

文章编号: 1000-8055(2009)12-2834-05

全流量补燃循环发动机富氧预燃室设计与试验

李 茂, 金 平, 邬志岐, 俞南嘉, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对全流量补燃循环发动机, 给出了一种分区燃烧、身部二次喷注掺混、表面镀镍抗氧化的富氧预燃室设计方案, 设计了富燃点火启动富氧关机的试验时序, 进行了 26 次试验, 初步研究了身部二次喷注流量大小对燃气均匀性的影响。试验结果表明: 预燃室结构设计合理, 点火可靠, 结构安全; 身部二次喷注流量变化对出口燃气均匀度分布影响明显, 存在一个二次喷注流量最佳值。

关 键 词: 全流量补燃循环发动机; 富氧预燃室; 二次喷注; 试验

中图分类号: V431

文献标识码: A

Design and experiment research for oxygen-rich preburner of FFSC

LI Mao, JIN Ping, WU Zhi qi, YU Nan jia, CAI Guo biao

(School of Astronautics,

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

Abstract: A design scheme of oxygen-rich preburner with division combustion, downstream dilution and nickel coatings was presented based on the full flow staged combustion (FFSC) rocket engine cycle. The firing sequence of fuel-rich starting up and oxygen-rich shutting-down was designed and 26 times experiments were completed. The influence of the different downstream dilution flux on the uniformity of the product temperature was investigated primarily. The results show that the structure of preburner is rational, and the reliability of ignition and security of structure are reached. The distribution of the product temperature is influenced remarkably by downstream dilution in the experiments. And, an optimum downstream dilution flux exists.

Key words: full flow staged combustion (FFSC); oxygen-rich preburner; downstream dilution; experiment

全流量补燃循环发动机性能高, 可靠性高, 是极具发展前景的、可重复使用的大型液体火箭发动机研究方向之一。与同是补燃循环的美国航天飞机主发动机(SSME)相比, 全流量补燃循环发动机用富氧预燃室替代了 SSME 氧路上的富燃预燃室, 全部推进剂进入富氧、富燃两个预燃室, 大大减低涡轮燃气温度、简化涡轮密封结构等, 提高了发动机的可靠性^[1]。

在全流量补燃循环发动机中, 全部推进剂进入预燃室使富氧预燃室混合比高, 远远大于当量

混合比。与富氧补燃循环的富氧预燃室相比, 全流量补燃循环发动机富氧预燃室具有更高的混合比。文献[2]中设计的全流量补燃循环发动机气氢/液氧富氧预燃室混合比为 117~174, 而文献[3]中提到的富氧补燃循环发动机液氧/煤油富氧预燃室的混合比为 58, 所以, 全流量补燃循环发动机富氧预燃室技术难度更大。主要技术难点包括: 点火及火焰的维持困难; 氢氧质量相差悬殊, 燃气均匀度难以保证; 燃气中氧气成分含量高, 材料的氧化问题尤为突出。因此, 富氧预燃室一直是

收稿日期: 2008-12-09; 修订日期: 2009-02-23

作者简介: 李茂(1983-), 男, 湖南长沙人, 博士生, 研究领域为全流量补燃循环发动机富氧预燃室技术和燃气气-气燃烧技术。

全流量补燃循环技术的研究重点之一^[4-5]。

本文针对上述技术难点,开展了全流量补燃循环发动机富氧预燃室结构方案与试验方案设计,分析了二次喷注流量变化对燃气均匀性和结构的影响,为深入研究富氧预燃室性能打下基础。

1 富氧预燃室结构方案设计

富氧预燃室设计参数如表 1 所示, M 表示氧气与氢气质量混合比。由设计参数可知,富氧预燃室氢气质量流量仅为 4.5 g/s,氧多氢少,针对该技术难点,富氧预燃室采用分区燃烧方案,将氢气从预燃室中心集中喷入与少部分氧气燃烧形成高温燃烧区,其余氧气周围喷入燃烧掺混。该方案优点在于:氢气相对集中,富氧预燃室内局部区域的混合比接近当量混合比,利于点火及火焰维持;周围的常温氧气可对预燃室室壁进行保护,提高了富氧预燃室抗氧化性和结构安全性。

表 1 设计参数
Table 1 Design parameters

$\dot{m}/(\text{kg/s})$	M	p_c/MPa
1.57	350	3.5

1.1 头部结构方案

富氧预燃室采用气动谐振火炬点火^[4],基本原理为:利用气动谐振加热谐振管后点燃点火器内氢气氧气,形成火炬对富氧预燃室进行点火。点火器置于富氧预燃室头部中心,可避免点火火焰与预燃室内氧气燃烧形成的高温富氧燃气接触到预燃室壁面。考虑到谐振点火器点火需要一定量的氢气,而富氧预燃室氢气流量仅为 4.5 g/s,因此将所有氢气通过点火器:在点火阶段,氢气用于点火器点火;点火结束后,切断点火器氧气供应维持氢气供应,点火器作为氢气喷注器使用。采用该方案无需设计氢气喷注器,头部结构设计简单;无需考虑点火器氢气和富氧预燃室氢气供应切换的时序,简化了时序控制。为避免点火器导焰管出口附近高温富氧燃气回流对喷注面板造成烧蚀,在出口以环型孔喷注氧气,如图 1 所示;喷注面板其余氧气喷注孔以同心圆分布;喷注面板周边分布一圈相对细密的喷注孔喷注氧气保护室壁。

1.2 身部结构方案

采用分区燃烧方案时氢气集中在预燃室中心,不利于燃气的均匀分布,需要寻求改进燃气均

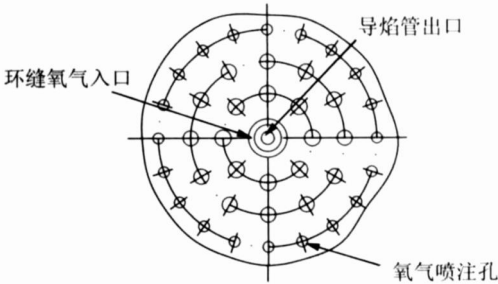


图 1 喷注面板局部
Fig 1 Part of injector faceplate

匀性的方法。常用方法是在身部结构中添加扰流环,改变燃气的分布使燃气达到较好的均匀性。采用该方案时,扰流环需要伸入到预燃室中,容易接触到高温富氧燃气,扰流环材料与高温富氧燃气相容性的要求很高,抗氧化设计难度大。另外一种方法是从富氧预燃室身部径向喷注氧气对流场进行扰流,称为身部二次喷注^[6]。采用液体火箭发动机喷雾燃烧模拟中常用的双方程 $k-\epsilon$ 湍流模型和有限速率/涡耗散燃烧模型对富氧预燃室进行数值仿真,结果如图 2。从仿真结果可以看出,随着二次喷注流量的增加,燃烧距离缩短,预燃室内温度分布得到显著改善。从仿真结果分析,该方案是可行的。比较扰流环和二次喷注方案,后者可靠

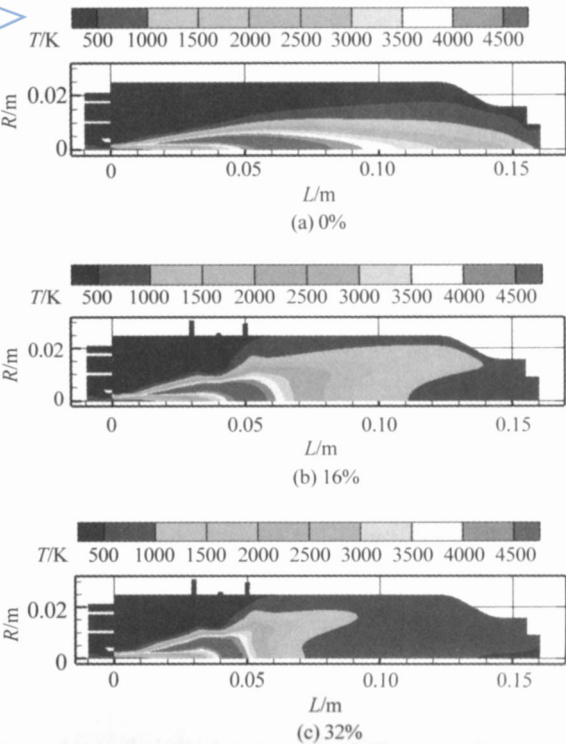


图 2 不同二次喷注流量百分比时温度分布
Fig 2 Temperature distributing of different downstream dilution flux

性、安全性更高, 因此采用了二次喷注方案, 设计了无二次喷注、二次喷注流量占总流量 8%, 16%, 24%, 32% 五种工况, 初步试验研究了二次

喷注流量变化对燃气均匀性的影响. 富氧预燃室结构如图 3.

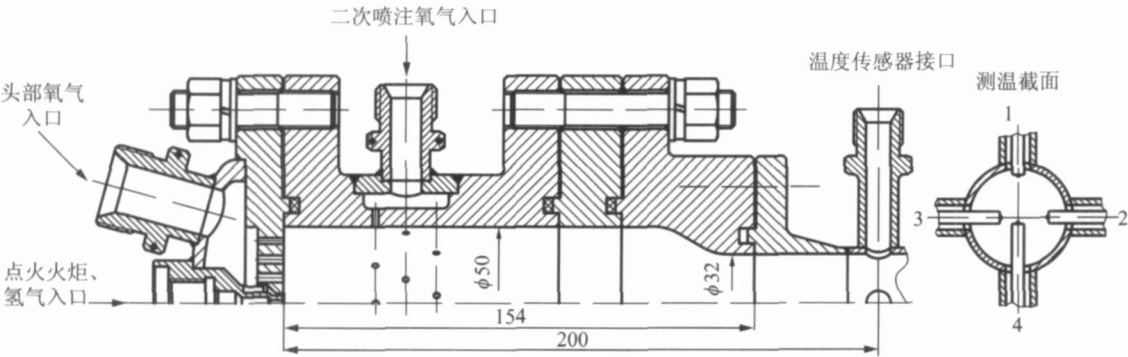


图 3 富氧预燃室
Fig 3 Oxygen rich preburner

1.3 温度测量方案

温度测量点位于预燃室出口的径向截面, 从壁面至中心分布 4 个测点, 如图 3 所示, 测点 1 至测点 4 与预燃室出口中心轴线的距离分别为 14, 10, 6, 2mm.

1.4 抗氧化方案

国内外常采用的抗氧化方式有以抗氧化材料直接作为结构材料或者以普通结构材料表面涂镀抗氧化层两种方案. 以抗氧化材料直接作为结构材料没有涂层或镀层脱落导致结构破坏的危险, 是一种理想的方案^[7], 但目前国内抗氧化材料的研究基本都是在空气条件下进行, 不确定是否具备有富氧预燃室高压、高氧浓度条件下正常工作的能力. 在各种镀层和涂层中, 化学镀镍工艺成熟, 成本低廉, 且在国外得到成功应用, 所以采用表面化学镀镍抗氧化^[3,7].

2 试验系统与时序

试验系统布局示意图见图 4. 富氧预燃室启动和关车是富氧预燃室试验成败的关键影响因素之一. 考虑到点火的可靠性和结构的安全性, 富氧预燃室采用富燃点火启动富氧关车方案^[8], 名义时序方案如图 5. 谐振空气工作 30s 后往点火器通入氢气氧气(混合比 0.7), 氢气氧气混合后接触已加热的谐振管后燃烧产生富燃火炬, 进入富氧预燃室, 点火器工作 0.1s 后同时供入头部氧气和二次喷注氧气, 与预燃室内富燃点火燃气燃烧; 1s 后关闭点火器氧气供应, 点火过程结束, 而氢气继续与预燃室内氧气燃烧; 试

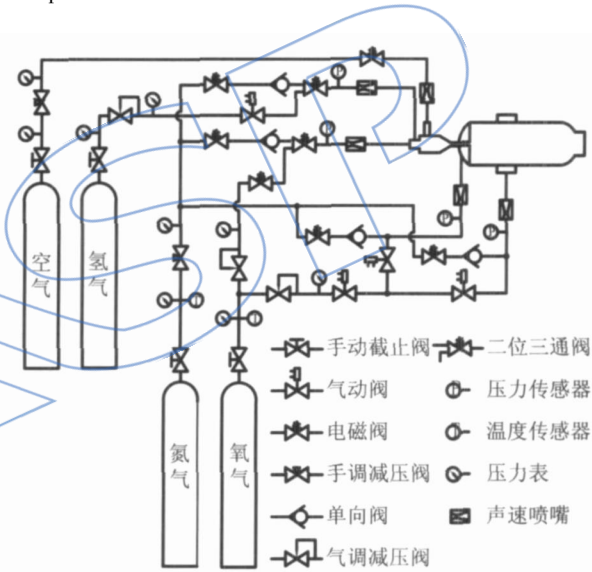


图 4 试验系统简图
Fig. 4 Sketch of experiment system

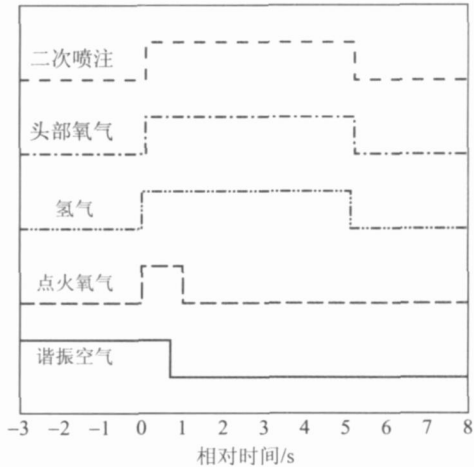


图 5 5s 试验时序简图
Fig. 5 Nominal fire sequence for five second burn time

验结束时氢气先于氧气关闭0.1 s, 避免氧气先关导致氧气流量减小造成高温富氧燃烧状态. 除谐振空气外, 各路气体关闭的同时开启氮气吹除, 避免回流燃烧(时序图中没有给出).

3 试验结果及分析

富氧预燃室共试验 26 次, 混合比范围为 303~ 410, 室压范围为 2.4~ 5.0 MPa, 累计工作时间 60 s, 单次最长工作时间 5 s. 各次试验中预燃室室压稳定, 没有不稳定燃烧现象. 图 6 为二次喷注流量占总流量 7.9% 时的试验压力曲线, 其中高压是指音速喷嘴前压力. 点火器工作 0.1 s 后预燃室氧气供入, 预燃室迅速建压, 由于点火器流量小, 0.1 s 后预燃室内并未积累大量燃气, 大流量氧气进入后没有形成显著压力峰; 点火器工作 1 s 后点火器氧气关闭吹除氮气供入, 点火器停止工作, 点火室压力下降, 预燃室压力无下降, 压力平稳, 说明预燃室内火焰能维持稳定燃烧. 试验后富

氧预燃室结构无烧蚀. 表 2 为二次喷注典型试验结果.

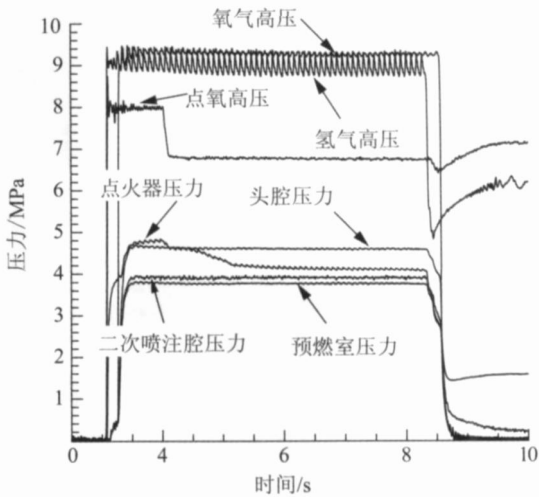


图 6 试验压力曲线
Fig. 6 Experimental pressure curves

表 2 二次喷注试验结果
Table 2 Results of downstream dilution experiment

No.	t / s	$\dot{m} / (\text{kg/s})$	Percent of downstream dilution flux / %	p_c / MPa	M	T / K				
						1	2	3	4	Average
1	5	1.55	0	3.5	330	485	569	563	580	549
2	5	1.68	7.9	3.7	351	513	574	593	601	570
3	3	1.84	15.1	4.0	384	488	523	576	576	541
4	3	1.97	20.2	4.2	410	461	503	553	550	517
5	3	1.66	23.6	3.4	342	494	584	615	618	585
6	3	1.64	31.4	3.4	341	498	642	592	597	582

3.1 二次喷注流量对燃气分布的影响

图 7 为在头部流量一定情况下改变二次喷注流量时得到预燃室出口温度分布曲线. 可以看出: 没有二次喷注时, 测点 2, 3, 4 的温度基本相同, 最大温差 17K, 测点 1 温度比中间三点低 86K; 随着二次喷注流量增加, 边缘区氧气流量加大测点 2 温度下降, 由于二次喷注氧气没有达到可以穿过预燃室轴线动量^[6], 因此轴线附近的燃气温度分布并没有受到二次喷注的影响.

图 8 为总流量一定情况下改变二次喷注流量占总流量百分比的试验结果. 从二次喷注流量占总流量 31.4% 的试验数据可以看出, 测点 2 的温度明显升高. 因为二次喷注的氧气到达预燃室中心轴线, 对预燃室中心氢气的阻碍使氢气分散至

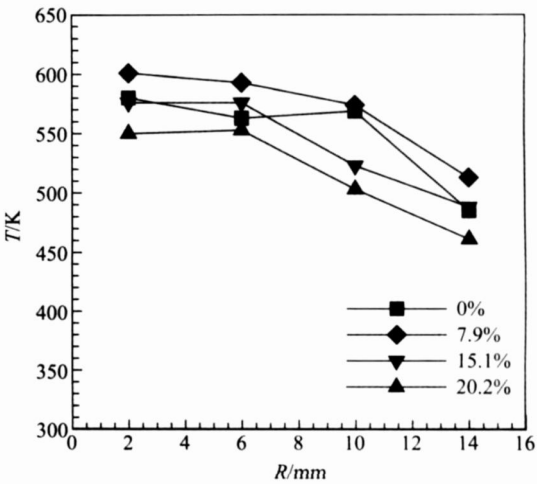


图 7 相同头部流量不同二次喷注流量的温度曲线
Fig. 7 Temperature curves in the same flux through preburner head and different flux of downstream dilution

边缘区,改变了预燃室内温度的分布。

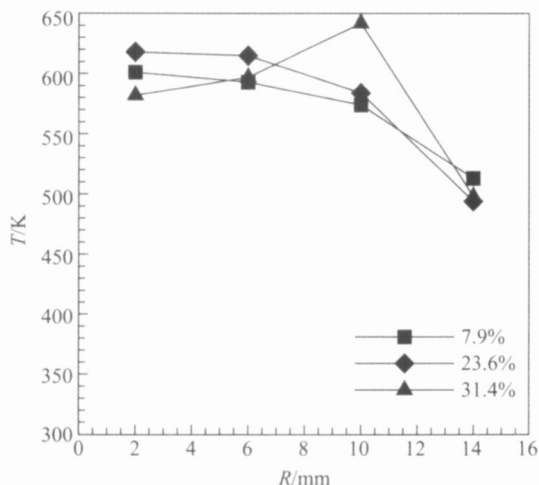


图8 相同总流量不同二次喷注流量的温度曲线

Fig. 8 Temperature curves in the same total flux and different flux of downstream dilution

在进行结构设计时主要考虑的因素是方案的可行性和结构的安全性,头部边缘区的保护孔氧气流量大,占头部总流量的30%~60%,边缘区集中了大量的常温氧气,因此边缘区温度没有得到改善,在进一步研究中需要改进。

3.2 二次喷注对结构的影响

身部二次喷注23.6%流量和31.4%流量试验完成后,预燃室喷注面板表面的镍层出现变色和脱落。图9(a)为13次无二次喷注试验后的喷注面板,除点火器出口端面氧化变色外,面板其余各处镍层无变色无脱落。图9(b)为二次喷注试验后的喷注面板,镍层明显变色和脱落,点火器出口端面有轻微烧蚀。在结构一定、总流量一定的情况下,二次喷注流量的增加使头部流量下降,头部喷注压降减小,另外二次喷注氧气径向喷入对轴向流动的阻碍作用使燃烧靠近喷注面板,两者综合

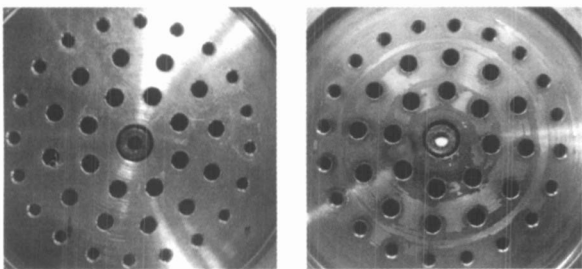


图9 二次喷注试验前后喷注面板

Fig. 9 Injector faceplate before and after downstream dilution experiments

作用造成喷注面板附近温度高,镍层在高温富氧情况下变色和脱落。

4 结 论

通过分析富氧预燃室结构设计和试验的难点,设计并试验了富氧预燃室。从26次成功试验可以得到以下结论:

1) 分区燃烧方案可以有效地保证富氧预燃室点火及火焰的维持,边缘区的常温氧气避免高温热燃气接触壁面,结构安全可靠。

2) 富燃点火启动富氧关车的试验时序方案满足试验要求,富氧预燃室成功点火且无结构烧蚀。

3) 径向二次喷注流量变化对燃气温度分布均匀性有显著影响,初步试验结果表明存在一个径向二次喷注流量使燃气温度均匀性达到最佳。径向二次喷注对轴向流动的扰动阻碍作用使掺混和燃烧向喷注面靠近,影响到喷注面板的热防护。

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.
- [2] Farhangi S, Hunt K, Tuegel L, et al. Oxidizer rich preburner for advanced rocket engine application [R]. AIAA 94-3260.
- [3] Katargin B I, Chvanov V K, Chelkis F J. Oxidizer rich staged combustion rocket engines use and development in Russia [R]. AIAA 95-3607.
- [4] 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).
- [5] Gloyer P W, Knuth W H, Crawford R A. Oxygen rich gas generator design and performance analysis [R]. AIAA 93-2159.
- [6] Grenda J M, Deshpande M, Frohman A, et al. Downstream dilution of oxygen rich preburners by LOX injection [R]. AIAA 96-2952.
- [7] Jacinto M A. The need for oxygen compatible materials [R]. AIAA 99-2754.
- [8] 汪小卫,金平,俞南嘉,等.富氧预燃室试验启动过程研究[J].航空动力学报,2007,22(12):2119-2123.
WANG Xiaowei, JIN Ping, YU Nanjia, et al. Start-up of an experimental oxidizer rich preburner [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 2119-2123 (in Chinese).