

# 气氢/液氧同轴喷注单元细节对燃烧特性的影响

丁兆波, 陶瑞峰, 许晓勇

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

**摘 要:** 为了研究气氢/液氧同轴直流式喷嘴的结构参数细节对燃烧特性的影响, 对单喷嘴燃烧室的燃烧流场进行了数值模拟。重点研究了氧喷嘴缩进深度、氧喷嘴出口壁厚和氢氧喷注速度比 3 个参数对燃烧效率和稳定性的影响规律。研究表明: 上述喷嘴结构参数细节是影响气氢/液氧同轴直流式喷嘴燃烧特性的重要因素, 其中适当提高氧喷嘴缩进深度或氢氧喷注速度比对燃烧效率有显著改善, 而适当提高氧喷嘴出口壁厚对燃烧稳定性有显著改善。

**关键词:** 气氢/液氧; 同轴直流式喷嘴; 燃烧特性; 燃烧流场; 数值模拟

中图分类号: V434\*.13-34 文献标识码: A 文章编号: 1672-9374 (2013) 05-0031-04

## Effect of structure parameters of $\text{GH}_2/\text{LOX}$ shear coaxial injector on combustion characteristics

DING Zhao-bo, TAO Rui-feng, XU Xiao-yong

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

**Abstract:** To study the influence of  $\text{GH}_2/\text{LOX}$  shear coaxial injector structure parameters on combustion efficiency and stability, numerical simulation of combustion flow field of the single-injector combustor was carried out. The influence of indentation depth of LOX injector, thickness at outlet of LOX injector and gas-to-liquid velocity ratio on the combustor characteristics and stability was mainly studied. The results indicate that the above parameters are the important factors to affect the combustor characteristics of  $\text{GH}_2/\text{LOX}$  shear coaxial injector. The combustion efficiency increases with the proper increase of injective velocity ratio and indentation depth of LOX injector. The combustion stability increases with proper increase of thickness at outlet of LOX injector.

**Keywords:**  $\text{GH}_2/\text{LOX}$ ; shear coaxial injector; combustion characteristic; combustion flow field; numerical simulation

收稿日期: 2013-04-24; 修回日期: 2013-08-30

基金项目: 国家 863 项目(2007AA705302)

作者简介: 丁兆波 (1980—), 男, 工程师, 在读博士生, 研究领域为液体火箭发动机燃烧装置的设计和数值研究

## 0 引言

大推力氢氧发动机推力室喷注器普遍采用同轴直流式喷嘴。同轴直流式喷嘴结构简单、尺寸小且有较好的燃烧稳定性,燃烧效率与同轴离心式接近。大量试验研究工作指出同轴式喷嘴的主要结构参数,如:氧喷嘴缩进深度、氧喷嘴出口壁厚和喷注速度比等是决定喷嘴性能的重要因素<sup>[1-9]</sup>。结构参数的细微差别就可能引起燃烧性能的显著变化。因此必须深入研究上述因素对燃烧性能的重要影响,以保证在任何工况下喷注器都能够高效、稳定的组织燃烧。

本文基于商业 CFD 软件,针对氧喷嘴缩进深度、氧喷嘴出口壁厚和喷注速度比 3 个参数,对气氢/液氧同轴直流式单喷嘴燃烧室进行了湍流流动与燃烧数值模拟,初步揭示了这 3 个参数对气氢/液氧燃烧特性的影响规律。

## 1 物理模型

所研究的氢氧同轴直流式喷嘴结构如图 1 所示。液氧从喷嘴的中心管喷射出,而低温气氢从与中心管平行的同心环缝流出,该伴流氢气射流对喷嘴中心的液氧射流产生撞击扰动有利于液氧的破碎、雾化和混合,从而增加了液体的表面积,以此加速燃烧。为了研究不同的结构参数对喷嘴燃烧特性的影响,设计了如图 1 所示的单喷嘴缩尺燃烧室。缩尺燃烧室的工作参数:燃烧室压力为 7 MPa,混合比为 6.6,单喷嘴流量为 0.42 kg/s。缩尺燃烧室依据与某型全尺寸大推力氢氧发动机燃烧室的单喷嘴流量、流量密度和特征长度相同的原则设计。

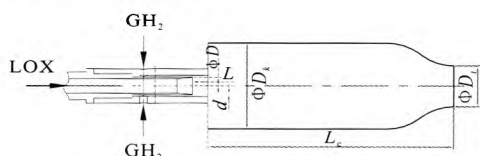


图 1 单喷嘴燃烧室结构示意图

Fig. 1 Sketch of single-injector combustor with shear coaxial injector

定义无量纲缩进比为氧喷嘴面相对于氢喷嘴面的缩进尺寸与氧喷嘴出口内径之比,即

$$RR=L/\Phi D$$

式中:  $L$  为缩进量;  $\Phi D$  为中心氧喷嘴内径。研究单个设计参数的影响时,固定其它设计参数,通过变化喷嘴结构尺寸来实现对参数的调整,表 1 为各设计参数取值范围。

表 1 设计参数取值范围

Tab. 1 Calculated values of design parameters

参数	参数取值		
氧喷嘴缩进比 $RR$	0.0	1.0	2.0
氧喷嘴壁厚/( $d \cdot \text{mm}^{-1}$ )	0.25	0.5	1.0
喷注速度比 $VR$	15	25	30

## 2 数值方法

气相方程采用欧拉坐标系下 Navier-Stokes 方程组描述,液相控制方程采用 Lagrangian 坐标系下颗粒轨道模型进行描述,湍流模型采用高雷诺数  $k-\varepsilon$  双方程模型。采用单步反应的有限速率化学反应模型,燃烧速率由湍流脉动机制和 Arrhenius 机制共同控制。液氧喷嘴 LOX 入口给定一组初速和初温相同而粒径随机分布的液氧液滴,液滴尺寸分布服从 Rosin-Rammler 函数,液氧喷雾液滴直径采用同轴直流式喷注器雾化直径计算模型估算。采用高压蒸发模型计算液滴的蒸发速率、半径、温度,考虑超临界条件下物性参数变化。气氢喷嘴  $\text{GH}_2$  入口给定气氢流量、温度、压强;出口取外插值边界条件,即所有变量值通过向外插值求得;壁面取无滑移条件;轴对称边界上径向速度为零,其余变量径向梯度为零。

## 3 结果分析

### 3.1 氧喷嘴缩进深度对燃烧特性的影响

保持氢喷前温度为 120 K,喷注速度比为 25,氧喷嘴出口壁厚为 0.25 mm,氧喷嘴的缩进

比  $RR$  取值变化为: 0, 1.0 和 2.0。

从图 2 数值仿真的结果来看, 在喷嘴其他参数都相同的情况下, 随着氧喷嘴缩进深度的增加, 燃烧面显著前移, 燃烧距离明显缩短, 燃烧完全性有明显改善, 这与理论分析及试验研究的结果相符合<sup>[9-10]</sup>。分析认为, 随着缩进深度的增加, 实际上增加了预混长度, 使得氢氧推进剂在进入燃烧室之前就已经开始混合, 从而使得混合更充分。而且同样的燃烧面, 预混较充分也可缩短燃烧室内的混合距离, 留出较大的空间进行充分燃烧, 利于提高燃烧效率。但缩进深度过大, 氢氧推进剂在缩进区发生预混燃烧, 将给喷嘴热防护带来问题。

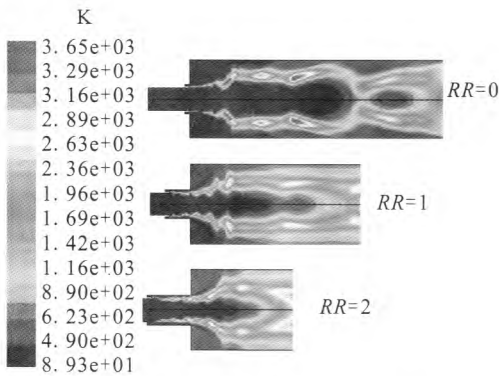


图 2 不同缩进深度下燃烧室温度分布

Fig. 2 Temperature distribution of combustion chamber at different indentation depths of LOX injector

3.2 氧喷嘴出口壁厚对燃烧特性的影响

保持氢喷前温度为 120 K, 喷注速度比为 25, 氧喷嘴缩进比为 1, 氧喷嘴出口壁厚  $d$  取值变化为: 0.25 mm, 0.5 mm 和 1.0 mm。

从图 3 数值仿真的结果来看, 在喷嘴其它参数都相同的情况下, 随着氧喷嘴出口壁厚的增加, 对燃烧完全性无显著影响, 但火焰在氧喷嘴出口壁上的附着能力显著增强, 有利于提高燃烧稳定性, 这与理论分析的结果相符合<sup>[10-11]</sup>。分析认为, 高速流动的气氢卷吸低速流动的液氧射流, 在紧贴氧喷嘴出口管壁的下流形成回流区, 回流区压力较低, 不断卷吸周围的氧与气氢, 使两者在该区域内掺混燃烧。这种回流区可以建立稳定的高温火焰源, 为下游推进剂提供稳定的点

火能量, 有利于维持火焰。在喷嘴其他设计参数相同的情况下, 氧喷嘴出口壁厚的增加使回流区增大, 增强了氢氧推进剂在回流区的掺混燃烧, 但壁厚过大将给喷嘴热防护带来问题。当壁厚为 0.25 mm 时, 火焰尚未完全附着在氧喷嘴出口管壁上, 随着壁厚的增大, 火焰在壁上的附着能力增强, 导致管壁温度升高。

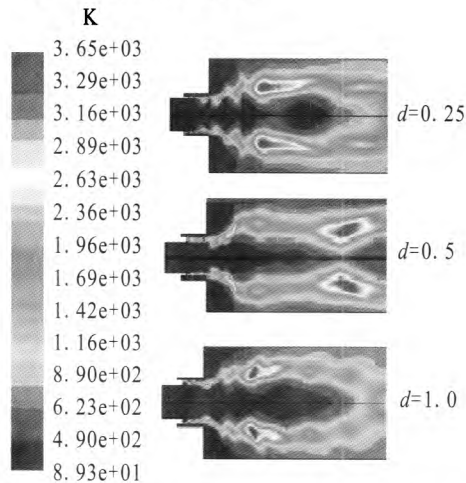


图 3 不同氧喷嘴出口壁厚下燃烧室温度分布

Fig. 3 Temperature distribution of combustion chamber at different wall thicknesses of LOX injector outlet

3.3 喷注速度比对燃烧特性的影响

保持氢喷前温度为 120 K, 氧喷嘴缩进比为 1, 氧喷嘴出口壁厚为 0.25 mm, 氧喷注速度为 16 m/s, 喷注速度比  $VR$  取值变化为: 15, 25 和 30。

从图 4 数值仿真的结果来看, 在喷嘴其它参数都相同的情况下, 喷注速度比对燃烧效率的影响存在一最佳值。随着喷注速度比由 15 提高为 25, 燃烧距离明显缩短, 燃烧完全性有显著提高, 但当喷注速度比继续增大时, 燃烧完全性变化不再明显, 这与理论分析及试验研究的结果相符合<sup>[9-10]</sup>。分析认为, 由  $We = \rho_g LV_r^2 / \sigma$  可知, 提高喷注速度比有利于气氢和液氧间的动量交换, 进而有利于雾化混合。由于固定氧的喷注速度, 随着速度比的提高, 气氢相对于液氧的流速增加, 动能增大, 加速了液氧液柱的剥离, 利于液柱破碎, 从而使液氧液滴的尺寸减小, 提高雾化质量。速度比的适当提高可同时增强气氢和液氧在

环形剪切层内的掺混效果,增强了气氢穿越剪切层影响核心区域液氧的能力,缩短了核心区域液氧的喷射距离,使更多的气氢和液氧在燃烧室前端进行燃烧,释放更多的热量,从而使高温区域前移,燃烧距离缩短。

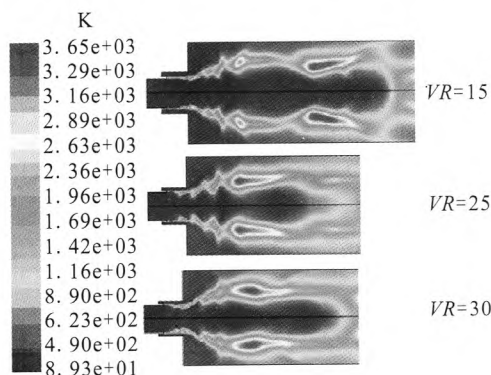


图4 不同喷注速度比下燃烧室温度分布

Fig. 4 Temperature distribution of combustion chamber at different injective velocity ratios

## 4 结论

通过数值计算对比研究了喷嘴结构参数细节对气氢/液氧同轴直流式喷嘴的燃烧特性的影响规律,可以初步得到以下结论:

1) 氧喷嘴缩进深度、氧喷嘴出口壁厚和氢氧喷注速度比是影响气氢/液氧同轴直流式喷嘴燃烧性能的重要因素,其中缩进深度和喷注速度比对燃烧效率的影响较为显著,而氧喷嘴出口壁厚对燃烧稳定性的影响较为显著。

2) 适当增大氧喷嘴的缩进深度将增加预混长度,有利于提高燃烧效率。但缩进深度过大,缩进区发生预混燃烧,将给喷嘴热防护带来问题。

3) 适当增大氧喷嘴的出口壁厚,可以增强喷嘴出口火焰的附着能力,提高燃烧稳定性。

4) 喷注速度比的适当增大有利于气氢/液氧的掺混燃烧,缩短燃烧距离,提高燃烧效率。

### 参考文献:

- [1] 杨 V, 安德松 W E. 液体火箭发动机燃烧不稳定性[M]. 北京: 科学出版社, 2001.
- [2] CONRAD E W, HANNUM N P. Performance and screech characteristics of a series of 2500-pound-thrust-per-element injectors for a liquid-oxygen hydrogen rocket engine, NASA-TM-X-1253 71N70492[R]. US: NASA, 2009.
- [3] CONRAD E W. Effect of propellant injection velocity on screech in 20,000-pound hydrogen-oxygen rocket engine, NASA-TN-D-3373[R]. US: NASA, 1966.
- [4] ZHUANG F C, SUN J G. Effects of swirl coaxial injector parameters on LOX/GH<sub>2</sub> engine combustion performance, AIAA 2002-3697[R]. US: AIAA, 2002.
- [5] CANDEL S, HERDING G, SYNDER R, et al. Experimental investigation of shear coaxial cryogenic jet flames [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(5): 826-834.
- [6] SMITH J, BECHLE M, SUSLOV D, et al. High pressure LOX/H<sub>2</sub> combustion & flame dynamics preliminary results, AIAA 2004-3376[R]. US: AIAA, 2004.
- [7] HANNUM N P. Some injector element detail effects on screech in hydrogen-oxygen rockets[R]. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration, 1974.
- [8] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995.
- [9] 孙纪国. 氢氧同轴式喷嘴燃烧性能试验研究[J]. 火箭推进, 2005, 31(3): 5-8.
- [10] 仲伟聪. 单喷嘴燃烧流场仿真研究[J]. 火箭推进, 2009, 35(6): 27-30.
- [11] 高玉闪. 气氧/甲烷同轴剪切喷注器燃烧特性数值模拟 [J]. 火箭推进, 2009, 35(5): 18-23.

(编辑: 张永秀)