

文章编号: 1000-8055(2010)04-0841-06

气氢/气氧喷注器流量特性实验

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

摘 要: 针对热试实验所用的两种典型结构气氢/气氧喷注器, 开展了不同反压下的流量特性实验. 重点考察了燃料喷嘴对氧化剂喷嘴流量特性的影响和压降变化对喷嘴流量特性的影响. 研究表明: 反压从 0.2~4 MPa 的范围内变化时, 双路同时工作时氧化剂喷嘴的流量系数要大于其自身单路工作时的流量系数; 氧化剂喷嘴和燃料喷嘴的流量系数均随压降的增大而增大, 并且增长趋势逐渐平缓. 所得结论对气-气喷注器的设计和改进具有重要意义.

关 键 词: 气氢/气氧喷注器; 流量系数; 推进剂; 反压; 压降

中图分类号: V431

文献标识码: A

Experimental investigation on flowrate characteristics of gaseous hydrogen/ gaseous oxygen injector

GAO Yu-shan, DU Zheng-gang, LI Mao, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Experimental investigation on flowrate characteristics of two different types of GH_2/GO_2 injectors at different back pressure conditions were used for hot fire test. The effect of the fuel injector on oxidizer injector and the effect of pressure drop on the flowrate characteristics were investigated. The results show that the discharge coefficient of oxidizer injector is bigger than the oxidizer working alone when the oxidizer injector and the fuel injector are simultaneously working, as the back pressure changed from 0.2 MPa to 4 MPa. The discharge coefficient of the oxidizer injector and the fuel injector becomes bigger with the increase of pressure drop, but the trend becomes slower. The results presented in this paper may provide valuable reference for the design and improvement of the gas-gas injector.

Key words: GH_2/GO_2 injector; discharge coefficient; propellant; back pressure; pressure drop

气-气喷注器技术作为全流量补燃循环发动机的关键技术一直得到广泛关注^[1-4]. 气-气喷注器的流量系数影响喷入主燃烧室的推进剂流量, 进而影响燃烧室内的燃烧过程, 因此, 开展气-气喷注器流量特性研究工作有重要的工程应用价值.

喷嘴的流量特性是指流经喷嘴的介质流量与

喷嘴结构、介质物性及流动参数之间的依赖关系, 是喷嘴设计与应用的重要基础. 流量特性实验是通过实验手段测量喷嘴的进口压力、反压和喷嘴流量, 通过流量公式确定喷嘴的流量系数^[5-6]. 气-气喷注器喷射气体推进剂, 无需雾化和蒸发过程, 不同于传统意义上的气-液^[7]和液-液喷注器, 因

收稿日期: 2009-04-27; 修订日期: 2009-09-01

基金项目: 国家 863 基金

作者简介: 高玉闪(1983-), 男, 山东青岛人, 博士生, 主要从事液体火箭发动机系统、燃烧等研究.

E-mail: gys_841010@yahoo.cn

而气-气喷注器的流量特性与气-液和液-液喷注器的流量特性有许多不同.

气-气喷注器冷流实验研究在国外开展的较早,但主要是研究喷注器几何尺寸、混合比、撞击角度等参数对气-气推进剂掺混的影响^[8-9].国内对气-气喷注器流量特性研究的较少,仅在 2006 年由北京航空航天大学的杜正刚博士等人进行过环孔式喷嘴和环缝式喷嘴的流量特性实验研究^[10].该实验用空气模拟氧化剂和燃料,研究了反压环境下喷嘴进口压力对喷嘴流量特性的影响,并研究了氧化剂喷嘴和燃料喷嘴之间的相互影响.

本文利用全流量实验台,使用节流装置对喷注器喷出的气体推进剂进行节流蓄压,对两种典型结构气-气喷注器开展了反压下的流量特性实验.研究了单路工作和双路工作时氧化剂喷嘴的流量特性变化,并对不同压降下氧化剂喷嘴和燃料喷嘴的流量特性进行了分析.

1 实验设计

图 1 所示为实验所用的两种结构形式的喷嘴,其中(a)为同轴剪切喷嘴,(b)为同轴双剪切喷嘴.同轴剪切喷嘴,中心为氧化剂喷孔,燃料通过氧化剂喷孔外围的环缝喷射,该结构形式的喷嘴广泛应用于国内外液体火箭发动机上^[11];同轴双剪切喷嘴,中心为燃料喷孔,氧化剂通过环绕中心喷孔的缝隙喷射,外圈再喷射一股燃料,从而构成图 2 所示的燃料-氧化剂-燃料的喷射模式.在燃料总流量一定的情况下,对中心燃料喷孔的流量与最外围燃料环缝的流量进行比例分配,可以影响推进剂的掺混燃烧.该结构形式的喷嘴使推进剂在两个中心环形管壁下游形成剪切燃烧面,在大流量下能够实现较高的燃烧效率,主要用以增大喷注单元的流量减少喷注器的数目.

为了使冷流实验研究得到的结论能够更好地应用于热试喷嘴,冷试所采用的两个喷嘴与热试喷嘴结构尺寸完全一致.同轴剪切喷嘴设计流量为 226 g/s;同轴双剪切喷嘴的设计流量为 452 g/s,是同轴剪切喷嘴流量的两倍,其中心燃料喷嘴的流量占总燃料流量的 30 %.喷嘴的主要结构尺寸如表 1 所示.

全部实验是在反压下进行的,利用节流球头对喷注器喷出的气体推进剂进行节流蓄压,为实验提供稳定而可靠的反压环境.图 3 所示为反压装置与喷嘴连接示意图.

表 1 喷嘴的结构尺寸
Table 1 Structure size of injectors

喷嘴结构	氧喷嘴面积/ mm^2	氢喷嘴面积/ mm^2	
同轴剪切喷嘴	62.491	17.387	
同轴双剪切喷嘴	106.403	中心 37.398	外环 87.262

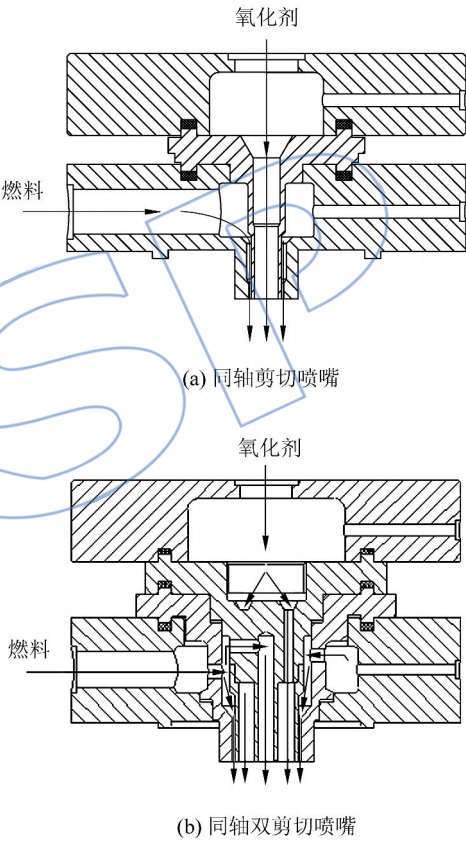


图 1 喷嘴结构示意图
Fig. 1 Sketch of injectors

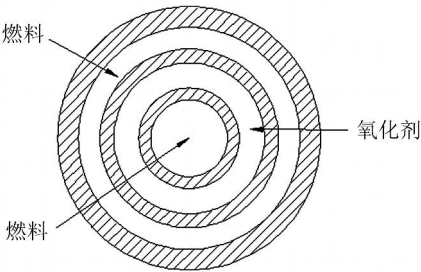


图 2 同轴双剪切喷嘴喷射模式
Fig. 2 Injected model of shear dual-coaxial injector

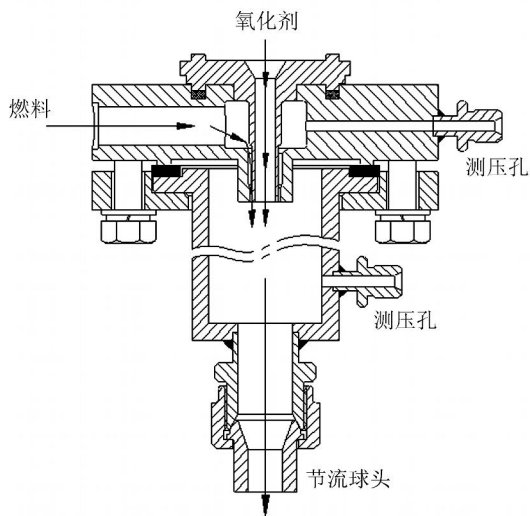


图 3 反压装置与喷嘴连接示意图

Fig.3 Sketch of injectors connected with back pressure equipment

图 4 为实验系统原理图,整个实验系统由高压气源、过滤器、管路、阀门、声速喷嘴、压力传感器、温度传感器、反压装置等组成.测量的参数包括氢气和氮气的温度、氧化剂喷嘴头腔和燃料喷嘴头腔压力、反压以及燃料路和氧化剂路声速喷嘴前的压力.氧化剂路采用黏性等物性参数与氧气接近的氮气代替实际推进剂——氧气,而燃料路采用发动机热试实验时所用的氢气,由此引入的误差通过数据处理的无量纲化和物性比较进行修正消除.实验前开启手阀,调节减压器,实验进行过程中气动阀和电磁阀的开启与关闭由时序控

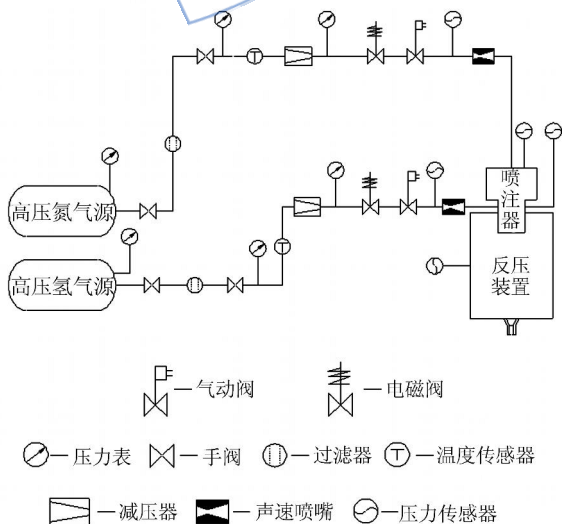


图 4 实验系统原理图

Fig.4 Sketch of test system

制,由于氢气的危险性,氮气路先于氢气路工作,后于氢气路关闭,保持实验室的良好通风,从而保证实验的安全.压力传感器和温度传感器所测得的结果由数据采集系统实时采集.

2 计算方法

2.1 流量的计算

实验过程中,采用声速喷嘴控制推进剂的流量.当声速喷嘴于最小截面处达到声速时,流经声速喷嘴的流量可表述为^[12]

$$\dot{Q} = \mu \frac{p^* A_t}{T^*} K \quad (1)$$

式中 $\dot{Q}$ 为通过声速喷嘴的气体流量; μ 为声速喷嘴的流量系数; p^* 为声速喷嘴前气流总压; A_t 为声速喷嘴的喉部截面积; T^* 为来流总温; K 是由比热比 γ 及气体常数 R 决定的参数.

由式(1)可知,对于确定的声速喷嘴,声速喷嘴前气流压力与通过声速喷嘴的气体流量成线性关系,因而只要调节声速喷嘴前的压力便可获得所需的气体流量.实验过程中所需的声速喷嘴都用氧气标定完毕,得到了在特定温度下氧气流量与声速喷嘴前压力的关系曲线,只需要利用冷流实验过程中测得的压力和推进剂温度,经过数据的无量纲化处理,便可求得实验过程中氢气和氮气的实际流量.

2.2 喷嘴流量系数的计算

在计算喷嘴的流量系数时,假定气体为完全气体,喷嘴中气流的速度远大于气体与外界进行热交换的速度,气流流经喷嘴时的能量损失可以忽略.流量系数 C_d 是一个实验系数,就是实际测量得到的流量和理论流量之比^[10],由于流动过程中存在损失, C_d 小于 1.

设喷嘴的最小流通截面积为 A_n ,来流气体总温为 T^* ,气体等熵指数为 κ ,反压腔内的气流总压为 p_b^* ,喷嘴头腔内气流总压为 p_t^* ,两者之比为 $\sigma = p_b^* / p_t^*$.当气体流量达到最大时的压力之比就是临界压力比 σ_{cr}

$$\sigma_{cr} = \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (2)$$

本文全部实验都是在亚临界状态下完成的,此时 $\sigma_{cr} < \sigma \leq 1$,喷嘴流量公式可表述为

$$Q = C_d A_n p_i^* \cdot \sqrt{\frac{2K}{RT^* (\kappa - 1)}} \left[\left(\frac{p_b^*}{p_i^*} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{p_b^*}{p_i^*} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \right] \quad (3)$$

由式(3)可以求出流量系数 C_d .

3 实验结果及分析

选取实验反压在 0.2~4 MPa 范围内变化,氧化剂喷嘴流量和燃料喷嘴流量之比约为 6,数据采集系统采集到的数据包括:氧化剂路声速喷嘴前压力,燃料路声速喷嘴前压力,氧头腔压力、氢头腔压力、反压腔内的压力以及氮气和氢气的温度.如图 5 所示,为实验采集到的一组压力数据,读取平稳段数据并对粗糙数据进行平滑处理,以减小读取误差.对照声速喷嘴标定得到的声速喷嘴前压力和流量的关系曲线,求得实验过程中的实际气体流量,利用式(3)便可求出喷嘴的流量系数.

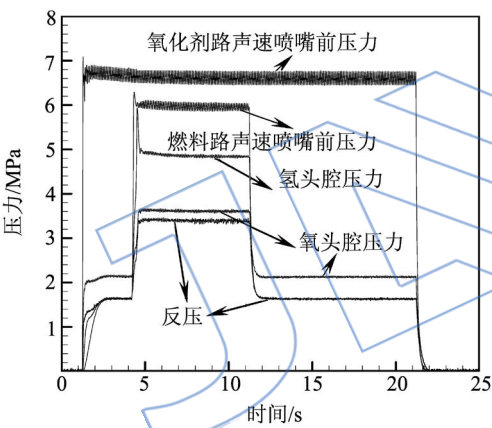


图 5 实验压力曲线

Fig. 5 Experimental pressure curves

3.1 喷嘴的流量系数

对两种结构形式的喷嘴进行了多次实验,选取部分结果见表 2 和表 3. 表中所示氢头腔压力和氢气流量均为氧化剂喷嘴和燃料喷嘴双路同时工作时测量得到的参数. 表中所有的压力数值均为表压,温度为静温,在计算喷嘴的流量系数时,表压需要转换为相应的静压. 由于整个实验过程中,气流速度较低,这里以静压代替总压,气流静温代替气流总温,经验证由此引入的误差非常小,可以忽略.

表 2 和表 3 分别为同轴剪切喷嘴和同轴双剪切喷嘴冷流实验结果. 可以看出,同轴剪切和同轴双剪切的燃料喷嘴流量系数始终小于氧化剂喷嘴的流量系数,而同轴双剪切的燃料喷嘴流量系数更小. 由于氧化剂流动通道是圆柱形的直管,燃料喷嘴流动通道是环形通道,介质与管壁的接触面积增加,而且燃料流速较快,因而流动的损失也增加,导致燃料路相对氧化剂路流量系数较小. 相对于同轴剪切喷嘴而言,同轴双剪切的燃料喷嘴增加了带有 14 个通孔的外壁,氢气先经过外圈的 14 个小孔,然后分成中心氢和外圈氢喷射入燃烧室,增加了氢气在流动过程中的损失,因而流量系数偏小.

结果显示,双路工作时氧化剂喷嘴的流量系数要比氧化剂喷嘴单独工作时的流量系数略大. 喷嘴流量由声速喷嘴控制,声速喷嘴工作在声速状态下,无论单路还是双路工作,下游压力的变化无法穿越声速喷嘴影响上游的压力,因而推进剂流量保持恒定. 相对单路工作而言,双路工作引入的氢流量致使反压腔内压力增大,全部实验在亚临界状态下完成,喷嘴中的流动为亚声速流,反压

表 2 同轴剪切喷嘴实验结果

Table 2 Experimental results of shear coaxial gas-gas injector

序号	反压/ MPa		氧头腔 压力/ MPa		氮气 流量/ (g/ s)	氢头腔 压力/ MPa	氢气 流量/ (g/ s)	温度/ K		氧化剂喷嘴 流量系数		燃料 喷嘴 流量 系数
	单路	双路	单路	双路				氢气	氮气	单路	双路	
1	0.24	0.65	0.36	0.70	53.793	0.99	8.303	274.35	274.45	0.866	0.896	0.721
2	0.63	1.38	0.85	1.48	108.200	2.02	16.998	275.25	273.85	0.878	0.908	0.766
3	1.05	2.21	1.42	2.38	178.168	3.08	25.716	275.75	272.55	0.889	0.918	0.794
4	1.25	2.73	1.70	2.93	212.402	4.02	34.501	275.95	271.95	0.887	0.923	0.792
5	1.61	3.39	2.13	3.62	256.948	4.86	41.137	276.65	273.55	0.888	0.926	0.796

表 3 同轴双剪切喷嘴实验结果

Table 3 Experimental results of shear dual-coaxial gas-gas injector

序号	反压/ MPa		氧头腔 压力/ MPa		氮气 流量/ (g/ s)	氢头腔 压力/ MPa	氢气 流量/ (g/ s)	温度/ K		氧化剂喷嘴 流量系数		燃料 喷嘴 流量 系数
	单路	双路	单路	双路				氢气	氮气	单路	双路	
1	0.29	0.71	0.45	0.78	108.642	0.77	18.857	269.65	269.85	0.833	0.865	0.561
2	0.66	1.46	0.97	1.60	216.197	1.54	35.405	270.35	268.45	0.854	0.878	0.604
3	1.00	2.16	1.44	2.35	312.496	2.29	52.606	271.45	267.85	0.861	0.905	0.608
4	1.38	2.94	1.97	3.19	420.628	3.10	71.266	272.35	269.75	0.863	0.915	0.616
5	1.67	3.63	2.38	3.93	507.745	3.80	89.274	272.95	269.65	0.868	0.910	0.625

腔内压力的增大致使氧化剂路上游压力增大,近似由完全气体状态方程 $p = \rho R T$ 可知,压力升高致使氮气密度增大,而氮气流量不变,其流速势必降低,经过氧化剂喷嘴的摩擦等损失减小,因而其流量系数有所增大。

3.2 压降对流量系数的影响

氧压降是指氧化剂路喷嘴头腔压力与反压之差,而氢压降指燃料喷嘴头腔压力与反压之差。图 6 为同轴剪切喷嘴的氧化剂喷嘴流量系数与压降的关系图。可见单路和双路工作时,氧化剂喷嘴的流量系数均随着氧压降的升高而增大,并且单路工作时增大趋势逐渐平缓,而双路工作时,因实验过程中得到的压降变化范围小,尚未达到平缓段。图 7 为同轴剪切喷嘴的燃料喷嘴流量系数随氢压降变化的关系曲线,可见其燃料喷嘴的流量系数

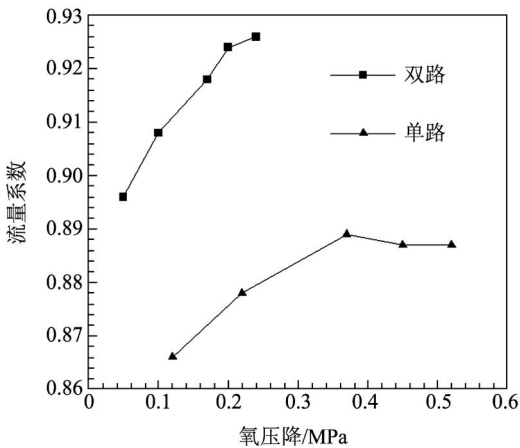


图 6 同轴剪切喷嘴氧化剂喷嘴流量系数和压降的关系

Fig. 6 Relationship between discharge coefficient of oxidizer injector with pressure drop of shear coaxial injector

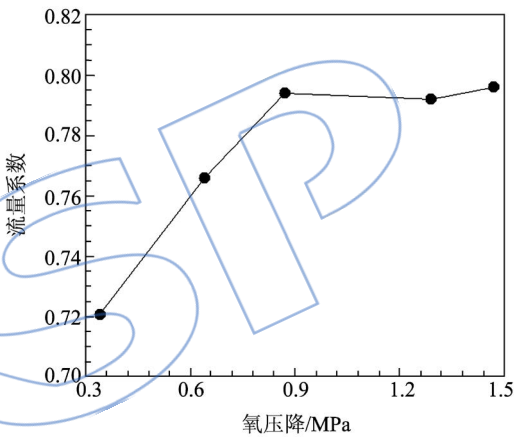


图 7 同轴剪切喷嘴燃料喷嘴流量系数和压降的关系

Fig. 7 Relationship between discharge coefficient of fuel injector with pressure drop of shear coaxial injector

随压降的增大而增大,虽然最终也趋于常数,但是达到常数所需的压降较大。

同轴双剪切喷嘴的流量系数也具有类似的变化规律,利用表 2 和表 3 的数据结合公式 (3) 可以求出,这里不进行赘述。

4 结 论

通过对两种典型结构形式的气氢/ 气氧喷注器进行流量特性实验,分析实验结果得出以下结论:

- 1) 双路工作时,氧化剂路喷嘴的流量系数要大于其自身单路工作时的流量系数。
- 2) 随着压降的增大,氧化剂喷嘴和燃料喷嘴的流量系数均有所增大,但增大趋势随着压降的提高而逐渐平缓,并最终趋于常数;燃料喷嘴流量系数达到常数所需的压降较大。

参考文献:

- [1] 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 1996-0646, 1996.
- [2] Tucker P K, Klemm M D, Smith T D, et al. Design of efficient GO_2/GH_2 injectors —a NASA, industry and university cooperative effort[R]. AIAA 1997-3350, 1997.
- [3] Immich H, Kretschmer J, Preclik D, et al. Thrust chamber technology developments for future launch vehicle liquid rocket engines[R]. AIAA 2001-3544, 2001.
- [4] Marshall W M, Pal S, Woodward R D, et al. Benchmark wall heat flux data for a GO_2/GH_2 single element combustor[R]. AIAA 2005-3572, 2005.
- [5] 周进, 胡小平, 黄玉辉, 等. 氢氧发动机气液同轴式喷嘴流量特性研究[J]. 航空动力学报, 1996, 11(4): 397-400.
ZHOU Jin, HU Xiaoping, HUANG Yuhui, et al. Investigation of the liquid oxygen/ gaseous hydrogen coaxial injector discharge coefficient [J]. Journal of Aerospace Power, 1996, 11(4): 397-400. (in Chinese)
- [6] 孙纪国. 氢氧同轴喷嘴流量特性试验和理论分析[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 689-691.
SUN Jiguo. Experimental investigation and analysis of coaxial injector discharge coefficient[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 689-691. (in Chinese)
- [7] Mayer W, Schik A, Schweitzer C, et al. Injection and mixing processes in high pressure LOX/GH_2 rocket combustors[R]. AIAA 1996-2620, 1996.
- [8] Nagai C K. Cold-flow optimization of gaseous oxygen/ gaseous hydrogen injector for the space shuttle aps thruster[R]. AIAA 1971-673, 1971.
- [9] Calhoun D, Ito J, Kors D. Investigation of gaseous propellant combustion and associated injector-chamber design guidelines[R]. Aerojet Liquid Rocket Company, NASA CR-121234, Contract NASA3-13379, July 1973.
- [10] 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 Ping, 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)
- [11] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
- [12] 潘锦珊. 气体动力学基础[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.