

文章编号:1000-8055(2011)06-1426-05

气氢/气氧富燃预燃室设计与试验

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

摘 要: 为获得点火可靠、燃气温度均匀性较好的气氢/气氧全流量补燃循环发动机富燃预燃室,开展了其结构方案设计、燃烧流场仿真和试验研究。结构方案分别为同轴双剪切单喷嘴、同轴剪切多喷嘴和分区燃烧。仿真结果表明,同轴双剪切单喷嘴方案能使燃气温度在较短的预燃室长度内达到较好的均匀性。试验结果表明,同轴双剪切喷嘴方案具有良好的点火可靠性和燃气温度均匀性,并且能在较广的流量范围内维持良好的燃气均匀性。

关 键 词: 全流量补燃循环; 富燃预燃室; 同轴双剪切喷嘴; 燃烧仿真; 燃气温度
中图分类号: V431 **文献标志码:** A

Design and experiment for a GH_2/GO_2 fuel-rich preburner

LI Mao, GAO Yu-shan, CHEN Ze, JIN Ping, CAI Guo-biao

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

Abstract: Scheme design, numerical simulation and experimental study were used to investigate a fuel-rich preburner of full-flow staged combustion cycle engine in order to validate the ignition reliability and products' temperature uniformity. Gaseous hydrogen and gaseous oxygen were selected as the propellants. Three types of structure schemes, namely, shear tricoaxial injector, multi-injector, division combustion, were analyzed contrastively. The numerical results show that, the product temperature can reach a nicer uniformity in a short preburner length by using the scheme of shear tricoaxial injector. And, the credible ignition reliability and good product temperature uniformity were validated in the experimental test. The temperature uniformity can maintain well in a large range of mass flow.

Key words: full flow staged combustion; fuel-rich preburner; shear tricoaxial injector; combustion simulation; gases temperature

随着航天技术的发展,高性能、高可靠、低成本的可重复使用火箭发动机技术受到人们的广泛关注。全流量补燃循环系统所有流量的推进剂全部进入预燃室燃烧形成燃气驱动涡轮,可以降低涡轮温度提高发动机寿命,成为可重复使用发动机的候选之一^[1]。国内外对全流量补燃循环相关技术开展了大量的研究^[2-5]。

富燃预燃室是全流量补燃循环发动机的部件

之一,其燃气均匀性直接影响到涡轮的寿命,而在气气喷注器研究中,燃气均匀性关系到气气喷注器的性能。文献[6]中对液氧/气氢和气氧/气氢富燃预燃室开展了对比研究,但气氢/气氧预燃室燃气均匀性不佳,温差超过 $\pm 100\text{ K}$ 。富燃预燃室技术与燃气发生器循环系统中的燃气发生器的相近,相比之下,燃气发生器研究更加广泛。文献[7]和文献[8]开展了单个喷嘴大流量的氢氧燃气发

收稿日期:2010-05-21; 修订日期:2010-10-13

基金项目:国家高技术研究发展计划

作者简介:李茂(1983—),男,湖南长沙人,博士生,主要从事为全流量补燃循环发动机关键技术研究。

生器设计、分析与试验,认为同轴双剪切喷嘴可以大量地减少喷嘴数目并可达到较高的性能,降低成本,推进剂为液氧/气氢和液氧/液氢。

在全流量补燃循环发动机系统中,富燃预燃室混合比低,氢气流量大,点火的可靠性和燃气均匀性为主要设计难点。在点火和火焰传播与稳定问题方面,常规设计中一般采用分区燃烧方案,该方案虽然有利于燃烧,但对燃气温度均匀性不利;在喷注器结构方面,常规的喷嘴形式有同轴剪切式、撞击式、离心式等,由于推进剂为气氢/气氧,撞击式结构和离心式结构均对喷注面板的热防护不利^[9]。为获得点火可靠、燃气均匀性较好的富燃预燃室,为气气喷注器提供稳定均匀的富氢燃气,本文开展了相关方案设计、仿真和试验研究,并考察了流量变化对燃气均匀性的影响,可为工程应用提供一定的参考信息。

1 结构方案

基于为气气喷注器提供均匀燃气为主要目的,试验用富燃预燃室以常温氢气和氧气为推进剂,主要设计参数为:总流量为 120 g/s,混合比 0.45。富燃预燃室设计工作压力 3.5 MPa,直径 40 mm,长度 300 mm。点火方式采用气动谐振点火技术^[10]。

富燃预燃室的喷注器设计直接关系到燃烧和掺混,因此,富燃预燃室喷注方式的选择为富燃预燃室设计的关键。图 1 为三种不同富燃预燃室喷注器结构,三种结构中的氧喷注面积、氢喷注面积、喷嘴出口端面厚度相同。图 1(a)为同轴双剪切单喷嘴结构形式,氢气分成两股进入富燃预燃室,两股氢气之间为氧气;图 1(b)为同轴剪切多喷嘴结构,采用了 7 个喷嘴,同心圆排布;图 1(c)为分区燃烧形式,中心为同轴剪切喷嘴,周围再排布同心圆形式氢气喷孔,其中同轴剪切喷嘴的混合比为 2,周围为 6 个 $\phi 2.2$ mm 和 12 个 $\phi 1.2$ mm 的氢气喷注孔。上述三种方案中,分区燃烧形式结构最为简单,将所有氧气通过管路引入富燃预燃室,周围为氢气,结构上容易实现。该方案中,点火器安装在预燃室侧面可使结构相对简单,但所有氧气集中在中心,周围为大量的氢气,富燃的点火火炬进入预燃室首先与周围的氢气掺混,点火温度降低,造成点火可靠性低,点火难度大,另外也不利于掺混燃烧。多喷嘴结构将氧气分为多股,相比分区燃烧方案,氧气分布更均匀,有利于掺混,但是需要将氧气分成多股,结构相对复杂。同轴双

剪切式将氢气分成两股,通过不同的氢气管引入富燃预燃室,中间环缝为氧气,结构相比分区燃烧复杂,但比多喷嘴结构简单。该方案氧气与氢气有两个燃烧面,有利于掺混燃烧。在点火方面,可以将点火燃气从中心氢气喷注孔引入,喷出后直接与氧气掺混燃烧,有利于提高点火可靠性。

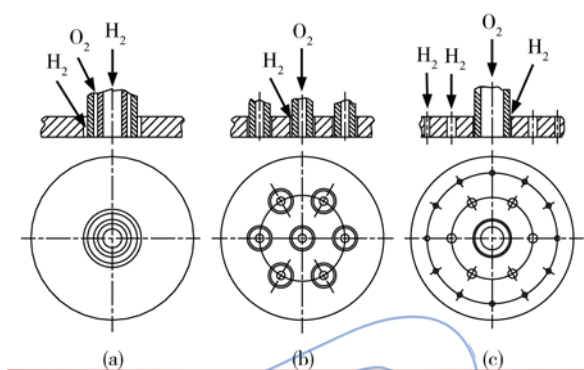


图 1 喷注器结构方案

Fig. 1 Schemes of injector structure

2 仿真研究

为获得上述三种方案对燃气均匀性的影响,采用数值方法对燃烧流场进行模拟,获得燃烧流场内的分布。

2.1 仿真方法及边界条件

基于 FLUENT 软件中的非预混燃烧 PDF 方法对采用不同喷注结构形式的富燃预燃室进行数值模拟,其原理及控制方程详见参考文献[11]。湍流模型为标准 $k-\epsilon$ 双方程模型。对控制方程中的导数用二阶上风差分格式进行离散化,采用 SIMPLEC (semi-implicit method for pressure-linked equations, consistent) 方法求解。

计算区域为燃烧室周向 30° 区域,如图 2 所示,计算网格为结构化网格,数目约为 15 万个。氢气和氧气入口采用质量入口边界条件,给定入口质量,湍流密度,水力直径和入口温度;出口为压力出口;固体壁面绝热无滑移;剖面采用对称面边界条件。

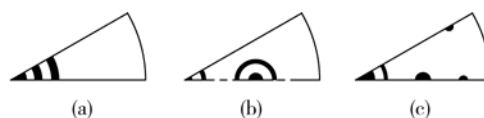


图 2 计算区域的喷注面板截面

Fig. 2 Cross section of injector face on the simulation region

2.2 结果分析

图3为仿真计算得到预燃室A-A截面燃气温度在不同燃烧室长度处的分布,case1代表同轴双剪切单喷嘴方案,case2代表同轴剪切多喷嘴方案,case3代表分区燃烧方案, L 为燃烧室轴向位置与喷注面板的距离, R 为燃烧室半径, T 为燃气温度.从图3可以看到,在距离喷注面板50 mm处,同轴双剪切式的温度分布最均匀,基本在650 K附近,最大温差约为30 K,而多喷嘴方案和分区燃烧最高温度和最低温度差别较大,多喷嘴方案差别为140 K左右,分区燃烧方案为170 K左右.多喷嘴方案中,正对喷嘴处燃气温度较高,两喷嘴间回流区温度相对较低,因此存在一个低谷;而分区燃烧方案中,燃烧集中在中心,周围强烈的回流导致壁面附近燃气温度较高,因此在径

向方向也存在一个温度低谷.在轴向位置100 mm时,同轴双剪切喷嘴方案温差小于5 K;多喷嘴方案中,正对喷嘴位置处温度较高,回流区域温度相对较低,仍然存在温度谷;而分区燃烧方案中,明显中心温度高,周围温度低.随燃烧室长度增加,燃气温度逐渐趋于平衡,温差逐渐缩小,但分区燃烧方案的温度均匀性最差,而同轴双剪切喷嘴方案温度均匀性最优.从仿真结果可知,在本文的设计参数条件下,同轴双剪切单喷嘴方案其性能优于7喷嘴同轴剪切多喷嘴方案.虽然本文试验件流量远小于工程应用的富燃预燃室流量而采用了单喷嘴方案,但同轴双剪切喷嘴良好的性能可以有效减少富燃预燃室喷嘴数目并维持较高的性能.

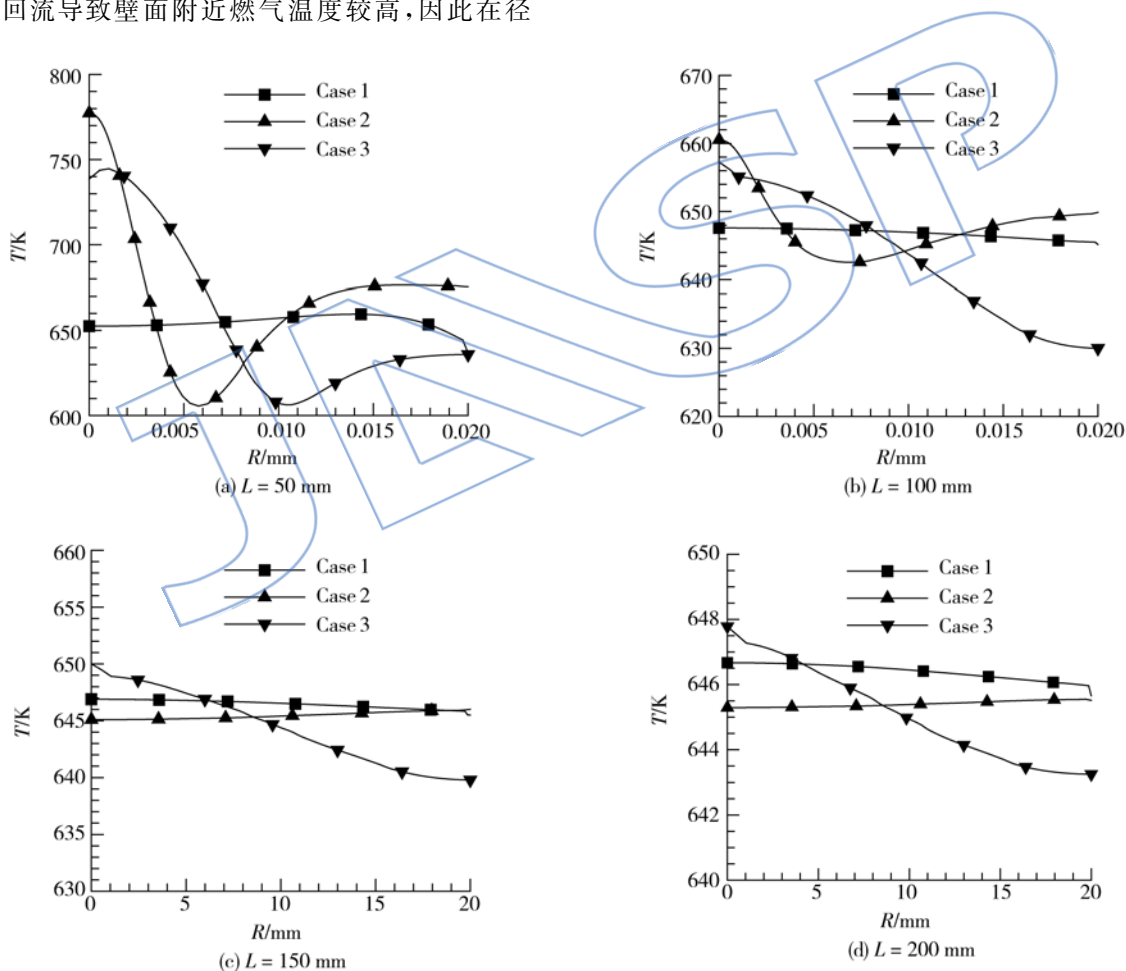


图3 不同轴向位置预燃室燃气温度分布

Fig. 3 Temperature distribution of preburner products at different axial locations

3 试验研究

3.1 试验件与试验系统

综合结构加工工艺性和点火可靠性对比分

析、燃气均匀性的仿真分析可知:同轴双剪切喷嘴方案结构简单,性能最好.因此,采用同轴双剪切喷嘴结构方案对富燃预燃室开展试验研究.试验用富燃预燃室结构如图4所示.点火器位于头部

中心,点火介质为氢气和氧气,通过热表面气动谐振技术引燃形成富燃点火火炬,通过中心氢喷嘴,穿过氧腔和氢腔进入预燃室实施点火,在点火完成后,切断点火器氧气供应,维持氢气供应,点火器氢气路为富燃预燃室中心氢喷嘴提供氢气^[12];中心氢喷嘴之外为氧喷嘴,氧气进入预燃室时,直接与富燃点火燃气接触燃烧,有利于提高点火的可靠性;最外层为外围氢喷嘴。

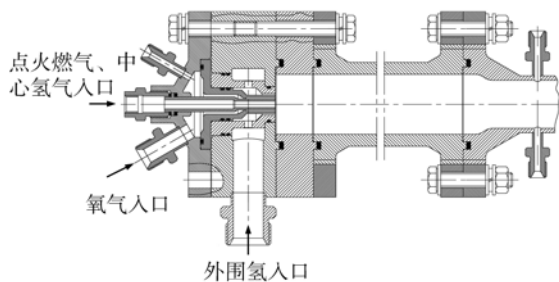


图 4 试验用预燃室结构方案

Fig. 4 Scheme of the fuel preburner in the test

在距离预燃室喷注面板 350 mm 处的同一截面上,安排了 4 个温度传感器用于测量燃气温度考察富燃预燃室燃气均匀度性能.如图 5 所示, T_1 至 T_4 与中心轴线的距离依次为 0, 5, 10, 15 mm(测温截面半径 16 mm)。

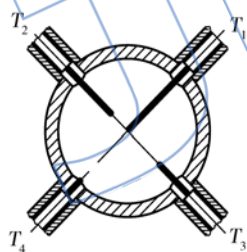


图 5 预燃室测温传感器分布

Fig. 5 Arrangement of the thermocouples

试验系统简图如图 6 所示.试验时首先启动点火器,工作 0.8 s 后依次供应氢气和氧气,预燃室启动;0.3 s 关闭点火器氧气供应,维持氢气供应.试验结束时首先关闭氧气供应,预燃室停车,然后关闭所有氢气供应.在每一路推进剂供应关闭的同时都会同时供入氮气吹除。

3.2 结果分析

图 7 为典型试验的燃气温度分布和预燃室压力.从图示可以看出,预燃室压力平稳,燃烧稳定. T_1, T_2, T_3 温度接近,而 T_4 由于处于壁面附近,在壁面附面层内,温度显著小于流场中心的温度。

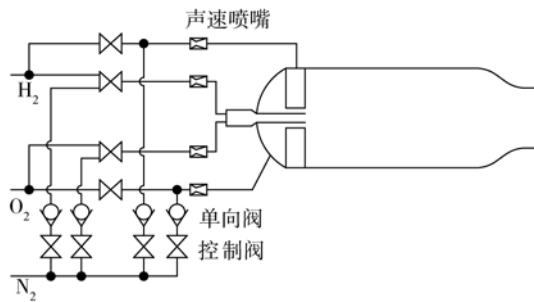


图 6 试验系统简图

Fig. 6 Sketch of experiment system

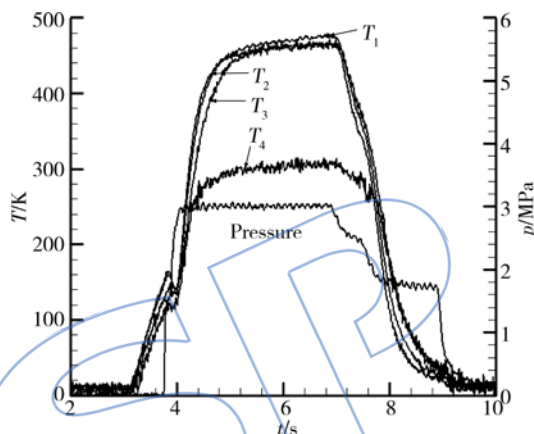


图 7 典型试验结果

Fig. 7 Typical experimental result

试验过程中,第 3 s 启动点火器,预燃室温度开始上升,由于点火器流量小,因此预燃室压力并没有变化;0.8 s 后通入氢气,大流量的氢气进入导致点火火焰温度降低,从而温度下降,出现温度谷;0.2 s 后氧气进入,氢氧开始燃烧,温度和压力迅速上升,预燃室进入正常工作阶段;第 7 s 时停止氧气供应,预燃室停车,温度下降;第 9 s 关闭氢气供应,试验结束。

在设计流量附近对富燃预燃室燃气均匀性的点火可靠性开展试验研究,试验流量范围 49.2~147.8 g/s,流量梯度约为 23 g/s,每种工况重复试验 3 次,试验最低压力 1.77 MPa,最高压力 3.57 MPa(压力通过调节预燃室出口节流孔直径控制).在累计 15 次试验中,所有工况全部点火成功,启动平稳,压力稳定,证明了该富燃预燃室结构方案、点火形式的点火可靠性。

表 1 为不同流量条件下,富燃预燃室温度测量结果.从表中结果可以看到,各个流量条件下,除在壁面处的 T_4 温度明显偏低外, T_1, T_2, T_3 的最大温差在 20 K 以内.在进行仿真计算时,壁面做绝热处理,而在实际试验中,与壁面的换热使得实测壁面温度低于计算温度.除壁面温度外,其余

表1 富燃预燃室试验结果
Table 1 Results of the fuel-rich preburner

工况	总流量/ ($\text{g} \cdot \text{s}^{-1}$)	氢流量/ ($\text{g} \cdot \text{s}^{-1}$)	氧流量/ ($\text{g} \cdot \text{s}^{-1}$)	混合比	试验时间/s	室压/MPa	T_1/K	T_2/K	T_3/K	T_4/K
1	49.2	33.0	16.3	0.49	3	2.98	742	733	733	575
2	73.4	49.2	24.2	0.49	3	1.87	733	727	729	573
3	96.1	64.0	32.1	0.50	3	2.44	759	740	743	578
4	120.3	80.4	39.9	0.50	3	3.11	748	748	739	578
5	147.8	99.5	48.3	0.50	3	3.57	755	741	732	581

温度分布说明富燃预燃室燃气温度的均匀性好,并且在一个较大的流量范围内均能使燃气均匀。

4 结 论

对全流量补燃循环发动机气氢/气氧富燃预燃室开展方案对比、仿真与试验研究,结论如下:同轴双剪切喷嘴方案点火可靠性高,燃气均匀性好,并且能在较宽的流量变化范围内使燃气维持较好的均匀度。同轴双剪切喷嘴在大流量条件下的良好性能可以在维持高性能的同时减少喷嘴数目,有利于减低制造成本。

参考文献:

- [1] Davis J A, Campbell R L. Advantages of a full-flow staged combustion cycle engine system[R]. AIAA 97-3318, 1997.
- [2] Farhangi S, Yu T, Rojas L, et al. Gas-gas injector technology for full flow stage combustion cycle application[R]. AIAA 99-2757, 1999.
- [3] Hueter U, Hutt J J. NASA's next generation launch technology program-next generation space access roadmap [R]. AIAA 2003-6941, 2003.
- [4] Vaidyanathan A, Gustavsson J, Segal C. Oxygen/hydrogen-planar-laser-induced fluorescence measurements and accuracy investigation in high-pressure combustion[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(4): 864-874.
- [5] Lian C, Merkle C L. Contrast between steady and time-averaged unsteady combustion simulation[R]. AIAA 2010-371, 2010.
- [6] 金平, 俞南嘉, 邬志岐, 等. 氢氧全流量补燃循环发动机富燃预燃室试验[J]. 推进技术, 2008, 29(3): 273-277.
JIN Ping, YU Nanjia, WU Zhiqi, et al. Experimental investigation of fuel-rich preburner of hydrogen/oxygen FFSC cycle engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(3): 273-277. (in Chinese)
- [7] Berque J, Sion M, Thomas J L. Tricoaxial injector technology development[R]. AIAA 99-2492, 1999.
- [8] Fournet A, Lonchard J M, Thomas J L. Technological demonstration for low cost gas generator[R]. AIAA 2004-4006, 2004.
- [9] Vaidyanathan R, Tucker P K, Papila N, et al. Computational-fluid-dynamics-based design optimization for single-element rocket injector[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(4): 705-717.
- [10] 俞南嘉, 蔡国飙, 张国舟, 等. 富氧预燃室初步试验研究[J]. 宇航学报, 2006, 27(5): 834-838.
YU Nanjia, CAI Guobiao, ZHANG Guozhou, et al. Initial experiment research of oxidizer rich preburner[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(5): 834-838. (in Chinese)
- [11] Gerlinger P. Investigation of an assumed PDF approach for finite-rate chemistry[R]. AIAA 2002-0166, 2002.
- [12] 李茂, 金平, 邬志岐, 等. 全流量补燃循环发动机富氧预燃室设计与试验[R]. 航空动力学报, 2009, 24(12): 2834-2838.
LI Mao, JIN Ping, WU Zhiqi, et al. Design and experiment research for oxygen-rich preburner of FFSC[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(12): 2834-2838. (in Chinese)