

文章编号: 1000-8055(2005)04-0689-04

氢氧同轴式喷嘴流量特性试验 和理论分析

孙纪国

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘要: 介绍了氢氧直流同轴式喷嘴结构参数对流量特性的影响的热试验研究结果, 并采用一维数值分析模型计算了结构参数对喷嘴流量特性的影响。结果表明: 计算结果与热试数据相吻合。喷嘴结构参数变化将引起喷嘴压力损失变化, 并导致喷嘴流量特性发生变化; 氢氧喷嘴流量系数随缩进深度增大而减小; 氢喷嘴流量系数随环形间隙增大而减小, 氧喷嘴流量系数则反之。

关键词: 航空、航天推进系统; 喷嘴; 流量特性; 氢氧

中图分类号: V 432

文献标识码: A

Experimental Investigation and Analysis of Coaxial Injector Discharge Coefficient

SUN Ji-guo

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: Effects of design parameters on hydrogen-oxygen coaxial injector discharge coefficient were investigated by hot tests and numerical analysis. Experimental and theoretical analysis results are in good agreement. The deeper recess length of liquid post leads to smaller injector discharge coefficients of oxygen and hydrogen. The larger annular gap leads to a greater oxygen discharge coefficient but a smaller hydrogen discharge coefficient.

Key words: aerospace propulsion system; injector; discharge coefficient; hydrogen-oxygen

火箭发动机推力室的燃烧效率与推力室喷注器的设计密切相关, 喷嘴的结构直接影响其流量特性和燃烧效率。结构参数的细微差别就有可能引起流量特性和燃烧性能的显著变化。尽管同轴式喷嘴广泛应用于国内外氢氧火箭发动机上, 但目前主要依靠试验对设计进行修正和改进。近年来结合试验研究我们探索了同轴式喷嘴的流量特性和燃烧性能的理论分析模型和方法^[1, 2]。本文介绍某同轴式喷嘴参加热试车获得的结构参数对喷嘴流量特性的影响, 并进行数值仿真分析。

1 热试验研究

某氢氧直流同轴式喷嘴如图1所示。96 K 的液氧从喷嘴的中心管喷射出, 而低温气氢(约 120 K)从与中心管平行的同心环缝流出, 该伴流氢气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加速燃烧。研究表明: 液氧中心管柱相对于氢喷嘴套筒缩进一定的深度(L)有利于燃烧性能的提高^[3]。图1中氢、氧喷嘴通过钎焊构成同轴式喷嘴, 氧喷嘴的长径比为 10, 氢喷嘴的长径比为 3。

收稿日期: 2004-08-05; 修订日期: 2004-11-27

作者简介: 孙纪国(1966-), 男, 湖北钟祥人, 北京航天动力研究所研究员, 主要从事火箭发动机喷雾燃烧、传热及点火等的研究

氢经由 8 个径向孔进入环形间隙, 径向孔的面积为环形缝隙面积的 3 倍以上, 保证环形间隙是调整氢路流量和压力损失的主要环节。本文试验研究的氢环形间隙为 0.4~0.65 mm。氧流路下游是带小角度扩口的圆筒段, 上游装有调解流路压力损失的节流圈。这种大长径比的通道上游的节流装置不影响下游的流动特性。

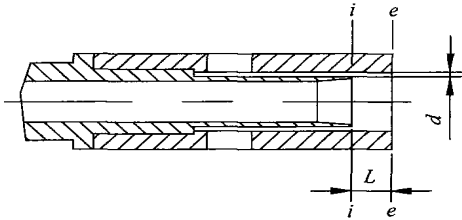


图 1 直流同轴式喷嘴结构示意图
Fig 1 Sketch of shear coaxial injector

为了研究不同的结构参数(如缩进深度 L 和环形缝隙 d)对喷嘴流量特性的影响, 设计了如图 2 所示的缩尺推力室。它由同轴式喷注器和水冷燃烧室组成。喷注器上的多个氢氧直流同轴式喷嘴呈同心圆排列。缩尺推力室的设计参数为: 燃烧室压力为 8 MPa, 混合比为 7.6, 推力室总流量为 7.2 kg/s。缩尺推力室头部和身部为法兰联结, 可拆卸, 以便试验不同的喷注器方案。缩尺推力室采用火药点火器点火。

在挤压试车台上进行了氢氧热试验研究。试验系统见图 3。用液氢和气氢混合的方法来获得

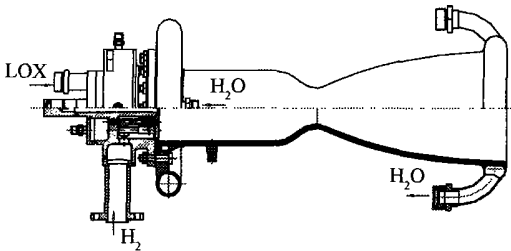


图 2 水冷缩尺氢氧推力室
Fig 2 Subscale thrust chamber with water cooling

120 K 的低温气氢, 并特别研制了将液氢与气氢进行混合的预混器, 试验证明其使用效果良好。进行了 6 次氢氧燃烧试验, 研究了不同的缩进深度(4, 6, 8 mm)和环形缝隙(0.4, 0.5, 0.65 mm)对氢氧同轴式喷嘴流量特性的影响。

热试验测量了燃烧室压力 p_c (相当于喷嘴出口 $e-e$ 面的压力)、氢、氧喷嘴前压力、温度和有关流量等参数。由此可以确定试验的氢氧喷嘴压降、密度等参数, 由(1)、(2)式分别计算氧喷嘴和氢喷嘴的流量系数:

$$Cd_{ox} = \frac{G_{ox}}{A_{ox} \sqrt{2\rho_{ox}\Delta p_{ox}}} \quad (1)$$

$$Cd_f = \frac{G_f}{A_f \sqrt{\frac{2kp_{f1}\rho_{f1}[\pi^{2/k} - \pi^{(k+1)/k}]}{k-1}}} \quad (2)$$

$$\pi = p_c/p_{f1} \quad (3)$$

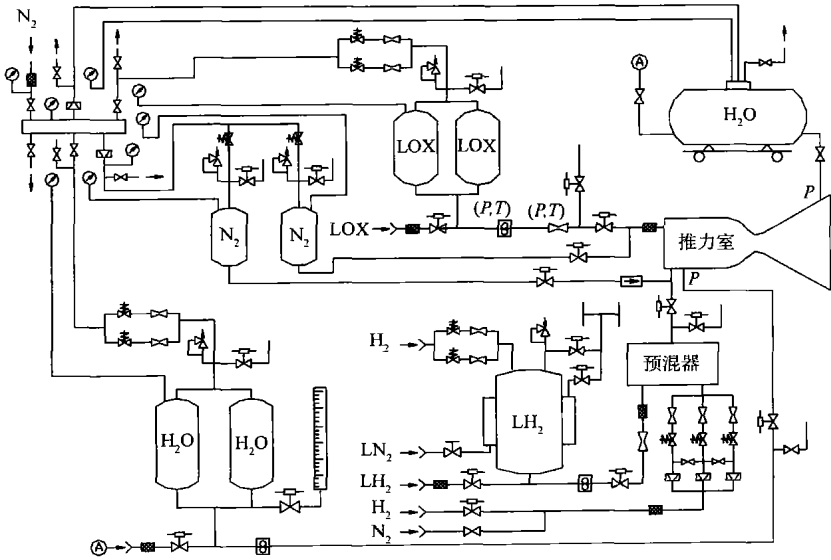


图 3 氢氧同轴式喷嘴热试验系统图
Fig 3 Scheme of coaxial injector firing tests

式中: C_d 表示流量系数, G 为质量流量, A 为喷嘴节流面积, ρ 为喷前密度, Δp 为喷嘴压降, p_{fi} 为氢喷前压力, k 为氢的绝热指数。下标 ox, f 分别表示氧和氢。

试验结果见表 1。

表 1 结构参数影响流量特性的热试验值
Table 1 Hot test results of injector
discharge coefficient

试验号	L/mm	d/mm	Cd_f	Cd_{ox}
№1	4	0.65	0.72	0.89
№2	4	0.5	0.77	0.86
№3	8	0.5	0.64	0.72
№4	4	0.4	0.86	0.83
№5	6	0.5	0.65	0.75
№6	6	0.5	0.66	0.76

由表 1 可见, 喷嘴的结构参数对喷嘴的流量特性有显著影响。在其它条件相同时, 仅改变缩进深度, 则随着缩进深度的增大, 氢、氧喷嘴的流量系数 (Cd_f, Cd_{ox}) 均减小。在其它条件相同时, 随着环形间隙的增大, 氢喷嘴流量系数减小, 氧喷嘴流量系数增大。

2 同轴式喷嘴流量特性数值分析

对参加热试验的该氢氧同轴式喷嘴的流量特性进行了一维仿真计算。有关数值分析的基本假设和物理、数学模型详见文献[3]。研究 $i-i$ 至 $e-e$ 组成的控制体, 考虑缩进区内液氧射流的质量蒸发量和蒸发分数 θ 在 $i-i$ 截面的组分为液氧和氢气, 在 $e-e$ 截面的组分为液氧、氢和燃烧产物。记 S 为氧氢化学计算比, 主要的气、液连续方程分别为:

$$G_{fi} = \rho_i u_{fi} A_{fi} \tag{4}$$

$$G_{li} = \rho_l u_{li} A_{li} \tag{5}$$

$$G_1 = \rho_l u_1 A_1 = (1 - \theta) G_{li} \tag{6}$$

$$G_f = \rho_f u_f A_f = G_{fi} - \theta G_{li}/S \tag{7}$$

$$G_p = \rho_p u_p A_p = \frac{1+S}{S} \theta G_{li} \tag{8}$$

控制体的动量方程为:

$$(p_i - p_e)A = G_f u_f + G_p u_p + G_{li} u_1 - G_{li} u_i - G_{fi} u_{fi} \tag{9}$$

$$(1 + S)u_p = u_f + S u_1 \tag{10}$$

再考虑控制体的能量方程、燃烧产物状态方程和结构几何关系, 可以推出缩进区的压力损失 $\Delta p_r = p_i - p_e$ 主要与氢气流在缩进区内的动量变化有关:

$$\Delta p_r = \frac{G_{fi}}{A} (u_i - u_{fi}) \tag{11}$$

考虑缩进深度内的压力损失后修正的实际喷嘴流量系数为:

$$Cd_j = \frac{G_j}{A_j \sqrt{2 \rho_j (\Delta p_j + \Delta p_r)}} \tag{12}$$

式中, $j = ox, f$; Δp_j 为氧化剂喷嘴或燃料喷嘴的设计压降值。

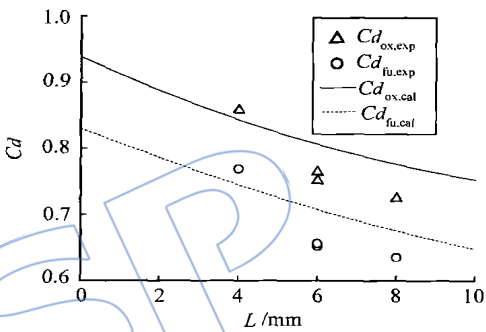


图 4 缩进深度对氢氧同轴式喷嘴流量系数的影响
Fig. 4 Discharge coefficients vs LOX post recess

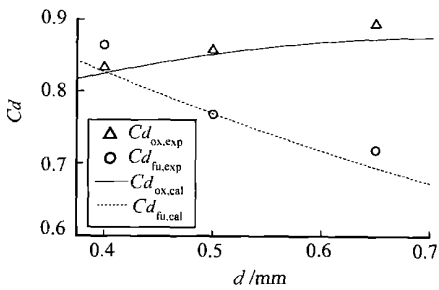


图 5 环形间隙对氢氧同轴式喷嘴流量特性的影响
Fig. 5 Discharge coefficients vs injector annular gap

应用以上数学模型对该喷嘴流量特性在所对应的热试验工况所做的分析结果以及热试验结果如图 4 和图 5 所示。由图可见, 喷嘴的结构参数 (如缩进深度和环形间隙等) 显著影响喷嘴的流量特性。随着缩进深度增大, 氢喷嘴和氧喷嘴的流量系数均减小。因为缩进深度增加使缩进区内的液氧预蒸发量增大, 压力损失增大, 导致流量系数降低。环形间隙对氢氧喷嘴流量特性有不同的影响。

环形间隙减小导致气液喷射速度比和动量比增大, 气氢扩散加快, 因而氢流量系数增大; 与此同时, 气氢对中心液氧射流的作用加剧, 液氧路流阻增加, 所以氧路流量系数降低。Sankar^[4]的冷试研究也指出中心喷嘴的缩进可能产生较小的雾化平均液滴尺寸, 改变喷雾和流量特性。由图 4、图 5 可见, 计算的流量特性变化趋势与试验值相一致且吻合较好。

3 结 论

通过热试验研究了某直流同轴式喷嘴的流量特性, 并进行了一维数值分析比较。喷嘴结构参数显著影响喷嘴流量特性, 氢氧喷嘴流量系数随缩进深度增大而减小; 氢喷嘴流量系数随环形间隙增大而减小, 氧喷嘴流量系数则反之。计算结果与

试验值符合得较好。

参考文献

- [1] Zhuang F C, Sun J G. Effects of Swirl Coaxial Injector Parameters on LOX/GH₂ Engine Combustion Performance[R]. AIAA 2002-3697.
- [2] 孙纪国, 庄逢辰, 王珏. 缩进深度对同轴式喷嘴流量特性的影响[J]. 推进技术, 2003, 24(5): 452~455.
Sun J G, Zhuang F C, Wang J. Effects of Recess on Coaxial Injector's Discharge Coefficient and Performance[J]. *J. of Propulsion Technology*, 2003, 24(5): 452~455.
- [3] Yang V, Anderson W E. Liquid Rocket Engine Combustion Instability[J]. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, 1995, 169.
- [4] Sankar S V, Brena A, Isakovic A, et al. Liquid Atomization by Coaxial Rocket Injectors[R]. AIAA 91-0691.