

文章编号: 1000-8055(2010)03-0699-05

气-气推进剂氧喷嘴出口型面对特征效率的影响

杜正刚, 李 茂, 高玉闪, 金 平, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 通过对气氢/气氧为推进剂的同轴剪切喷嘴进行研究, 分析同轴剪切结构喷嘴出口型面变化和厚度对特征效率的影响。结果表明: 氧喷嘴出口处能形成小尺度的回流区, 起到火焰稳定器的作用; 带扩口的氧喷嘴使氧产生径向速度, 使回流区受到干扰, 使推进剂特征效率较低; 直口的喷嘴有利于推进剂火焰的稳定, 而达到高的特征效率; 而不同氧出口厚度对特征效率的影响不大。

关 键 词: 气-气推进剂; 喷嘴; 火焰稳定器; 特征效率

中图分类号: V434⁺.13

文献标识码: A

Effect of oxidizer post pattern on characteristic efficiency for gas-gas propellants

DU Zheng-gang, LI Mao, GAO Yu-shan, JIN Ping, CAI Guo-biao
(School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Through the method of numerical simulation and experiment, investigation was conducted on the shear coaxial injector which uses the gaseous oxygen and hydrogen as propellants. The effects of oxidizer post pattern and wall thickness on characteristic efficiency were discussed. The results show that a small scale recirculation zone is produced near the oxidizer post tip, which serves as a flame holder. The radial velocity generated in flared oxidizer post interferes the recirculation zone, making the characteristic efficiency relatively low, while the straight oxidizer post is beneficial to the flame stability, thus achieving a higher characteristic efficiency, and the wall thickness of oxidizer post has no significant influence on characteristic efficiency.

Key words: gas-gas propellants; injector; flame holder; characteristic efficiency

气-气喷注器是全流量补燃循环发动机重要关键部件^[1]。气-气推进剂在燃烧室中没有雾化和蒸发, 而只有掺混与燃烧过程, 气-气喷注器的设计不完全与气-液推进剂的相同。

国外对气-气喷注器的研究主要集中于美国。宾州州立大学发展了 Raman 光谱仪和激光多普勒测速仪等先进测量手段, 对燃烧室内的浓度场和速度场进行测量^[2-3], 且将试验结果与数值模拟结果进行对比。近年来, 对气-气喷嘴的研究侧重

于对燃烧室壁面热流的研究^[4-5], 国内北京航空航天大学对气-气喷注器的研究已经取得一定进展^[6]。火焰稳定性是气体燃烧中涉及到的问题之一。为实现燃烧火焰的稳定, 设计者需要为推进剂提供一个低速区或者连续的点火源。可以利用在高速气流中建立回流区的办法获得一个低速区, 使与回流区相邻的自由流中的未燃混气不断卷入回流区的高温燃气并点燃^[7], 形成具有自动补偿能力的持续点火源, 使氧化剂和燃料持续燃烧。

收稿日期: 2009-02-25; 修订日期: 2009-05-14

基金项目: 国家 836 高技术项目

作者简介: 杜正刚(1980-), 男, 贵州黄平人, 博士生, 主要从事全流量补燃循环发动机关键技术研究。

同轴剪切喷嘴使推进剂在剪切层内掺混和燃烧,文献[3]中提到同轴剪切喷嘴的氧喷嘴出口起到火焰稳定器的作用.并通过数值仿真的方法研究混合比对氧喷出出口处火焰位置的影响.但研究气-气喷嘴出口型面变化对火焰稳定性以及对燃烧效率影响的相关文献较少.

研究火焰稳定性的直接手段是通过光学仪器观察喷嘴出口附近的火焰温度和燃烧产物的分布.但光学仪器价格昂贵,且维护和使用都不方便.本试验中在燃烧室前端设计有压力传感器安装口,通过观测燃烧室前端的压力,计算推进剂燃烧的特征效率,研究喷嘴出口的壁厚和型面变化对特征效率的影响.

1 数值仿真模型

通过求解使用 $k-\varepsilon$ 湍流模型的 Navier-Stokes 方程组,采用 6 种组分、9 个主要反应的有限速率模型对燃烧室流场进行数值模拟.氢氧化学反应模型见表 1,其中 M 表示第 3 体.

表 1 H₂-O₂ 化学反应模型
Table 1 H₂-O₂ chemistry model

编号	化学反应
1	$\text{H}_2 + \text{O}_2 = \text{OH} + \text{OH}$
2	$\text{OH} + \text{H}_2 = \text{H}_2\text{O} + \text{H}$
3	$\text{H} + \text{O}_2 = \text{OH} + \text{O}$
4	$\text{H}_2 + \text{O} = \text{OH} + \text{H}$
5	$\text{H}_2\text{O} + \text{O} = \text{OH} + \text{OH}$
6	$\text{H} + \text{H} + \text{M} = \text{H}_2 + \text{M}$
7	$\text{H} + \text{OH} + \text{M} = \text{H}_2\text{O} + \text{M}$
8	$\text{H} + \text{O} + \text{M} = \text{OH} + \text{M}$
9	$\text{O} + \text{O} + \text{M} = \text{O}_2 + \text{M}$

喷嘴和燃烧室简化为轴对称模型,在轴线边界上没有流量通过;氢和氧喷嘴入口边界为质量入口;燃烧室壁面假定为绝热壁面;出口边界条件为压力出口边界.

2 试验组件设计

燃烧室使用紫铜为材料,这种热沉式燃烧室结构能吸收一定热量而减少冷却系统.燃烧室的特征长度值为 800 mm,推进剂质量混合比为 6,与航天飞机主发动机(space shuttle main engine,

简称 SSME)一致;燃烧室收缩比为 3.1,燃烧室设计压力为 3 MPa,推进剂在燃烧室内的停留时间为 1.3 ms.

喷嘴使用不锈钢为材料,氧喷嘴设计压降为室压的 6%,氢氧速度比为 9,氧喷嘴出口型面见图 1,喷嘴的设计参数见表 2.

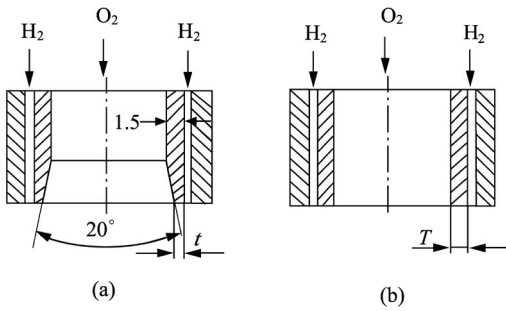


图 1 氧喷嘴出口型面简图

Fig. 1 Sketch of the oxygen post pattern

表 2 同轴剪切喷嘴设计参数表
Table 2 Parameters of shear coaxial injector

喷嘴型面参数	数值
t/mm	0.5, 1.0
T/mm	0.5, 1.0, 1.5, 2.0

3 气-气喷嘴试验

气-气喷嘴试验中通过调节声速喷嘴前压力控制推进剂的流量,且使用气动谐振点火器点火.设计了试验的时序,准确控制供应系统中阀门的开闭.图 2 是壁厚 $T=1.5\text{ mm}$ 的喷嘴试验压力曲

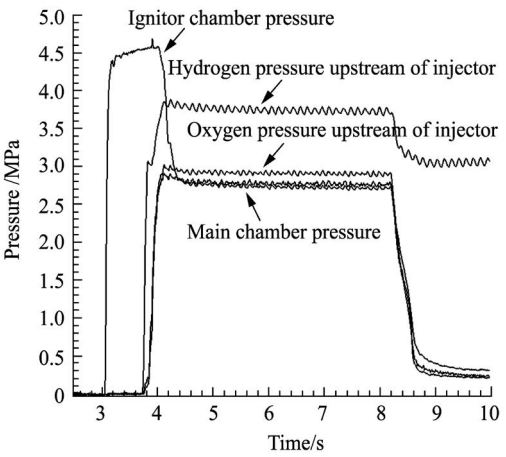


图 2 喷嘴试验的压力曲线

Fig. 2 Pressure curves of gas-gas experiment

线图. 点火器工作时间为 1 s, 点火室内的压力迅速升高; 氢气喷射入燃烧室后, 燃烧室压力出现上升. 第 4 s 时主氧阀门打开, 推进剂在燃烧室发生剧烈的化学反应, 燃烧室压力上升. 在氧气进入燃烧室 0.2 s 之后, 点火器关闭, 点火室压力下降. 但点火室压力稍高于燃烧室压力. 氧气进入燃烧室 4 s 之后, 关闭氧气阀门, 氮气进入燃烧室, 燃烧室压力和喷嘴头腔压力迅速下降. 氢气阀门在 15 s 之后关闭以便对燃烧室进行冷却.

通过测量试验中的推进剂流量、燃烧室喷管喉部面积和燃烧室压力, 计算出推进剂燃烧的实际特征速度, 与使用布莱克林法计算的理论特征速度之比为推进剂的特征效率. 本文通过分析喷嘴在不同设计工况下的试验特征效率, 研究设计参数对特征效率的影响.

4 仿真结果分析

图 3 是对壁面厚度 $T = 1.5\text{ mm}$, 流量为 226 g/s 的喷嘴数值模拟的喷注面板附近速度矢量图. 从图中可见由于在外圈的氢流速很快, 在氧喷嘴出口面上形成小的低压区, 使氧射流外圈的氧气速度逐渐减速, 部分反向回流, 在该区域内氧与氢掺混燃烧, 形成一个高温的、小尺度的回流区域, 该区域受来流氢和氧的影响较小. 图 4 是燃烧室温度分布图, 可见推进剂在剪切层内燃烧, 在氧喷嘴出口处形成高温燃烧区域, 形成具有自动补偿能力的持续点火源, 不断点燃对下游的推进剂提供能量, 有利于推进剂的燃烧.

图 5 是对扩口为 20° , 出口厚度 $t = 0.5\text{ mm}$ 的喷嘴数值模拟的喷注面板附近速度矢量图. 从图中可见由于带扩口的氧喷嘴在出口处的回流区

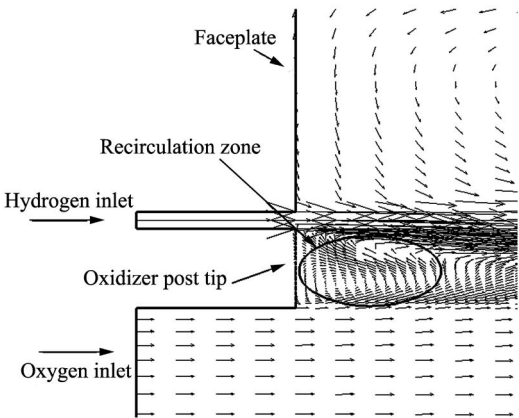


图 3 直口喷嘴喷注面板附近速度矢量图
Fig. 3 Velocity vector near the faceplate of straight oxidizer post

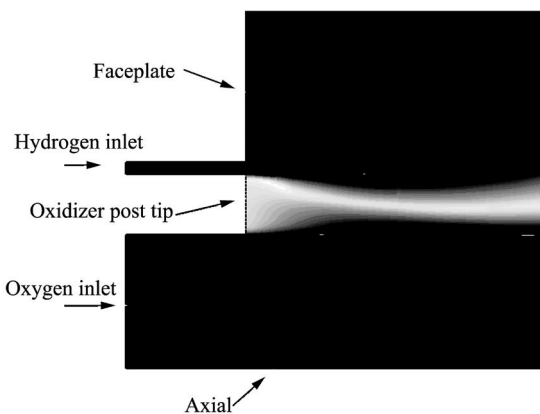


图 4 直口喷嘴喷注面板附近温度分布图
Fig. 4 Temperature distribution near the of faceplate straight oxidizer post

明显减小; 此外, 氧射流在出口处有一定的径向速度, 使低温的氧不断流向回流区, 使该区域的气流受到来流的影响. 图 6 是喷注面附近温度分布图, 可见燃烧火焰区域明显变小.

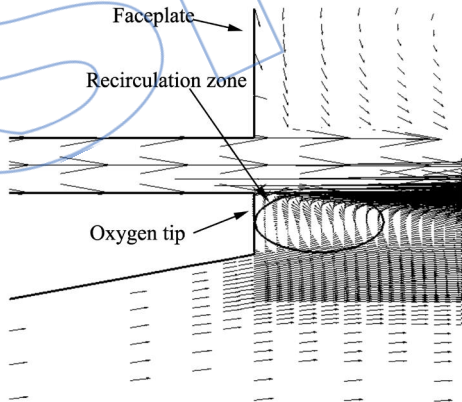


图 5 带扩口喷嘴喷注面板附近速度矢量图
Fig. 5 Velocity vector near the faceplate of flared oxidizer post

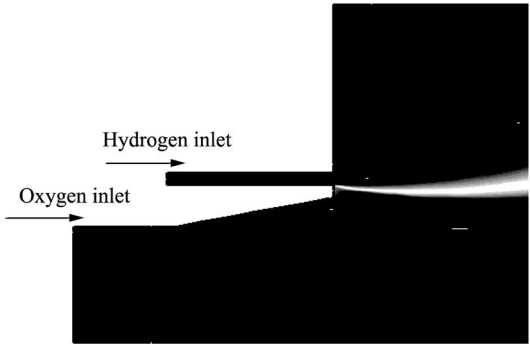


图 6 带扩口喷嘴喷注面板附近温度分布图
Fig. 6 Temperature distribution near the faceplate of flared oxidizer post

5 试验结果分析

表 3 和表 4 是不同出口厚度的带扩口的喷嘴试验结果,对每种工况进行 3 次试验,可见试验结果重复性较好.带扩口氧喷嘴的不同出口厚度对推进剂燃烧的特征效率影响很小,结果显示带扩口的喷嘴试验的特征效率约为 91 %,特征效率较低.

表 3 带扩张角出口厚度 $t = 1.0\text{ mm}$ 的喷嘴试验结果

Table 3 Experimental results of flared injector with tip thickness $t = 1.0\text{ mm}$

试验 编号	燃烧室 压力/ MPa	流量/ (g/ s)	特征 效率/ %
1	2.746	224.4	92.1
2	2.72	221.0	91.7
3	2.70	223.1	91.2

表 4 带扩张角出口厚度 $t = 0.5\text{ mm}$ 的喷嘴试验结果

Table 4 Experimental results of flared injector with tip thickness $t = 0.5\text{ mm}$

试验 编号	燃烧室 压力/ MPa	流量/ (g/ s)	特征 效率/ %
1	2.741	224.8	91.3
2	2.738	226.1	90.8
3	2.723	224.8	90.2

图 7 是出口为直口喷嘴试验的特征效率图,从图中可见不同的壁面厚度对燃烧效率的影响很小,燃烧效率在 94 %~96 %之间,与带扩口的喷嘴相比较,燃烧效率明显提高.

这是由于气氢/ 气氧为推进剂的同轴剪切喷嘴,喷入燃烧室的推进剂分布很不均匀,只在薄的剪切层内掺混和燃烧,燃气在燃烧室内的停留时间短.点火器为推进剂提供初始的着火能量,点火器关闭后,推进剂一方面存在化学反应释放热能,另一方面推进剂也吸收热量对其自身加热,使混气达到着火点.如果推进剂释放的能量大于需要吸收的能量,能使反应速率不断增加,推进剂能充分燃烧达到较高的燃烧效率,若需要吸收的能量

低于释放的能量,会导致反应速率降低,使推进剂不能高效燃烧,导致特征效率降低.

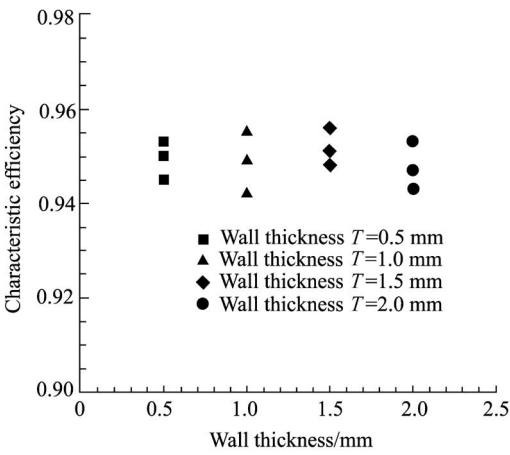


图 7 不同出口厚度的直口喷嘴特征效率

Fig. 7 Characteristic efficiency of injector with straight oxidizer post

带扩口的氧喷嘴使回流区受到干扰,带走回流区内释放的能量,使对推进剂加热的能量减少,化学反应速率变慢,因而特征效率降低;直口的氧喷嘴形成回流区能为推进剂火焰提供足够的稳定能量,形成具有自动补偿能力的持续点火源,使氧化剂和燃料持续燃烧,达到较高的特征效率;而氧喷嘴的不同厚度对特征效率的影响不大.

6 结 论

气体推进剂的氧喷嘴出口处起到火焰稳定器的作用.带扩口的氧喷嘴使回流区受到来流的干扰,不利于推进剂的燃烧;而直口的氧喷嘴出口处形成稳定的回流区,使推进剂燃烧的特征效率较高;直口喷嘴的不同厚度对特征效率的影响不大.

参考文献:

[1] Farhangi S, Yu T, Rojas L, et al. Gas-gas injector technology for full flow combustion cycle application[R]. AIAA 99-275, 1999.

[2] Moser M D, Pal S, Santoro R J. Laser light scattering measurements in a GO_2/GH_2 uni-element rocket chamber[R]. AIAA 95-0137, 1995.

[3] Foust M J, Deshpande M, Pal S, et al. Experimental and analytical characterization of a shear coaxial combustor GO_2/GH_2 flowfield[R]. AIAA 96-0646, 1996.

[4] Vaidyanathan A, Gustavson J, Segal C. Heat fluxes/ OH PLIF measurements in a GO_2/GH_2 single-element, shear injector[R]. AIAA-2007-5591, 2007.

[5] Edward B C. An efficient method for calculating surface temperature and heat flux based on embedded temperature sensors[R]. AIAA 2008-3952 ,2008.

[6] 杜正刚,金平,杨立军,等. 气-气喷注器流量特性实验研究[J]. 航空动力学报,2007:22(3):500-504.
DU Zhenggang,JIN Pin,YANG Lijun,et al. Experimental investigation of flowrate characteristics of gas-gas injector [J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(3):500-504. (in Chinese)

[7] 严传俊,范玮. 燃烧学[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005.
YAN Chuanjun,FAN Wei. Theory of combustion[M]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University Press,2005. (in Chinese)