

氢氧全流量补燃循环发动机富燃预燃室试验*

金 平, 俞南嘉, 邬志岐, 张国舟, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 为了获得全流量补燃循环发动机的富燃预燃室可靠点火、稳定燃烧和均匀的出口燃气, 对富燃预燃室头部喷注器排布方案展开了研究。对设计的中心燃烧区和环形燃烧区两种不同头部方案进行了试验, 得到了富燃预燃室的压力曲线和预燃室出口的温度分布。试验结果表明: 相比中心燃烧区结构方案, 环形燃烧区结构方案更容易获得可靠的点火和稳定的燃烧, 有更好的燃气均匀度。相比常规的富燃预燃室, 全流量补燃循环发动机的富燃预燃室工作温度更低、混合比更小。相比使用液氧的方案, 使用气氧的富燃预燃室在启动、关机过程更迅速、平稳。

关键词: 全流量补燃循环发动机⁺; 预燃室; 喷注器排布方案⁺; 试验

中图分类号: V434.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2008) 03-0273-05

Experimental investigation of fuel-rich preburner of hydrogen/oxygen FFSC cycle engine

JIN Ping YU Nan-jia WU Zhi-qi ZHANG Guo-zhou CAI Guo-biao

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract In order to get reliable ignition, stable combustion and homogeneous combustion products of FPB, research of injector layouts was conducted. The GOX-center-combustion-zoned and LOX-ring-combustion-zoned injector layouts were selected. The hot firings demonstrate reliable ignition and stable combustion in both the LOX and GOX FPB. Fuel-rich preburner (FPB) of Full Flow Staged Combustion (FFSC) cycle engine, as one of the promising propulsion systems of Reusable Launch Vehicles, is featured with lower mixture ratio and lower combustion temperature than ordinary ones. The results also show that quicker response and smoother start-up were gained with GOX, while easier ignition and better mixing in the LOX FPB.

Key words Full flow staged combustion cycle engine⁺; Precombustion chamber; Injector layout; Test

1 引 言

作为高性能、高可靠性的液体火箭发动机, 全流量补燃循环发动机是可重复使用航天运载器主动力的极具前景的候选之一^[1]。富燃预燃室是全流量补燃循环发动机的重要部件之一, 它的作用是产生富燃燃气驱动富燃涡轮带动氢泵, 与富氧预燃室一起维持发动机系统的自行运转。由于涡轮泵组件在高负荷、高转速下工作, 其工作特点对预燃室出口燃气提出了要求, 包括燃气温度不能过高, 燃气掺混均匀度好等^[2,3]。

采用了全部流量的推进剂和富燃-富氧双预燃室

驱动模式, 全流量补燃循环发动机可以实现在保持与富燃(或富氧)补燃循环发动机性能相当的情况下, 较大幅度的降低其预燃室的工作温度, 如文献[1]介绍的全流量补燃循环发动机 RS-210Q 其富燃、富氧预燃室工作温度分别为 738 K 和 583 K。根据高温蠕脆性裂纹扩展理论^[4], 低于材料裂纹扩展的阈值温度, 裂纹就不会扩展。预燃室燃气温度的降低, 使得发动机系统主要部件的工作温度都在裂纹扩展的阈值温度以下, 因此能大幅度减少发动机高温蠕脆性裂纹失效的发生, 从而有效地提高发动机系统的可靠性。因此, 相比常规的燃气发生器和预燃室, 全流量补燃循环发动机的富燃预燃室的工作温度更低, 工作

* 收稿日期: 2007-03-11; 修订日期: 2007-09-12

作者简介: 金 平 (1979—), 女, 博士生, 研究领域为全流量补燃循环发动机技术。E-mail: jinp@sa.buaa.edu.cn

混合比更小。

在可重复使用运载器的背景下,从 20 世纪 80 年代起美国就开展了全流量补燃循环发动机的研究,其初衷是为发展下一代 NASA 的航天飞机的新型的主发动机做准备^[1-4]。由于美国航天飞机的主发动机是采用富燃补燃循环方式,在氢氧富燃预燃室研究方面积累了丰富的经验,因此针对全流量补燃循环发动机富燃预燃室开展的研究很少,其中针对 IPD 发动机^[5]的富燃预燃室的研究主要集中在如何设计合理的预燃室的喷注器排布方案使得富燃预燃室在低混合比下仍能获得好的燃气均匀度,但未见其研究情况的详细报道。

如何在低燃烧温度、小混合比下实现富燃预燃室可靠的点火、稳定的燃烧以及均匀的预燃室出口燃气是进行全流量补燃循环发动机富燃预燃室研究的关键所在。头部喷注器排布方案对如何组织富燃预燃室燃烧和如何控制燃烧过程有着直接的影响。

本文设计了两种不同的头部喷注器排布方案,对这两种方案进行了实验,通过两种方案的对比分析研究了不同的头部喷注器排布方案对低混合比富燃预燃室燃烧过程的点火困难、燃烧不易稳定和燃气不易均匀等问题的不同影响。

2 试验装置和测量方法

2.1 试验件设计

为了更好的研究预燃室头部喷注器排布方案对预燃室工作过程的影响,将点火器安置在预燃室身部,并采用了火炬式气动谐振点火方案。

针对富燃预燃室的技术难点,在整体结构方案设计上沿袭了常规的分区燃烧的设计思想^[2],分别设计了常规的中心燃烧区头部喷注器排布方案和环形燃烧区排布方案,以便考察喷注器排布方案的影响。

在本文的研究中,主要根据与高压、大流量发动机预燃室燃烧温度范围相同的原则,保持了地面预燃室试验试车的温度为 700 K 左右的范围,开展了地面低压、小流量富燃预燃室的试验研究。

2.1.1 中心燃烧区结构方案

头部喷注器排布的整体结构采用了通常的中心燃烧、边区掺混的方案,即将头部中心区设计成高混合比区域以保证可靠点火和燃烧,其余燃料在边区进行掺混并对预燃室内壁形成保护。此外,将边区掺混的喷孔设计成具有一定的倾斜角度,可以增强推进剂

间相互撞击、掺混。

在这种结构方案中采用了气氢-气氧推进剂组合,也称为气氧中心燃烧方案,见图 1。

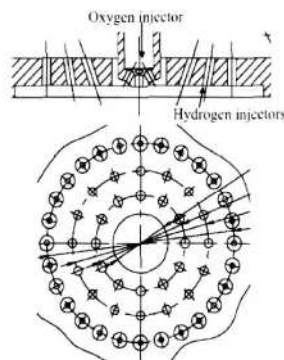


Fig. 1 Injector layout of GOX-center-combustion-zoned FPB

2.1.2 环形燃烧区结构方案

整体结构采用了环形燃烧、中心和边区掺混的结构方案,即将头部高混合比区域设计成环形区,将氧置于内、外环的氢气的包围下,这样可以保证可靠点火和燃烧,其余氢气分别从中心和边区与环形燃烧区进行掺混,边区氢气对预燃室内壁形成保护。将边区掺混的喷孔设计成具有一定的倾斜角度以增强掺混效果。

由于在这种结构方中采用了气氢-液氧推进剂组合,也称为液氧环形燃烧方案,见图 2。

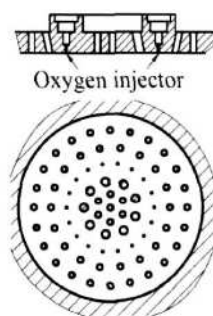


Fig. 2 Injector layout of LOX-ring-combustion-zoned FPB

2.2 试验系统

本文试验在北京航空航天大学全流量试验台上进行,供应系统主要由氧路、氢路、点火氧路、点火氢路等组成,试验过程中测量的参数有流量、压力和温度。其试验系统原理见图 3。燃气尾管的测温布局如图 4 所示,沿轴向为等距排布,其中 1, 2, 3 点在截面上的径向位置分别为 1/2 半径处、壁面、离中心轴线 2 mm。

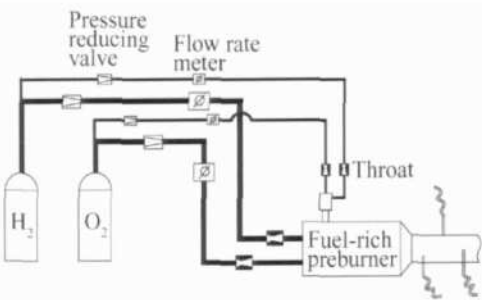


Fig. 3 Sketch of experimental system

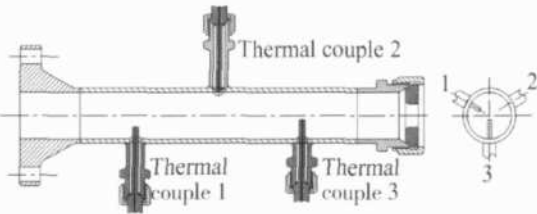


Fig. 4 Temperature measurement of vent

3 试验结果与讨论

点火器应具有足够的点火能量和温度, 以确保能够成功地引燃预燃室腔内的推进剂。对气氢-气氧火炬式谐振点火器开展了大量试验研究, 得到了点火器的工作参数, 其具体试验结果见文献 [6]。

液氧环形燃烧方案试验一共进行了 3 次试验, 均工作正常, 从试验后拆开结构观察, 试验件无烧蚀, 试验结果如表 1 所示, 典型的压力曲线如图 5。

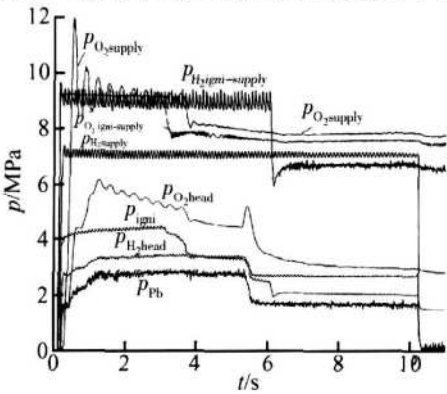


Fig. 5 Pressure curves of LOX-1 test

气氧中心燃烧方案试验一共成功进行了 4 次, 其

中只有两次试验进行了温度测量。从试验后拆开结构观察, 开始几次试验氧喷嘴有严重烧蚀, 经过了几次结构改进和参数调整, 避免了烧蚀的发生, 其两次成功的试验结果如表 1 所示, 典型的压力曲线如图 6。图中 p_{pb} 为富燃预燃室室压, p_{H_2head} 为富燃预燃室氢腔压力, p_{O_2head} 为富燃预燃室氧腔压力, p_{ign} 为富燃预燃室点火器压力, $p_{H_2supply}$ 为富燃预燃室供氢压力, $p_{O_2supply}$ 为富燃预燃室供氧压力, $p_{H_2ignsupply}$ 为富燃预燃室供点火器气氢压力, $p_{O_2ignsupply}$ 为富燃预燃室供点火器气氧压力。

3.1 液氧和气氧对启动关机过程的影响

两种方案的试验设定时序是完全一样的, 由图 5、6 的压力曲线可以看到, 试验时序是可行的。

对液氧方案而言, 在 1.0 s 左右完成启动过程, 除液氧腔压力外, 启动过程压力曲线皆平稳, 如图 5 所示。液氧腔压力的振荡是由于上游供应管路的振荡被传下来的缘故, 可以看到在整个试验的 3 s 中, 液氧汽蚀文氏管的压力一直在较大幅度震荡。相比使用液氧推进剂方案, 使用气氧方案启动更迅速平稳, 在 0.3 s 内完成启动过程, 如图 7、8 所示。

液氧方案试验中设定试验 3 s 后点火器供氧的关闭, 并没有对室压造成明显的影响, 这是因为点火器供氧流量小造成。而随后富燃预燃室供氧的关闭导致室压的有较为明显的下降, 但由于关闭富燃预燃室供氧阀后, 管道内存留的氧随着吹除气体还将继续进入预燃室内, 而吹除的效果导致室压没有完全的下落, 所以预燃室内继续保持了一段时间的较高压力, 大约 2 s 后预燃室压力才有更为明显的下降。在富燃预燃室供氧关闭的瞬间, 由于水击现象产生了液氧腔的压力波动。

而在气氧方案中, 设定试验 3 s 后点火器供氧的关闭, 点火器压力下降, 预燃室压力没有变化, 紧接着 200 ms 富燃预燃室供氧关闭, 预燃室压力迅速下降、关机过程迅速。在图 6 中, 由于在试验过程中, 富燃预燃室供氧供应管路压力的不稳定, 导致了点火器压力的突变。

Table 1 Experimental results for preburners

Test	LOX-1	LOX-2	LOX-3	GOX-1	GOX-2
Time/s	3	3	3	3	1
Mass flow rate/(g/s)	329.35	334.05	344.15	409.67	409.7
Mixture ratio	0.40	0.42	0.465	0.479	0.485
Pressure/MPa	2.91	3.92	5.32	4.73	4.76

由液氧环形燃烧方案三组试验结果可以看到随着混合比的增大,燃气温度也越高,但对燃气均匀度没有影响。由气氧中心燃烧方案的两次试验温度可以看出,由于在 GOX-2 试验中预燃室工作时间仅 1 s,燃烧稳定时间短使得燃烧释放出的能量没有被燃气充分吸收,导致了在室压、混合比相近的情况下,温度值较 GOX-1 试验低 40 K 左右,温度均匀性也较差。

燃气尾管的径向测温,主要是想测量出截面上的最高温度点和最低温度点,得到截面上的温度范围。

液氧方案测温结果显示,三组数据均为 1 点温度最高,2、3 点的温度相差为 15 K 左右,一组数据 2 点温度最低,两组数据 3 点温度最低。液氧方案可以看成是大三股互击式头部结构,燃烧发生在氢氧互击区,1 点处于环形互击区,为温度最高点;2 点处于外圈壁面保护区,为温度最低点;3 点为偏离中心轴线几毫米处,处于多股氢气中心低温区;因此 2、3 点均有可能是最低温。但因为采用了有互击角度的喷嘴,使得互击区范围向边区和中心区延伸,引起交叉掺混,因此 2、3 点处于相同的位置,温度差别不大。

由两组气氧方案测温结果可以看出,1 点温度最高,2 点温度最低,3 点温度居中。气氧方案可以看成是氢氧大同轴头部结构,燃烧发生在氢氧接触的环面上,1 点处于环形燃烧区,为温度最高点;2 点处于壁面保护区为温度最低点;3 点为偏离中心轴线几毫米处,处于大股氧气中心低温区。但由于采用了两圈斜喷孔加强了与中心大股氧气的掺混燃烧,使 3 点处在近燃烧区,温度接近 1 点。

在液氧方案中,由燃气尾管测点温度分布可以看出,3 次试验温度均匀性很好,温度变化范围为 ± 21 K,而气氧方案的两次试验温度变化范围超过了 ± 100 K。可以看出在燃气掺混上,液氧结构方案较气氧结构方案有明显的优势。

两种结构温度分布结果可以看出,气氧结构方案高温燃气区被夹在中心氧气区和边区氢气区中间,燃气分层严重,这种结构方案有待加强掺混的改进设计;而液氧结构方案显示出良好的温度均匀性,表明这种结构更容易使燃气混合均匀。

从 3 点温度分布也可以看到,斜喷孔的使用在一定程度上能有效加强燃气的掺混,但主要是大结构方案的影响更显著;从侧面点火虽然点火燃气温度高达 1 000 K 左右,但因其流量小仅为总流量 2%,对流场的整体结构影响不大,对加强掺混起的作用也有限。

4 结 论

(1)富燃预燃室所采用的氢氧谐振火炬式点火器点火是可行的,点火器混合比控制在 0.9 左右可以保证点火可靠。相比使用液氧的方案,使用气氧的方案更容易获得可靠的点火。

(2)由试验压力曲线、温度分布可以看出,富燃预燃室燃烧稳定、可靠,具有良好的火焰传播和维持特性。出现了频率大约为 10 Hz 由供应系统传下来的低频不稳定燃烧现象,但不影响试验的正常进行。相比使用液氧的方案,使用气氧的方案有更平稳、迅速的启动过程,燃烧过程更容易控制。

(3)针对所设计的两种结构方案,在本文的试验参数范围内,燃气尾管测温结果表明:相比中心燃烧区结构方案,环形燃烧区结构方案温度均匀性好,温度最大相差为 ± 21 K。

(4)虽然气氧中心燃烧区结构方案燃气均匀性较差,但其结构简单、使用方便,可以通过改变氧喷嘴的气动参数和结构参数组合来改善燃气均匀性,此项研究将在下一阶段开展。此外,本文中的燃气均匀性的测温方案也有待在进一步的研究中得到改进。

参考文献:

- [1] Davis J A, Campbell R L. Advantages of a full-flow staged combustion cycle engine system [C]. AAA 97-3318
- [2] 休泽尔 D K. 液体火箭发动机现代工程设计第 1 版 [M]. 朱宁昌,曹李虎,张民庆,等译. 北京:中国宇航出版社,2004
- [3] 刘国球. 液体火箭发动机原理 [M]. 北京:中国宇航出版社,1993
- [4] 庄毓南,张国舟,颜超华,等. 蠕脆性材料的高温稳态裂纹扩展研究 [J]. 北京航空航天大学学报,1997, 23 (4).
- [5] Meyer L, Nichols J, Jones J M, et al. Integrated power head demonstrator [C]. AAA 96-4264
- [6] 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).
- [7] 吴宝元,葛李虎,谭永华,等. 富氧预燃室高压缩尺试验研究 [J]. 推进技术,2003, 24(2). (WU Bao-yuan, GE Li-hu, TAN Yong-hua et al. Experimental investigation of oxidizer-rich subscale preburner [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(2).)

(编辑:梅 瑛)