

同轴氢氧谐振点火器试验研究^{*}

俞南嘉, 张国舟, 宋雅娜, 马 彬, 童晓艳

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 在环形喷嘴气动谐振加热的试验研究基础上, 对同轴氢氧谐振点火器进行了点火性能试验和反压试验研究, 结果表明: 点火器能为液体火箭发动机可靠点火提供强大热流; 能重复多次点火, 寿命长; 点火器抗系统干扰能力强, 点火器出口反压快速增长时, 点火器不会熄火, 仍能持续提供稳定的氢氧火炬。非电钝感的同轴氢氧谐振点火器可作为正在研究发展中的可重复使用液体火箭发动机多次点火的优选方案之一。

关键词: 液体推进剂火箭发动机, 点火器, 点火试验, 性能测试

中图分类号: V434.24

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2004) 03-0267-04

Experimental investigation for coaxial hydrogen/oxygen resonance ignitor

YU Nan-jia, ZHANG Guo-zhou, SONG Ya-na, MA Bin, TONG Xiao-yan

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

Abstract: Gas-dynamic resonance heating tests for coaxial ring injector are performed for investigating coaxial hydrogen/oxygen resonance ignitor to validate the performance of resonance ignitor. It can be concluded from experiments that resonance ignitor can supply steady strong torch for liquid rocket engine ignition, multi ignition, and with long life span. The ignitor can work reliably when inlet pressure of hydrogen and oxygen changed and even when back pressure rise up quickly. Coaxial hydrogen/oxygen resonance ignitor is non-electric and bluntly sensible, which is good ignition scheme for the developing reusable liquid rocket engine.

Key words: Liquid propellant rocket engine; Igniter; Ignition test; Performance testing

1 引 言

随着可重复使用液体火箭发动机的研究进展, 气动谐振点火技术的应用已成为研究的热点。上一世纪, 美国曾利用气动谐振点火器成功地点燃了气-氢-气氧^[1-3], 但由于当时技术上还存在问题, 因而未在型号上得到应用。我们在分析国外气动谐振点火方案^[1,4,5]的基础上, 首次提出利用同轴组合喷嘴的新颖同轴氢氧谐振点火器方案, 研制了原理试验样件^[6], 并在此基础上研制了用于塞式喷管液体火箭发动机的多管谐振点火器^[7]。但对应用于液-氢-液氧火箭发动机的同轴氢氧谐振点火器的多次点火的可靠性、点火器结构的耐烧蚀性、氢氧供给系统压力的偏差以及燃烧室存在反压对点火器点火性能的影响未进行深入的研究, 本文的研究即是在此基础上进行的。

另外, 由于国内外从未对同轴喷嘴的谐振性能进行报道, 当前有关气动谐振加热的理论模型和数值分析距点火器设计的工程实用相差甚远, 因此必须对同轴喷嘴的谐振加热性能进行试验研究, 还需要通过试验得到气动谐振热效应最佳的结构参数和气动参数。

2 环形喷嘴气动谐振加热试验

采用氢氧组合喷嘴的同轴氢氧谐振点火器如图1所示。为了有生成氢氧火炬的合适氢氧混合比, 氢气由通道面积大的环形喷嘴喷入, 在谐振管内建立高频激波振荡、谐振管端部聚集高温氢气后, 再由中心圆喷嘴喷入氧气, 与高温氢气一触即燃, 生成氢氧火炬。在这以前国内外气动谐振加热的基础试验研究和理论分析都只限于圆形激励喷嘴。为了研制同轴氢氧谐振点火器, 用空气为谐振工质对环形喷嘴的气

* 收稿日期: 2003-07-15; 修订日期: 2003-11-17。

基金项目: 国家“八六三”项目 (863-2-3-4-10(4), 863-2-3-4-7); 航天科技创新基金 2000 年资助项目。

作者简介: 俞南嘉 (1974—), 男, 博士生, 研究领域为新型点火技术。

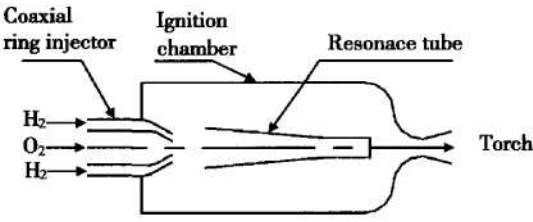


Fig. 1 Scheme of coaxial hydrogen/oxygen resonance ignitor

动谐振加热进行了基础试验研究, 主要包括: 喷嘴入口压力、排气面积、喷嘴与谐振管间距等气动参数与结构参数变化对谐振加热性能的影响, 结果表明: 只要环形喷嘴大径优选尺寸范围(比同样尺寸谐振管的优选圆喷嘴内径略大)和大径与小径之比 ≥ 2 。环形喷嘴有近似于圆喷嘴的气动谐振加热特性, 如图 2 所示。和圆形喷嘴一样, 环形喷嘴的气动谐振加热效应也随气动参数和结构参数的变化而变化, 如图 3 所示, 当喷嘴和谐振管的结构参数、排气孔尺寸都给定时, 谐振管端部外壁温度随喷嘴进口压力的提高而升高, 对于给定的压力, 从喷嘴到谐振管的间距 G 有一段范围, 其对应有好气动谐振热效应(一组典型试验的曲线如图 4 所示)。

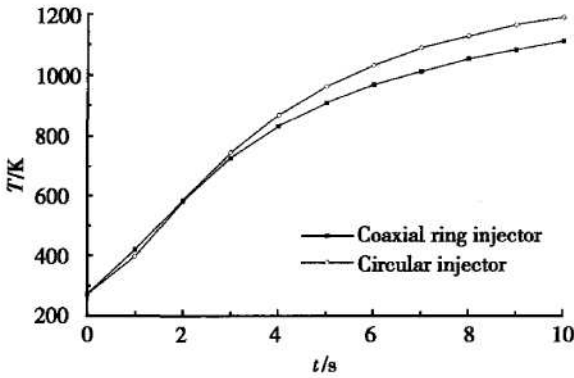


Fig. 2 Comparison of resonance heating performance between coaxial ring injector and circular injector

成功的环形喷嘴气动谐振加热试验结果为同轴氢氧谐振点火器的研制奠定了基础, 其不需要在谐振管尾部端头由氧气顶开压力作动阀, 让一部分氧气从端部进入谐振管并与高温氢气生成火炬^[1], 去掉小孔、小阀, 使同轴氢氧谐振点火器结构紧凑、重量轻、工作更安全、更可靠。

3 点火器点火性能试验

按环形喷嘴气动谐振加热试验所得气动谐振热效应好的结构和气动参数, 设计研制了同轴氢氧谐振

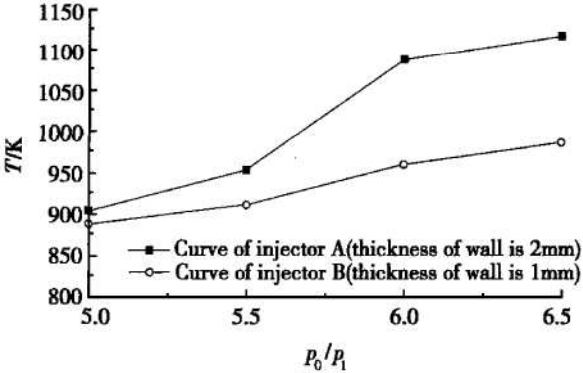
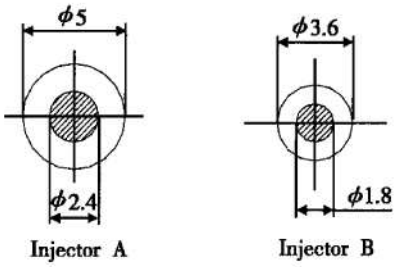


Fig. 3 Dimension of two-type coaxial ring injectors and their resonance heating curves

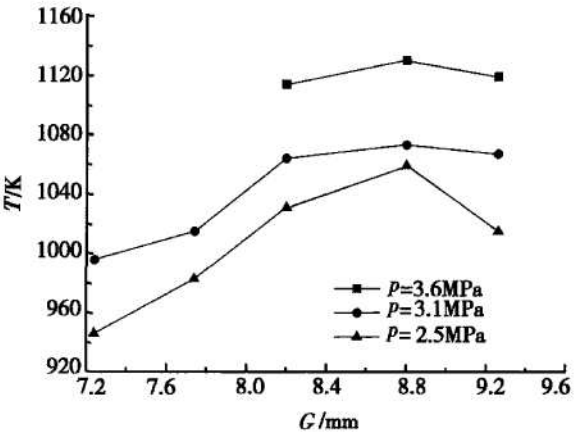


Fig. 4 Resonance heating experiments with the change of inlet pressure and distance between injector and resonance tube

点火器, 进行了点火性能试验研究。

3.1 可靠点火试验

为了保证发动机可靠点火, 点火器必须能提供强大的热流, 即要求点火器能够提供高的火炬温度 T 和大的火炬流量 Q_m 。试验结果表明: 同轴氢氧谐振点火器的火炬温度在 900~ 1000K, 火炬总流量约为 30g/s, 这样大的热流能在点火器附近的高能区迅速气化液氢液氧, 并很容易将氢氧混气点燃。

表 1 的点火试验结果还表明: 通过改变氢气和氧气喷嘴前的压力改变组元混合比 γ 和火炬流量, 使火炬的温度可在 853~ 1007K, 火炬的总流量可在 26.3

~ 49.6g/s 之间调节, 以满足不同吨位级氢氧火箭发动机可靠点火的要求。

Table 1 Some experimental results of coaxial hydrogen/oxygen resonance ignitor

p_{2H}/MPa	2.00	1.99	2.02	2.56	3.00	3.66
p_{2O}/MPa	1.55	1.82	1.93	1.97	2.31	2.98
$Q_m/(g/s)$	26.3	28.3	29.6	34.1	40.5	49.6
γ	0.72	0.89	0.93	0.76	0.75	0.81
T/K	853	953	1007	887	861	912

3.2 点火器寿命试验

同轴氢氧谐振点火器从点火原理和结构设计都保证了其可以多次点火, 但组合喷嘴的同轴性在工艺上难以精确保证, 影响温度场分布的均匀性, 谐振管端面时有高温烧蚀现象产生。后将谐振管端面的材料改为耐高温的钎合金材料, 点火器烧蚀现象得以解决。

虽然同轴氢氧谐振点火器在很短的时间内可以产生足以点燃主推进剂的氢氧火炬, 为实现点火只需要点火器短时间工作, 但为了点火安全, 在主推进剂喷入后还希望点火源能跟一段时间, 为此我们进行了 8 次工作时间 $t > 2\text{s}$ 的点火试验, 其中一次点火火炬温度为 939K 时的工作时间长达 6.1s, 点火器完好无损。

另外, 通过点火试验发现, 点火器出现烧蚀现象通常发生在点火器的起动阶段。这主要是由于在这一阶段氧气无法与氢气很好的混合, 从而使局部的温度过高, 造成点火器结构的烧蚀, 而长时间的点火可以使点火器在其点火腔内形成稳定的压力, 使得燃烧更加充分, 反而不易烧蚀点火器的结构材料。因此通过对同轴氢氧谐振点火器共进行了 25 次点火试验, 总工作时间超过 47s, 火炬温度范围为 853~ 1007K, 点火器结构未发现烧蚀现象, 仍可继续进行点火。其中部分试验结果列于表 2 中。

Table 2 Some life-span experimental results of coaxial hydrogen/oxygen resonance ignitor

No.	1	2	3	4	5	6
t/s	6.1	4.0	2.3	1.8	1.6	0.8
T/K	939	853	921	940	1007	882
Status of ignitor	Good	Good	Good	Good	Good	Good

3.3 供给系统压力变化对点火性能的影响

对于同轴氢氧谐振点火器, 理论和试验结果表明结构参数和气动参数必须有恰当地匹配才能建立起所要求的特定的气动谐振条件, 点火器才能生成要求的氢氧火炬, 但是如表 1 的中压同轴氢氧谐振点火器的部分试验结果所示, 对于一个点火器, 能够产生强的谐振加热的氢气入口压力值有一个范围, 相对于一个氢气入口压力, 能够产生氢氧火炬的氧气入口压力也有一个范围, 这两个范围相对偏差都达到 85%。为此当综合多种因素, 确定点火器氢、氧进口压力的额定值后, 纵然由于多种因素干扰, 系统供应的氢、氧压力有波动, 也不会影响点火器可靠地生成氢氧点火火炬。

3.4 反压试验研究

当气动谐振点火器成功点火并产生点火火炬, 进而点燃主推进剂后, 燃烧室压力会很快上升。为研究火箭发动机燃烧室中的压力对气动谐振点火装置的影响, 主要是点火器出口的反压会不会改变喷嘴-谐振管系统的流场结构, 会不会引起谐振点火器熄火, 为此进行了气动谐振点火器反压试验的研究。

反压试验系统的原理简图如图 5 所示。气动谐振点火器的出口处设置一个燃气截止阀, 当气动谐振点火器顺利点火并产生点火火炬以后, 快速关闭燃气截止阀, 从而燃气仅能从在谐振点火器的侧壁上所设置的反压调节器的孔中排出, 由于排气孔面积的减小, 从而在点火器的出口建立起了一个高压区域。通过调节点火器出口侧壁上反压调节器排气孔的大小, 可以调节点火器出口反压大小。

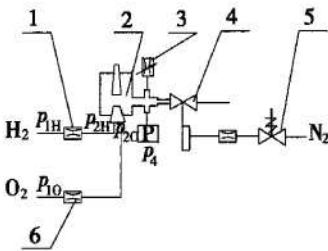


Fig. 5 Scheme of back pressure experimental system

- 1) Sonic injector of hydrogen 2) Gas dynamic resonance ignitor
- 3) Back pressure adjuster 4) Torch throttle
- 5) Electromagnetism valve 6) Sonic injector of oxygen

当气动谐振点火器出口反压从 2.20MPa 变化到 4.29MPa 时, 氢氧火炬的总流量变化不大于 10%。反压试验结果如表 3 和图 6 所示。

Table 3 Back pressure experiment results

No.	1	2	3	4
p_{4max}/MPa	2.20	3.37	3.70	4.29
p_{1H}/MPa	7.12	7.12	7.15	7.64
p_{10}/MPa	6.95	6.95	6.94	7.50
p_{2H}/MPa	1.92	1.94	1.95	2.08
p_{20}/MPa	1.95	1.93	1.95	2.12
p'_{2H}/MPa	2.70	3.69	4.00	4.47
p'_{20}/MPa	2.72	3.77	4.08	4.48
γ	0.67	0.66	0.65	0.71
$Q_m/(\text{g/s})$	28.78	28.83	29.05	31.22
$Q'_m/(\text{g/s})$	28.73	28.54	28.32	30.51

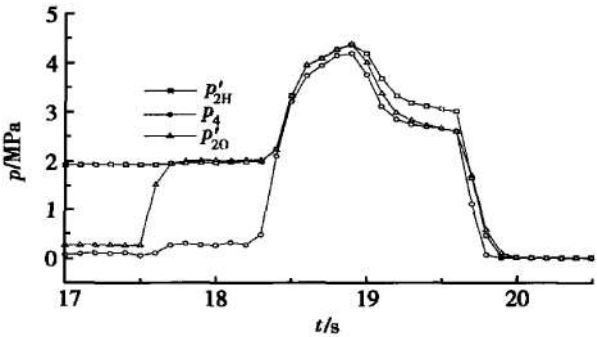


Fig. 6 Pressure curve of back pressure experiment

从上面的图表中看出,在燃气截止阀关闭后 0.3s,点火器出口反压即可达到 3.84MPa,约为反压峰值(4.29MPa)的 89.5%,这比真实发动机中的工况还要恶劣。随着点火器出口反压的增加,虽然氢、氧喷嘴前的压力将随着反压的增加而增加,喷嘴-谐振管系统的流场随之有所改变,但点火器工作仍然十分稳定。并且当氢、氧路上声速喷嘴进口压力能够保持声速喷嘴为超临界状态则可以保证点火流量不变。所以为了确保燃烧室可靠点火、起动,同轴氢氧谐振点火器的点火火炬可以稳定可靠的维持到燃烧室的额定工作状态。

以上试验是在实验室环境下进行的,环境温度为 5.5~ 29℃,外界压力为大气压,并未进行极限状态下的试验。另外研制的同轴氢氧谐振点火器为工程原理样件,其主体材料为不锈钢,如要配合发动机进行地面点火试验,必须将材料改为高温合金,同时工艺上应按军品要求生产。

同时还研制了低压同轴氢氧谐振点火器,其氢喷嘴前压力降低至约 0.5MPa,氧喷嘴前压力降低至约 0.3MPa,点火器仍能够可靠点火,测得火炬温度约为

900K,火炬流量约为 10g/s。

4 结 论

(1) 气动谐振加热试验结果表明: 环形喷嘴可以具有良好的气动谐振加热性能,与同等条件下圆形喷嘴的加热性能相当接近。这为同轴氢氧谐振点火器的研制奠定了基础。

(2) 中压同轴氢氧谐振点火器能为液体火箭发动机可靠点火提供强大热流,试验火炬温度达 853~ 1007K,火炬流量达 26.3~ 49.6g/s。

(3) 一个点火器试验件经 25 次点火,总工作时间超过 47s 仍完好无损,证实能重复多次可靠点火方案,寿命长。

(4) 点火器氢氧进口压力在 85% 的范围变化,不影响其可靠地生成氢氧点火火炬,点火器抗系统干扰能力强。

(5) 反压试验研究结果表明: 同轴氢氧谐振点火器出口反压增加,只要点火系统供应压力足够高,点火器就能保持稳定可靠的工作。

参考文献:

[1] Rocketdyne Engineering. Advanced ignition systems final report [R]. N71-35152, 1972.

[2] Phillips B R, Pavli A J. Resonance tube ignition of hydrogen-oxygen mixtures [R]. NASA TN D-6354.

[3] Butorin E A. Experimental study of gas-dynamic igniter [J]. Chemical and Petroleum Engineering, 1989, 24(7, 8).

[4] Immich H, Caporicci M. Status of the FESTIP rocket propulsion technology programme [R]. AIAA 97-3311.

[5] Niwa M, Kessaev K, Santana J A, et al. Development of a resonance igniter for GO₂/Kerosene ignition [R]. AIAA 2000-3302, 2000.

[6] 张国舟, 童晓艳, 梁国柱, 等. 液体火箭发动机气动谐振点火技术的研究 [J]. 宇航学报, 2001, 22(4).

[7] 童晓艳, 张国舟, 马 彬, 等. 多推力室的气动谐振点火器研究 [J]. 推进技术, 2002, 23(5). (TONG Xiaoyan, ZHANG Guozhou, MA Bin, et al. Research on gas dynamic resonance igniters of multi-thruster [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(5).)

(编辑: 朱立影)