

氢氧同轴式喷嘴燃烧性能试验研究

孙纪国

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 为了研究氢氧直流同轴式喷嘴的结构参数和工作参数对燃烧性能的影响, 进行了热试验和分析, 并拟合出了喷嘴缩进深度、速度比和动量比与燃烧效率的关系。研究表明: 氧喷嘴缩进深度、氢氧喷射速度比和动量比等是影响氢氧同轴式喷嘴燃烧性能的主要因素, 其中喷嘴缩进深度的影响最为显著。

关键词: 喷嘴; 燃烧效率; 氢氧; 同轴式喷嘴

中图分类号: V433.9

文献标识码: A

文章编号: (2005)03-0005-04

Experimental investigation on shear coaxial injector combustion efficiency

Sun Jiguo

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: Effects of design parameters on the hydrogen-oxygen coaxial injector combustion efficiency are investigated by hot firing tests. A correlation of combustion efficiency with recess length and gas-to-liquid velocity ratio or momentum ratio are defined from experimental results. The recess length of liquid post is found to be the most important influence factor on the combustion efficiency.

Key words: injector; combustion efficiency; hydrogen oxygen; coaxial injector

1 引言

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, 喷嘴的结构参数和工作参数直接影响其流量特性和燃烧效率。氢氧火箭发动

机广泛使用同轴式喷嘴, 液体氧化剂通常从该喷嘴的中心管喷射出, 而气态燃料从与中心管平行的同心环缝流出。热试表明增加气液喷射速度比有利于燃烧效率的提高^[1]。J-2 发动机热试表明, 有缩进的同轴式喷嘴燃烧效率比无缩进喷嘴提高了 2%, 且提高了燃烧稳定性^[2]。大量试验研究工

收稿日期: 2005-01-10; 修回日期: 2005-04-18。

作者简介: 孙纪国(1966—), 男, 研究员, 研究领域为喷雾燃烧、传热、点火及推进技术。

作指出同轴式喷嘴的主要结构参数和工作参数,如:中心管柱缩进深度、气液喷射速度比和动量比等是决定喷嘴性能的重要因素^[3-6]。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。本文研究了一种氢氧剪切同轴式喷嘴参加热试车获得的结构参数和工作参数对喷嘴燃烧性能的影响。

2 试验装置

研究的氢氧直流同轴式喷嘴如图 1 所示。96K 的液氧从喷嘴的中心管喷射出,而低温气氢(约 120K)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。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。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。本文试验研究的相对氢环形间隙(氢环形间隙与氢喷嘴内径之比)为 0.06~0.10。氧流路下游是带小角度扩口的圆筒段,上游装有调节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。

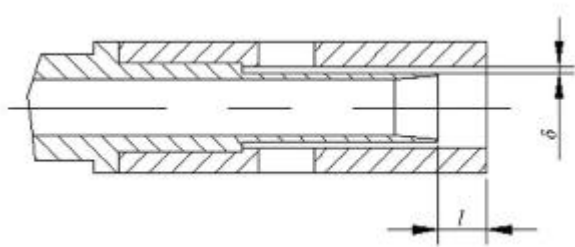


图 1 直流同轴式喷嘴结构示意图

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 a)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 15 个氢氧直流同轴式喷嘴呈两圈同心圆排列,内圈为 5 个喷嘴,外圈为 10 个喷嘴。缩尺推力室的设计参数为:燃烧室压力

为 8MPa;混合比为 7.6;推力室总流量为 7.2kg/s。水冷燃烧室圆柱段的直径为 105mm。缩尺推力室头部和身部为法兰联接,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。

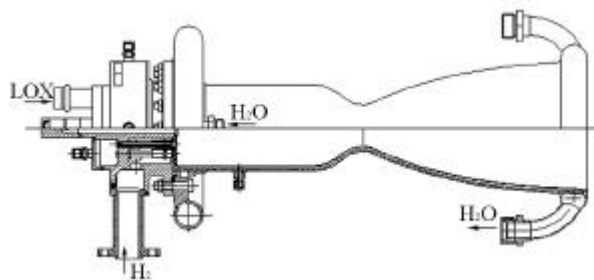


图 2 水冷缩尺氢氧推力室

Fig.2 Water cooled subscale thrust chamber

在挤压试车台上进行了氢氧燃烧热试验研究。试验系统见图 3。用液氢和气氢混合的方法来获得 120K 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,研究了不同的相对缩进深度(缩进深度与氢喷嘴内径之比)(0.59~1.23)和氢氧喷射速度比(18~35m/s)对氢氧同轴式喷嘴燃烧性能的影响。氢氧喷射速度比主要通过调整氢喷嘴与氧喷嘴之间的环形缝隙来实现。试验的燃烧室压力在 5.3~7.2MPa 之间,推进剂在超临界状态下雾化、混合和燃烧,以模拟实际火箭发动机燃烧室工作状态。

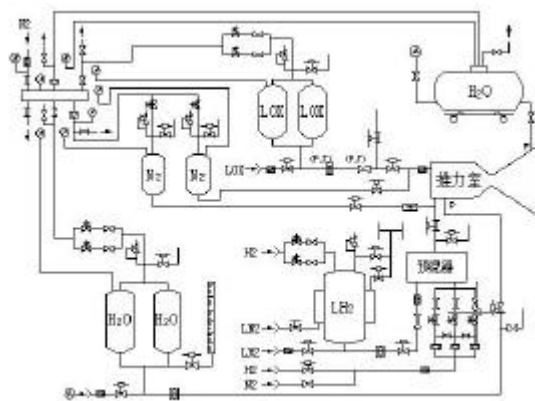


图 3 氢氧同轴式喷嘴热试验系统图

Fig.3 Scheme of coaxial injector firing test system

3 试验结果分析

热试验测量了燃烧室压力 p_c 和氢氧推进剂流量 q_{H_2} 、 q_{O_2} 等参数。喷注器的燃烧效率 h 由式(1)、(2)确定:

$$h = C_{\text{exp}}^* / C_{\text{theo}}^* \quad (1)$$

$$C_{\text{exp}}^* = p_c A_t / (q_{H_2} + q_{O_2}) \quad (2)$$

式中, A_t 为燃烧室喉部面积; C_{theo}^* 为计算得出的理论特征速度。

试验研究表明, 气液动量比 J 是影响雾化性能的重要因素。为此, 引入以下无量纲数研究它们对喷嘴的燃烧性能的影响。

$$u_l = u_{H_2} / u_{O_2} \quad (3)$$

$$J = (ru^2)_{H_2} / (ru^2)_{O_2} \quad (4)$$

$$\bar{l} = l / d_f \quad (5)$$

式中, u_l 为氢氧喷嘴喷射速度比; \bar{l} 为无量纲缩进深度; d_f 为氢喷嘴内径。

研究的无量纲缩进深度为 0.59~1.23; 氢氧喷射速度比为 18~36; 氢氧喷射动量比为 4.2~15.2。试验结果见图 4~6。

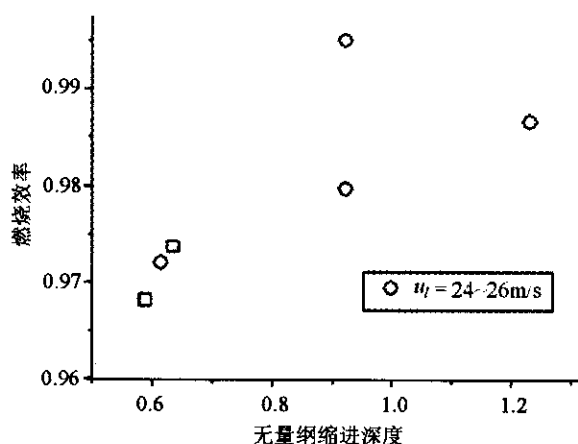


图4 缩进深度对同轴式喷嘴燃烧效率的影响

Fig.4 C^* efficiency vs. LOX post recess

由图 4 可见, 喷嘴的缩进深度等结构参数对

喷嘴的燃烧性能有显著影响。在其它条件相同时 (如图中圆圈代表喷射速度比基本相同的点, 相应的动量比也差别不大), 仅改变缩进深度, 则随着缩进深度的增大, 燃烧效率显著增大。对本研究算例, 相对缩进深度为 0.9 时, 两次试验燃烧效率差别较大, 需要更多的试验数据验证真伪, 因此, 图 4 不能给出喷嘴燃烧效率与氧喷嘴缩进深度的最优关系。LRC 的试验^[7]也发现增加缩进深度可使燃烧效率提高, 但增至一定长度后燃烧效率反而降低。

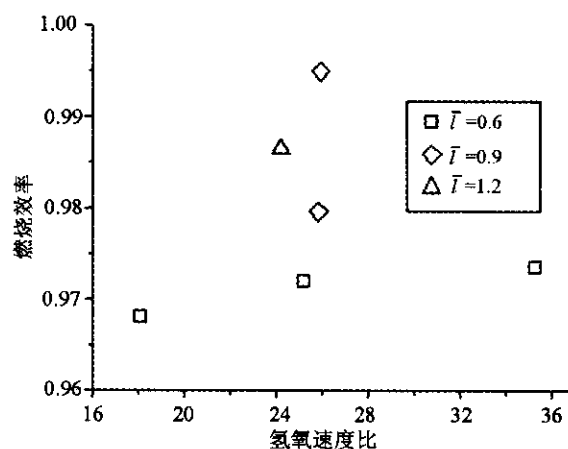


图5 氢氧速度比对同轴式喷嘴燃烧效率的影响

Fig.5 C^* efficiency vs. H_2/O_2 velocity ratio

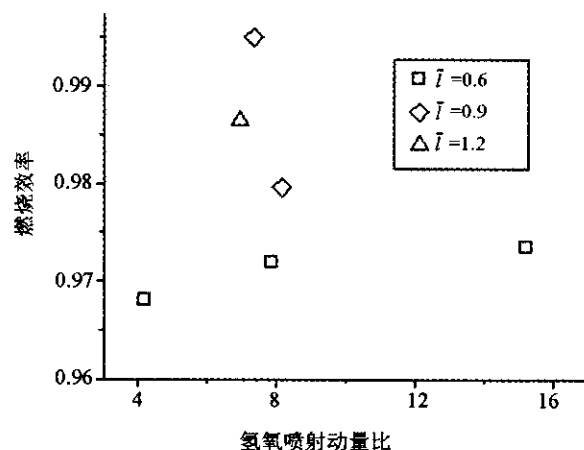


图6 氢氧动量比对同轴式喷嘴燃烧效率的影响

Fig.6 C^* efficiency vs. H_2/O_2 momentum ratio

在其它条件相同时, 随着氢氧喷射速度比和动量比的增大, 燃烧效率增大 (见图 5、6)。图中

$\bar{l} = 0.9$ 时, 燃烧效率数据差别较大疑为测量数据有误; $\bar{l} = 0.6$ 时, 速度比从 18m/s 增大到 36m/s, 燃烧效率提高 0.6%; 而保持其它条件不变, 仅改变缩进深度, \bar{l} 从 0.6 变为 0.9~1.2 时, 可使燃烧效率提高 1%~2%。可见, 缩进深度对喷嘴燃烧效率的影响要比喷射速度比的影响大。

由于氢氧同轴式喷嘴缩进深度和氢氧喷射速度比或动量比是影响喷嘴燃烧效率的主要因素, 在此将燃烧效率表示成缩进深度和速度比或动量比的函数, 假设该函数为乘幂函数, 对研究的氢氧同轴式喷嘴和上述试验结果, 用最小二乘法可拟合出如下函数:

$$h(\bar{l}, u_l) = 0.9630 \bar{l}^{0.02763} u_l^{0.007153} \quad (6)$$

$$h(\bar{l}, J) = 0.9811 \bar{l}^{0.02795} J^{0.002245} \quad (7)$$

由拟合式 (6)、(7) 可见, 缩进深度的加权因子比喷射速度比和动量比的加权因子高一个数量级, 它表明缩进深度是比速度比和动量比更为重要的影响喷嘴燃烧效率的因素。

拟合式与燃烧效率试验结果的比较及相对误差见表 1。燃烧效率计算值与试验值的相对误差除个别点达到 1.2% 之外, 大部分数据的相对误差都在 0.5% 之内。拟合式 (6)、(7) 能够较好地反映所研究的同轴式喷嘴的试验情况。

表 1 燃烧效率拟合计算值与热试验比较

Tab.1 Tested and calculated C* efficiency

试验号	No.1	No.2	No.3	No.4	No.5	No.6
\bar{l}	0.59	0.62	1.23	0.63	0.92	0.92
u_l	18.1	25.2	24.2	35.3	25.8	25.9
J	4.2	7.8	6.9	15.2	8.1	7.3
h_{exp}	0.968	0.972	0.987	0.974	0.980	0.995
$h(\bar{l}, u_l)$	0.969	0.972	0.991	0.976	0.984	0.984
$h(\bar{l}, J)$	0.970	0.972	0.991	0.975	0.984	0.983
$dh(\bar{l}, u_l)$	0.08%	0.04%	0.45%	0.20%	0.39%	1.1%
$dh(\bar{l}, J)$	0.17%	0.04%	0.47%	0.11%	0.40%	1.2%

4 结论

通过热试验研究了氢氧直流同轴式喷嘴的燃烧性能, 并分析获得了喷嘴结构参数和工作参数影响燃烧效率的拟合关系式。拟合结果与试验值符合得较好。氧喷嘴缩进深度、氢氧喷射速度比和动量比等是影响氢氧同轴式喷嘴燃烧性能的主要因素, 其中喷嘴缩进深度的影响最为显著。

参考文献:

- [1] Wanhainen J P, Parish H C, Conrad E W, Effect of propellant injection velocity on screech in 20000-pound hydrogen-oxygen rocket engine[R]. NASA TN D3373.
- [2] Yang V, Anderson W E. Liquid rocket engine combustion instability[M]. Progress in astronautics and aeronautics, 1995.
- [3] Zhuang F C, Sun J G. Effects of swirl coaxial injector parameters on LOX/GH₂ engine combustion performance[R]. AIAA 2002-3697.
- [4] 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).
- [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).
- [6] Smith J, Bechle M, Suslov D, et al. High pressure LOX/H₂ combustion & flame dynamics preliminary results[R]. AIAA 2004-3376.
- [7] Hannum N P, et al. Some injector element detail effects on screech in hydrogen-oxygen rockets[R]. NASA TM X-2982.

(编辑: 马 杰)