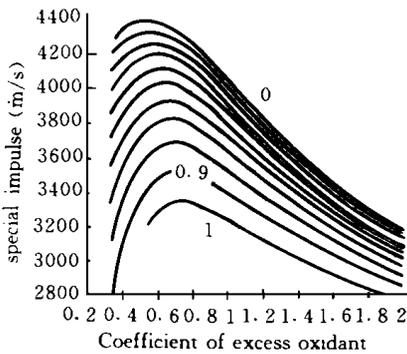


图 1 余氧系数与比冲关系

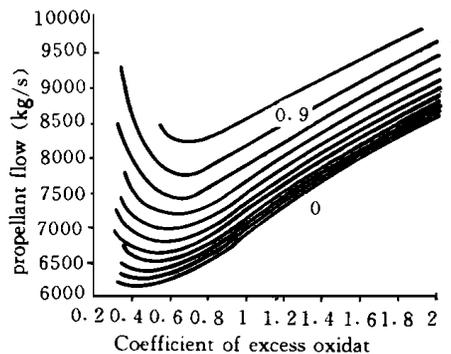


图 2 余氧系数与推进剂流量关系

对于某一煤油含量,随着余氧系数的增加,质量流量先是减少,而后上升。而且是下降速度快,而上升的速度较慢。各曲线极小值对应的余氧系数与图一的最佳余氧系数(对应最大比冲)非常接近。即比冲大时对应的质量流量小。另外,煤油的含量大则质量流量大,这主要是由于这时燃烧产物中  $\text{CO}_2$  和

CO 的含量较大,使燃气分子量较大。

(3)余氧系数在不同 H<sub>2</sub> 含量下与推力的关系曲线簇 (图 3)

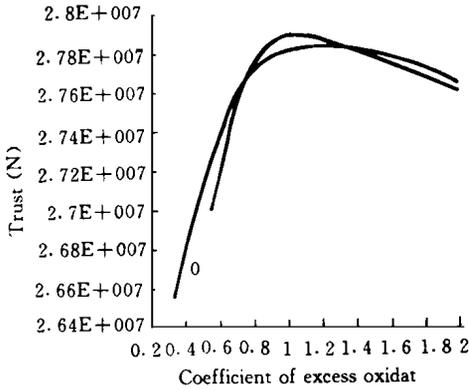


图 3 余氧系数与推力关系

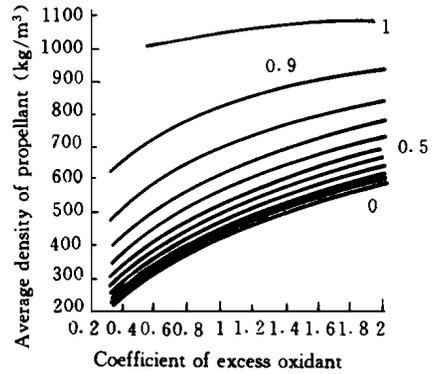


图 4 余氧系数与推进剂平均密度关系

为了容易辨认,这里只列出了煤油含量为 1和 0两种情况的曲线。煤油含量在 0~ 1之间的各曲线均包含在这两条曲线之间。在这里可以看出当余氧系数比较小如在 0.5左右时其推力很小。随着余氧系数的增加,其推力明显地增长,在极大值以右的区域推力下降要相对缓和得多。当煤油含量为 1时,这种下降最为平缓。需要注意的是,最大推力对应的余氧系数与最大比冲对应的余氧系数有较大的差别。煤油的含量加大会使推力极大值下降,最大差别为 0.2%。

(4)余氧系数在不同 H<sub>2</sub> 含量下与推进剂平均密度之间的关系曲线簇 (图 4)

由于 LO<sub>2</sub> 的密度比 LH<sub>2</sub> 及煤油的密度大,所以各曲线的均为增函数。但是由于 LH<sub>2</sub> 的密度较 LO<sub>2</sub> 煤油有较大的差异,所以当煤油的含量接近 1时,只要加入少量 LH<sub>2</sub>,平均密度就会发生较大的变化。这一点在图中看得很清楚,煤油含量为 1和 0.9这两条曲线之间和距离比其它曲线间距离要大得多。在余氧系数为 1.5时:

$$\text{密度 (煤油 / LO}_2\text{)} - \text{密度 (LH}_2\text{ / LO}_2\text{)} ] \text{密度 (煤油 / LO}_2\text{)} = 51.5\%$$

$$\text{密度 (煤油 / LO}_2\text{)} - \text{密度 (90\% 煤油 + 10\% LH}_2\text{ / LO}_2\text{)} ] \text{密度 (煤油 / LO}_2\text{)} = 16.7\%$$

(5)余氧系数在不同 H<sub>2</sub> 含量下与密度比冲之间的关系曲线簇 (图 5)

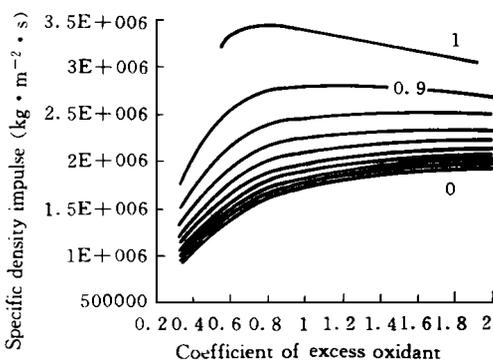


图 5 余氧系数与密度比冲关系

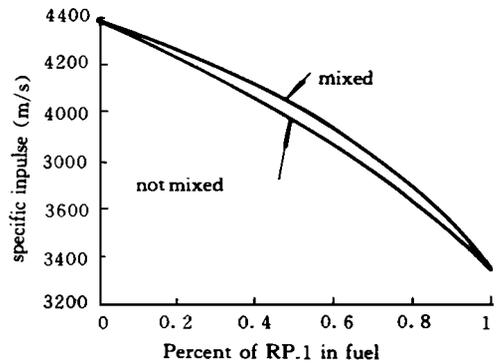


图 6 煤油含量与比冲关系

这时的曲线关系是 (1)、(4)关系的组合。可以发现当煤油的含量大时,系统的密度比冲大。而且在煤油含量为 1时,加入少许 H<sub>2</sub>会使密度比冲有较大的减少。

$$\text{最大总冲 (煤油 / LO}_2\text{)} - \text{总冲 (LH}_2\text{ / LO}_2\text{, 余氧系数为 2)} ] \text{最大总冲 (煤油 / LO}_2\text{)} = 44.6\%$$

$$\text{最大总冲 (煤油 / LO}_2\text{)} - \text{最大总冲 (90\% 煤油 + 10\% LH}_2\text{ / LO}_2\text{)} ] \text{最大总冲 (煤油 / LO}_2\text{)} = 18.74\%$$

### 3 三组元混合燃烧与非混合燃烧的性能对比

为了研究三组元方案,需要比较三组元混合燃烧与三组元非混合燃烧的性能。由于这两种燃烧的区别

别只是在于三组元是否在一个燃烧室里燃烧。所以两者在比冲上会有差异。下面对比冲进行讨论。

需要说明的是,按照非混合燃烧条件下对于  $\text{LH}_2/\text{LO}_2$  和煤油  $/\text{LO}_2$  分别为最佳的煤油、 $\text{LH}_2$  和  $\text{LO}_2$  供应比例下,在三组元混合燃烧条件下  $\text{LH}_2+\text{煤油}/\text{LO}_2$  就达不到最佳比冲状态。

为了能够清楚地说明问题,这里这样进行比较:使  $\text{LH}_2/\text{LO}_2$  和煤油  $/\text{LO}_2$  达到最佳比冲状态,在同样的推进剂供应情况下给出  $\text{LH}_2+\text{煤油}/\text{LO}_2$  的比冲,同时求出在这样的  $\text{LH}_2$ 、煤油比例下  $\text{LH}_2+\text{煤油}/\text{LO}_2$  的最大比冲。这样就得到三条曲线,如图 6。

可以看到,表示  $\text{LH}_2+\text{煤油}/\text{LO}_2$  比冲的两条曲线的距离很近,在图中看起来是一条粗线,在同样  $\text{LH}_2$ 、煤油比例下  $\text{LH}_2+\text{煤油}/\text{LO}_2$  的最大比冲十分相近。这样在分析时可将这两条曲线看成是一致的。

从图 6 可知三组元混合燃烧比三组元非混合燃烧的理论比冲要大,最大差异在煤油含量为 0.6 附近,相差 1.5%。除此之外,三组元混合燃烧发动机的比冲效率会比三组元非混合燃烧(如双膨胀发动机)高,在煤油  $/\text{LO}_2$  中加入  $\text{H}_2$  可以明显提高比冲效率(文献 [3])。

另外从总体上讲,三组元混合燃烧发动机的质量要比三组元非混合燃烧的要轻,整体复杂程度也要下降,发动机的可靠性会有所提高。而且三组元混合燃烧发动机的调节手段、调节方案也更多。

## 4 结论

(1)各种推进剂组合所具有的最大推力差别甚微。从推进剂的平均密度来看,即使加入少量的  $\text{LH}_2$  也会使平均密度快速下降。对于同体积储箱来说,总冲在推进剂不含  $\text{LH}_2$  的情况为最大,加入  $\text{LH}_2$  会使总冲快速下降。使用  $\text{LH}_2$  虽然会降低推进剂总冲,但同时也会使推进剂的总质量下降。

(2)从比冲上来看,煤油  $/\text{LO}_2$  的比冲只有  $\text{LH}_2/\text{LO}_2$  的 76.63%。加入  $\text{LH}_2$  会使比冲有较大的提高,90%煤油+10%  $\text{LH}_2/\text{LO}_2$  的比冲比煤油  $/\text{LO}_2$  高 5.57%,即  $187\text{m/s}$ 。

(3)三组元混合燃烧的比冲比三组元非混合燃烧的比冲大,即只使用一个燃烧室比使用两个燃烧室的性能要好。

从发展的角度来看,近年来对外膨胀式发动机的研究比较多。这种发动机因为具有对高度的自动适应性,而具有广阔的前景。而三组元混合燃烧室作为外膨胀发动机的一部分依然具有前面分析的优点,所以三组元混合燃烧在今后会有大发展。

根据初步的分析发现,使用三组元混合燃烧发动机具有一定的优势。这些优势不但表现在使用燃料的时机上(相当两组元而言),而且三组元混合燃烧发动机本身的理论比冲也要高于三组元非混合燃烧发动机。三组元混合燃烧发动机的另一个明显的优势是在对发动机进行控制时,它的可选方案明显要多于三组元非混合燃烧发动机。

## 参考文献

- 1 Bexhel R. The Dual-expander Rocket Engine-Key to Economic Space Transportation. *Astronautic & Aeronautics*, 1977, 11.
- 2 Douglas O Stanley. Propulsion System Optimization for Advanced Manned Launch System Vehicles. *Journal of Spacecraft*, 1989, 22(6).
- 3 Irina G. Lozino-Lozinskaya(Russia). The Current Status of Tripropellant Combustion Technology. Second International Symposium CN Liquid Rocket Propulsion.
- 4 Janes A Martin. Effects of Tripropellant Engine on Earth-to-orbit Vehicles. *JOURNAL OF SPACECRAFT*, 1985, 22(6).
- 5 Janes A Martin. History of Propulsion for Single-Stage-to-Orbit and Multiple-Stage Vehicles. *Journal of Spacecraft*, 1995, 11(1).