

推力室参数对喷管化学动力学性能的影响^{*}

孙得川¹, 陈 杰², 张宝炯², 刘昌国², 林庆国²

(1. 西北工业大学 航天工程学院, 陕西 西安 710072; 2. 上海航天动力机械研究所, 上海 200233)

摘 要: 针对某液体发动机进行化学动力学计算, 研究了各种推力室参数, 如燃烧室压强、混合比、边区冷却流量以及喷管的尺寸等对喷管性能的影响。由计算结果可以得到参数变化引起性能变化的定量的规律, 分析推力室设计的优劣, 提出改善发动机性能的具体措施。

关键词: 液体推进剂火箭发动机; 推力燃烧室; 喷管; 反应动力学; 影响因素

中图分类号: V434.24 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2003) 04-0306-04

Influence of thrust chamber parameters on nozzle chemical kinetic performance

SUN De-chuan¹, CHEN Jie², ZHANG Bao-jiong², LIU Chang-guo², LIN Qing-guo²

(1. Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China;

2. Shanghai Inst. of Space Propulsion, Shanghai 200233, China)

Abstract: The nozzle performance of a small LRE for space propulsion was calculated using chemical equilibrium and chemical kinetic methods. Parameters influencing thruster chamber performance, such as the chamber pressure, mixture ratio, mass fraction of the cool film, and the scale of nozzle geometry, etc., were analysed quantitatively. These can be used to evaluate engine performance and find ways to increase it.

Key words: Liquid propellant rocket engine; Thrust chamber; Nozzle; Reaction kinetics; Influence factor

1 引 言

对于空间用的小型液体火箭发动机, 因为其燃烧室压强不高, 喉径比较小, 燃气在喷管内停留的时间比较短, 所以其化学动力学损失相对大发动机来说要大一些。而且, 化学动力损失在整个发动机的流动损失中也是占据主要的部分。

从定性的角度来说, 对发动机化学动力学性能影响比较大的应该是推进剂的混合比、燃烧室压强和喷管的尺寸; 其它的参数如喷管喉部圆弧半径, 扩张段的型面等, 其影响相对要小些。另外, 空间小型液体火箭发动机的冷却通常采用边区液膜冷却, 冷却液体的百分含量要影响发动机的燃烧性能, 如何在保证冷却效果的前提下提高发动机性能, 也是需要详细考虑

的问题。

本文利用自行研制的液体火箭发动机喷管性能计算软件, 以某种型号的空间液体火箭发动机为研究对象, 采用化学平衡流动和化学动力学的方法进行计算^[1], 并针对影响发动机化学动力学性能的主要参数进行了研究, 为液体火箭发动机设计和提高性能提供了参考依据。

2 C-H-O-N 反应系统

对于化学平衡流动, 采用最小 Gibbs 自由能的方法; 对于化学非平衡流动, 采用有限化学反应速率的化学动力学模型^[2]。

化学反应速率有多种表示方法, 本文采用 Arrhenius 指数形式的表示:

* 收稿日期: 2002-07-29; 修订日期: 2002-10-28。

作者简介: 孙得川 (1973—), 男, 博士后, 研究领域为火箭发动机和计算流体力学, 计算传热学。

E-mail: suncfd@sina.com

$$k = AT^B \cdot e^{-E/RT} \quad (1)$$

其中 E 为积分活化能, AT^B 是与温度相关的系数。

本文的研究对象是以 C-H-O-N 元素为推进剂的液体火箭发动机, 采用的(Arrhenius 公式) 相关常数见参考文献[3]。

3 化学动力学损失

发动机性能分析时, 化学平衡计算得到的是理论上的最高性能, 有限速率的化学反应相对理论性能的偏离为化学动力损失。火箭发动机的化学动力损失通常用化学动力损失后的喷管效率来表示:

$$\eta = \frac{I_{s, kin}}{I_{s, equ}} \quad (2)$$

式中 I_s 表示比冲, 下标 kin, equ 分别表示化学动力和化学平衡。发动机的理论性能采用一维化学平衡流动计算得到。

4 推力室参数对性能的影响

以某空间用小型液体火箭发动机喷管为基础进行性能计算, 所有的尺寸以喉部半径做无量纲处理, 喷管喉径 $r_t = 11.25\text{mm}$ 。喷管出口面积比约为 157。发动机采用双组元推进剂: $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$ (化学当量混合比约为 2.5)。燃烧室压强 $p_c = 0.686\text{MPa}$, 混合比为 1.65。

4.1 混合比的影响

发动机的性能范围由推进剂的种类决定, 当推进剂选定以后, 混合比将成为影响性能的主要因素。图 1 给出了在上述的喷管几何条件和燃烧室压强条件下, 计算所得的发动机真空比冲与混合比的关系。

计算采用了三种不同的模型, 即化学平衡流动、冻结流动和化学动力学模型, 计算结果见图 1。三种模型的计算曲线都存在一个极大值, 即都有各自的最佳混合比, 三种结果(冻结流动、化学动力、化学平衡)

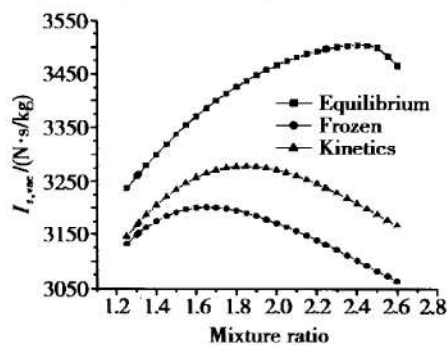


Fig. 1 Vacuum I_s vs mixture ratio

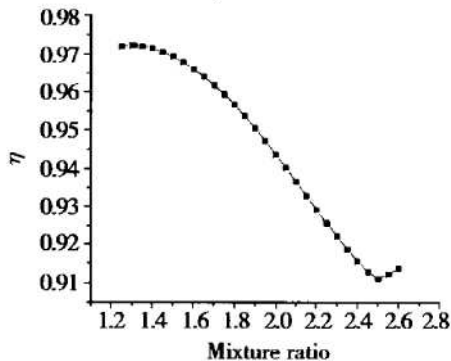


Fig. 2 η vs mixture ratio

的最佳混合比分别为 1.65, 1.85 和 2.4 (化学当量混合比为 2.5, 对应的余氧系数分别为 0.66, 0.74, 0.96)。

化学动力学得到的结果最接近于实际的工作情况, 为了获得最佳性能应采用化学动力学分析的方法。从计算结果来看, 实际使用的混合比(1.65)下的真空比冲比最佳化学动力学性能(混合比为 1.85)低的并不多。

图 2 给出了反映化学动力学损失的 η 与混合比的关系曲线, η 随着混合比增大而减小, 基本上在余氧系数为 1 时达到极小值。

几个主要节点的 η 值如下:

$\eta = 96.4\%$ mixture ratio = 1.65

$\eta = 95.4\%$ mixture ratio = 1.85

$\eta = 91.1\%$ mixture ratio = 2.50 (minimum)

图 3 是燃烧室温度随混合比变化的曲线。这是发动机设计中特别关心的问题。当混合比为 2.24 左右时燃烧室温度最高为 3146K。在混合比较低的时候, 燃烧温度迅速降低。实际上, 在室压 $p_c = 0.7\text{MPa}$ 的情况下, MMH 单组元分解的温度大约是 1310K 左右。

双流管模型的计算虽然从化学动力学的角度来说, 最佳混合比为 1.8 左右, 现有的设计混合比为 1.65 与此是接近的, 但是考虑到边区冷却的问题, 实际上在燃烧室中混合比的分布是非常不均匀的, 而且前面的几个图指出, 发动机的化学性能随混合比的变化是很大的, 因此需要考虑采用多流管模型才能得到比较合理的结果, 此处采用双流管模型。

化学动力学计算的双流管模型的真空比冲 $I_{s, vac} = 3202.5 \text{ N} \cdot \text{s/kg}$, $\eta = 95.14\%$, 比单流管计算的真空比冲 ($3264.93 \text{ N} \cdot \text{s/kg}$) 低了不少, 而且这里尚未考虑二维效应和边界层的影响, 可见喷管的损失是比较大的。

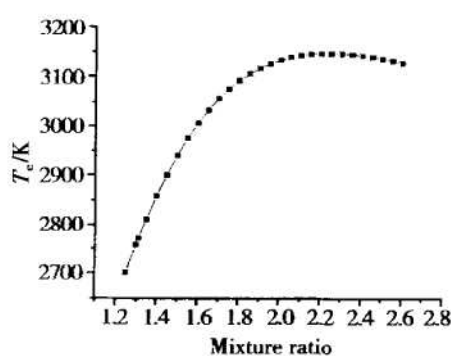


Fig. 3 Chamber temperature vs mixture ratio

4.2 压强的影响

在不改变推力室几何结构的前提下,提高燃烧室的压强,可以提高真空比冲。图4给出了燃烧室压强从0.7MPa到1.6MPa变化时几种混合比下的真空比冲变化情况。考虑双流管模型,室压提高到1MPa,真空比冲为3223.4 N·s/kg,提高到1.6MPa,真空比冲为3248.0 N·s/kg。

图5是表示化学动力学损失的 η 与室压的关系,室压的提高会增加燃气密度,增加分子间碰撞反应的几率,有助于减少化学动力学损失。这一点也可以从图6中得到进一步的说明。室压的提高对于平衡流假设的计算结果是没有大的影响的,因为在化学平衡的假设中反应进行得很完全。但是对于有限速率的化学反应流动来讲,室压的影响是明显的。室压的提高增加了分子之间的反应几率,使化学反应向化学平衡的方向移动,显然会提高比冲性能。另外,提高室压使最佳混合比向化学平衡的混合比靠近。在实际的混合比较低的时候,压强对性能的影响要小一些,随着混合比向平衡的混合比靠近,比冲的增加趋于明显。当混合比较大的时候,提高压强可以使真空比冲有比较大的增幅。

4.3 喷管尺寸的影响

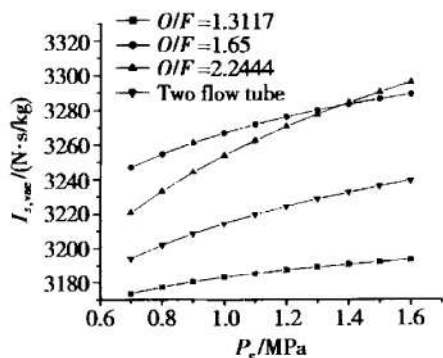


Fig. 4 Vacuum I_s vs p_c under various mixture ratio

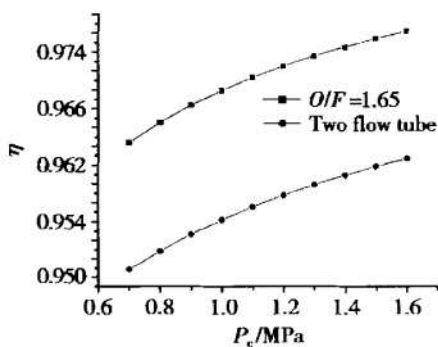


Fig. 5 η vs p_c

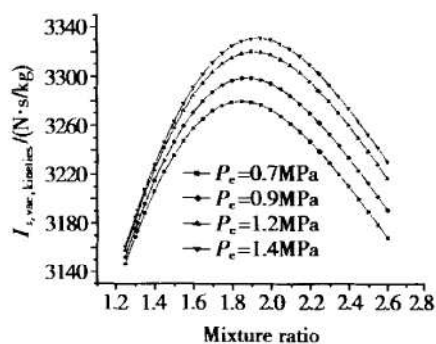


Fig. 6 Vacuum $I_{s, kinetics}$ vs various p_c

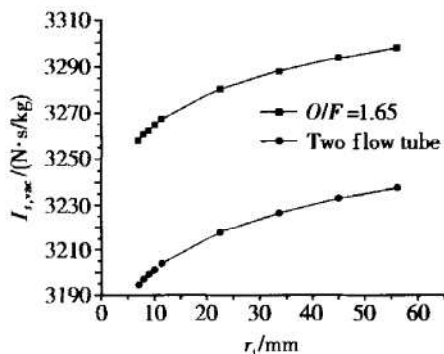


Fig. 7 Vacuum I_s vs throat radius ($p_c = 0.7\text{MPa}$)

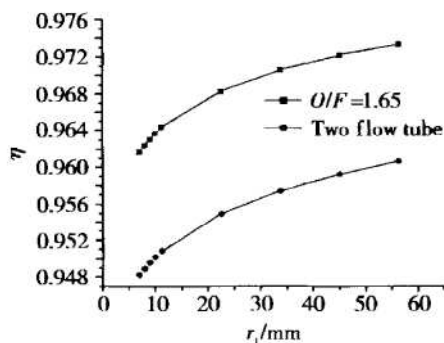


Fig. 8 η vs throat radius ($p_c = 0.7\text{MPa}$)

燃烧室压强的提高,可以通过增大流量或者减小喉径的方法来解决。但是小的喷管尺寸下,化学动力损失要相对大一些。图7,8分别给出了在燃烧室压强 $p_c = 0.7\text{MPa}$ 时真空比冲和 η 随着喉径尺寸的变化情况。从图7和8看到,随着喉径的增大,在室压不变的情况下,化学动力学损失减小,真空比冲增加,这是因为随着喷管尺寸的增大,燃气在喷管内停留的时间增长,化学反应相对充分,损失减小。另外还可以看到,喷管在小尺寸范围内变化时,化学动力损失和比冲的变化率要大一些,在大尺寸范围内,变化的趋势趋于缓和。

在推进剂流量确定的条件下,燃烧室压强和喷管尺寸是相关的,提高室压只能通过缩小喉径来达到。因为喉部的温度和燃气的物性参数变化很小,可以认为是常量,所以有下面的近似关系

$$pr_c^2 = c \quad (3)$$

当流量和混合比一定时 c 是常量。

表1是流量一定时,真空比冲与喉径的关系。实际上,因为喉径尺寸在小范围内变化时,化学动力损失变化并不大(在1%以内),所以比冲与喉径的关系实际就是与室压的关系。

Table 1 Vacuum I_s vs various throat radius					
r_t/mm	7	8	9	10	11.25
p_c/MPa	1.808	1.384	1.094	0.886	0.7
$I_{s, \text{vac}}/(\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg})$ $O/F=1.65$	3306.1	3296.0	3286.3	3277.0	3265.7
$I_{s, \text{vac}}/(\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg})$ two flow tube	3245.5	3234.3	3224.0	3214.4	3203.2

4.4 边区冷却液膜流量的影响

该发动机采用 MMH 进行边区的液膜冷却。冷却液膜的含量影响燃烧室内混合比的分布,进而影响发动机性能。考虑到喷注器的结构形式,简化的模型采用双流管模型,分为边区和中心区域。

设边区冷却液膜流量占燃料流量的质量百分比为 p , 混合比为 K , 则一种简单的混合比和流量百分比的估算见表 2。由已经计算出的比冲与混合比的关系,可以得到双流管模型下,边区液膜流量变化时总的真空比冲的变化(见图 9)。图 9 还给出了冷却液膜带来的性能损失曲线。可见,在目前的设计状态下,总的流量不变时,冷却液膜含量的增加会导致总的比冲单调下降,并且下降的速度越来越快。当前,液膜流量占燃料总量的 26% 左右时,真空比冲大约为 326.6s,比没有液膜时下降了将近 60 N·s/kg。

Table 2 Mixture ratio and mass fraction of two flow tube		
	Core	Border
Mixture ratio	$\frac{K}{(1-p)}$	$\frac{K}{(1+p)}$
Mass fraction	$\frac{1+K-p}{2(1+K)}$	$\frac{1+K+p}{2(1+K)}$

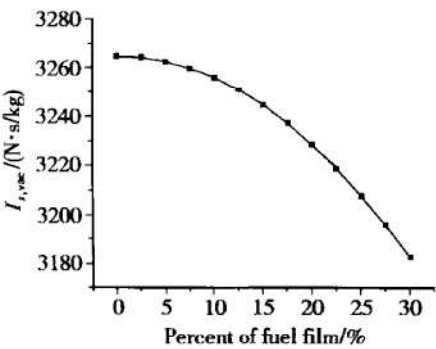


Fig. 9 Vacuum I_s vs percent of cool film ($p_c = 0.7\text{MPa}$)

4.5 面积比的影响

增大出口面积比当然会得到高的比冲。图 10 给出了喷管出口面积比从 100 到 300 变化时真空比冲的增加情况(大于现有喷管出口面积比的喷管型面按

照当前的出口角度直线延伸,燃烧室压强 0.7MPa)。增大喷管出口面积带来的性能提高非常明显,当然还需要考虑喷管质量的增加。

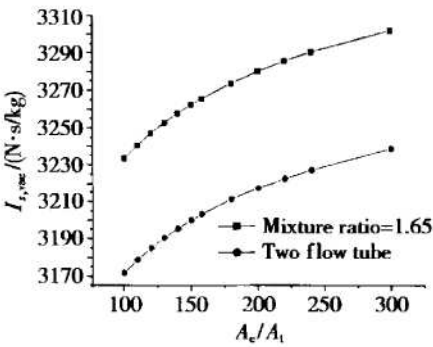


Fig. 10 Vacuum I_s vs area ratio ($p_c = 0.7\text{MPa}$)

5 结 论

喷管流动损失中主要的就是化学动力学损失,其它诸如二维膨胀、摩擦和传热损失等相对要小一些。采用化学动力学方法可以比较准确的分析各种参数对发动机性能的影响。但是对于非轴向、边界层损失等还需要二维和其它的方法。

从分析结果来看,目前提高空间发动机真空比冲主要可以采取下面的方式:

- (1) 减少边区冷却液膜流量。这样会造成壁面温度的升高,必须考虑材料的限制。如何合理的分配混合比,需要更详细的考虑。
- (2) 提高燃烧室压强或者减小喉径。在流量不变的情况下,减小喉部半径将使室压提高,比冲增加。
- (3) 增大喷管出口面积比。在减小喉径的前提下,适当的增大出口面积比未必会增加结构尺寸和质量。

参考文献:

[1] 孙得川,陈 杰. 喷管性能的化学动力学分析[J]. 推进技术,2003,24(3).

[2] Nickerson G R, Dang L D, Coats D E. Two-dimensional kinetic performance computer program[R]. *Software And Engineering Associates, Inc., Contract No. NAS8-35931*, 1985.

[3] Dunn S S, Coats D E. Nozzle performance predictions using the TDK97 Code[R]. *AIAA 97-2807*.

(编辑:梅 瑛)