

文章编号: 1000-8055(2005) 03-0523-06

基于气动谐振点火器的氢氧变轨 火箭发动机地面点火试验

宋雅娜¹, 俞南嘉¹, 马彬¹, 周文禄², 黄翔²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083;

2. 北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘要: 结合气动谐振点火器进行头部设计的氢氧变轨火箭发动机是一项新颖化学火箭推进技术, 尤其适于空间站应用。在对适用于发动机头部结构方案的同轴氢氧谐振点火器进行大量特性试验研究的基础上, 先后成功进行了发动机头部点火, 发动机整体的单脉冲、双脉冲以及 3.0 s 稳定燃烧几种工作状态下的多次试车试验, 研制出满足相关技术要求的发动机地面试车样件。

关键词: 航空、航天推进系统; 液体火箭发动机; 变轨控制; 气动加热; 点火试验

中图分类号: V430; V433.9

文献标识码: A

Ground Ignition Test of an Orbit Maneuver H₂/O₂ Thruster Based on Gas Dynamic Resonance Igniter

SONG Ya-na¹, YU Nan-Jia¹, MA Bin¹,

ZHOU Wen-lu², HUANG Xiang²

(1. School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: Orbit maneuver hydrogen-oxygen thruster based on gas dynamic resonance igniter is a novel chemical propulsion technology especially prospective in space station application. Through large amounts of experimental investigation on adopted coaxial hydrogen-oxygen resonance igniter features, the thruster head ignition as well as thruster ground test were successfully conducted. The thruster ground tests included single-impulse, double-impulse and 3.0 seconds sustained run. Based on these ignition experiments and tests, thruster that met the proposed technical targets was developed.

Key words: aerospace propulsion system; liquid propellant rocket engine; orbit control; aerodynamic heating; ignition test

基于气动谐振点火器的氢氧变轨小推力发动机是一种新颖化学火箭推进技术。氢/氧作为常见的液体火箭发动机双组元推进剂组合, 燃烧热值

高而燃气温度较低, 且无毒、无污染, 具有安全、清洁、环保的物理特性, 不仅广泛用于大型运载火箭的助推及上面级中, 在一些飞行器的轨、姿控动力

收稿日期: 2004-06-28; 修订日期: 2004-09-01

基金项目: 国家 863 计划资助项目(863-704)

作者简介: 宋雅娜(1980-), 女, 河南许昌人, 北京航空航天大学宇航学院博士生, 主要从事气动谐振点火技术研究。http://www.cnki.net

装置中也有应用^[1,2]。对于空间站上轨、姿控发动机来说,如果采用氢氧作推进剂,不但具有上述优点,还可结合空间站上水的循环利用,将废水收集电解生成氢气和氧气,供给发动机,无需携带专门的推进剂,而电解水所需能量则可取自宇宙空间,如太阳能。另外,氢氧变轨发动机优选混合比范围为富氢,电解富余氧气可提供航天员呼吸之用,使空间站水资源在最大程度上得以合理的循环利用。因此,研制小推力氢氧变轨发动机具有很好的应用前景和价值。

氢/氧是非自燃的推进剂组合,需要有专门的点火装置。高能电点火虽然能够满足其多次重复点火要求,但由于其本身固有的静电和射频的干扰问题,增加了系统可靠工作的难度。同时,电点火装置系统结构重量大,为确保可靠点火通常还需有一套备用装置,这对于结构尺寸相对较小的轨、姿控发动机系统显然不适用。为此,需要引进先进、适用的新型点火技术。

经过大量的理论分析、计算及试验研究工作,气动谐振点火技术作为一种纯气动的新颖点火方法,证明可以多次重复、可靠工作,适用于多组非自燃推进剂尤其是氢氧的点火。随着气动谐振点火技术相关研究工作的不断成熟和完善,迄今已经研制了多种不同型式的气动谐振点火器,其中包括同轴氢氧谐振点火器,它可以实现多种工况下的氢氧重复、可靠点火,且结构简单、重量轻。从已有的研究成果来看,氢氧同轴谐振点火器完全可以胜任氢氧变轨发动机的起动点火要求^[3,4]。为进一步验证其用于发动机头部点火的可行性及工作性能,本研究又深入进行了可应用于发动机头部的同轴氢氧谐振点火器特性试验,并逐步开展了发动机的头部点火及整体试车点火试验,最终研制出满足相关技术要求的氢氧变轨发动机地面试验件,为其实际工程应用奠定了技术基础。

1 适用的同轴氢氧谐振点火器特性试验

已有研究工作表明,同轴氢氧谐振点火器是气氢、气氧适宜的谐振点火器结构方案,在相当大的氢氧喷嘴前压力及混合比范围内都能实现氢氧的稳定、可靠点火。为此在发动机头部结构设计采用了同轴氢氧谐振点火器,研制了流量及混合比与变轨发动机相匹配的同轴氢氧谐振点火器,并对其进行了相关特性试验。

空间飞行器轨、姿控发动机的主要任务是实

现飞行器变轨控制以及姿态或位置的修正和调节。这一方面要求其能够迅速响应并执行控制机构给出的推力指令,另一方面要求其具有多次可靠起动与关机以及进行间断或脉冲式工作的能力。相应地,实现发动机起动工作的点火器首先应当具有很好的时间响应特性,不但能够快速开关,实现脉冲工作,还要具有尽可能短的点火延迟时间,减小发动机的起动延迟。其次,在给定工作条件下点火器重复点火过程要稳定、抗干扰能力好,保证发动机多次工作的可靠性、稳定性。再有,点火器应具有较好的抗烧蚀性能,使发动机满足一定的工作寿命要求。针对以上这些技术要求与特点,对适用于变轨发动机的同轴氢氧谐振点火器进行了一系列的点火试验研究。

1.1 时间响应特性

气动谐振点火的基本原理就是利用气体谐振加热进行能量积聚,当积聚能量和温升满足氢氧着火要求时二者便会发生化学燃烧反应。因此,点火器点火延迟时间的长短取决于气动加热能量积聚速度的快慢,而气体谐振加热的速率则与产生谐振的气动及各项结构参数匹配密切相关^[5]。由于气动谐振加热过程十分复杂,目前还只能通过试验研究的方法,寻找气动谐振加热效率随气动及结构参数匹配的变化规律。基于大量的气动谐振加热基础试验,逐步改进并优选出了这些参数的最优组合,并在此基础上进行了点火器的点火试验,点火起动延迟最短为0.17 s,如图1所示。

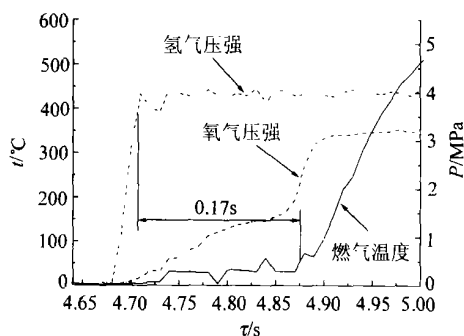


图1 点火器点火起动过程压强及温度曲线

Fig.1 Pressure and temperature curves for the starting phase of ignition test

图2是整个点火过程氢、氧压强及燃气测量温度随时间的变化曲线,从中可以看出,随着氧气压力的建立,燃气温度几乎也同步建立起来,氧气压力关闭,燃气温度随之下降,完成一个脉冲点火过程。

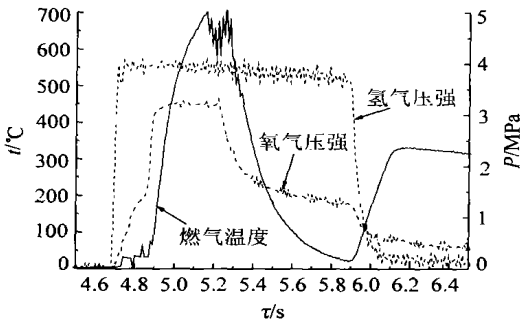


图2 点火器完整点火试验过程压强、温度曲线

Fig.2 Pressure and temperature curves for the complete process of ignition test

试验中燃气温度测量采用热电偶,其本身具有一定的响应时间,实际燃气温度的上升及衰减过程更快。另外,现有谐振加热装置材料均采用不锈钢,散热损失大,国外相关研究资料表明,采用耐高温且绝热性能好的材料,点火延迟时间仅有 $0.13\text{ s}^{[6]}$ 。如果在现有结构形式先进、参数优选的谐振加热装置中进行材料改进,点火器的起动延迟时间将可进一步大大减小。以上这些都表明了同轴氢氧谐振点火器具有好的起动时间响应特性。

1.2 重复点火工作特性

为确定点火器在一定条件下点火工作的可靠性及稳定性,需对点火器进行重复点火试验研究。表1为两组氢氧进入时序相同、喷嘴前压强条件相近时的点火试验结果对比,相应的对比曲线示于图3。

表1 2组相近试验条件下的点火试验参数表

Table 1 Parameters of two ignition process under similar working conditions

序 号	1	2
氢气喷嘴前压强/MPa	3.08	3.08
氧气喷嘴前压强/MPa	2.83	2.65
氢气谐振加热时间/s	0.17	0.18
点火器起动时间/s	0.20	0.18
燃气测温/°C	720	715

从上面的图表中可以看出,这两组试验氢、氧的喷嘴前压力条件并不完全相同,但燃气温度却十分接近,两次点火的起动时间相差 $>20\text{ ms}$,说明点火器抗干扰能力强,重复工作性好。下面还对

点火器喷嘴前压力在较大范围内变动时进行了一定的点火试验研究,确定出可靠点火的点火组元混合比范围及火炬温度范围。

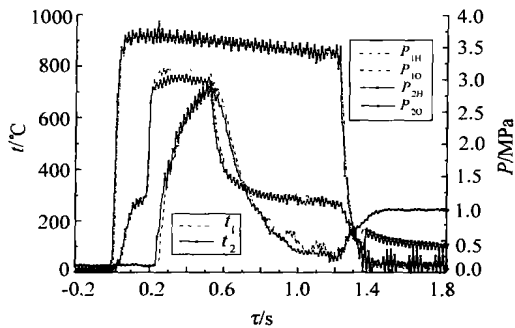


图3 近似工况点火过程压力、温度对比曲线

Fig.3 Comparison of pressure and temperature curves for two ignition process under similar working conditions

1.3 改变氢氧压力比的点火试验

在氢氧组合喷嘴尺寸一定的条件下,通过改变氢氧的喷嘴前压强比来改变二者混合比及燃气温度。这里调定氢气喷嘴前压强,改变氧气喷嘴前压强进行试验,部分试验结果列于表2。当氢气喷嘴进口压强为 3.2 MPa ,氧气喷嘴进口压强在 $2.4\sim 3.0\text{ MPa}$ 之间,氧气与氢气的混合比范围为 $0.64\sim 0.80$ 时,同轴氢氧谐振点火器均可成功点火,实测燃气温度为 $818\sim 1\,078\text{ K}$ 。点火器起动快速性好且工作安全、可靠,没有烧蚀。

通过改变氢氧的喷嘴前压强比/混合比可以实现点火燃气温度的调节,更好地满足发动机点火要求。

表2 不同氢氧喷嘴前压强比下的点火试验

Table 2 Ignition test under different hydrogen/oxygen pressure ratio

序号	$P_{\text{H}_2}/\text{MPa}$	$P_{\text{O}_2}/\text{MPa}$	是否点燃
1	3.2	2.4	点燃
2	3.2	2.5	点燃
3	3.2	2.6	点燃
4	3.2	2.7	点燃
5	3.2	2.9	点燃
6	3.3	3.0	点燃

1.4 抗烧蚀性能

同轴氢氧谐振点火器从点火原理和结构设计

都保证了其可靠、安全点火的能力,但尺寸小型化的氢氧同轴组合喷嘴在工艺上难于保证十分好的同轴性,使点火燃烧温度场分布不均,在点火混合比过高时会引起谐振管口烧蚀,将谐振管口材料改为耐高温钨合金,其抗烧蚀能力大大提高,烧蚀问题基本解决。

在对同轴氢氧谐振点火器进行大量脉冲点火试验后发现,点火燃烧温度场还与点火器排气结构形式有很大关系。当点火器排气孔中心线平行轴向时,不利于点火组元的周向扩散、混合燃烧,混合比较大时容易烧蚀管口,而排气方向沿径向时混合燃烧情况大大好转。对采用径向排气结构的谐振点火器进行了大量的脉冲点火试验,在试验的混合比范围内没有烧蚀问题。另外,点火燃烧不均匀性主要出现在起动阶段,这时点火器腔中的氢氧点火燃烧无法完全均匀,但当燃气火炬建立后氢氧气体与燃气火炬的燃烧就能十分稳定、均匀。因此,脉冲点火可以检验点火器的抗烧蚀能力,对点火器进行的几次稳定燃烧时间为3 s 的点火试验进一步证明了这一点。

大量的点火试验研究结果表明,同轴氢氧谐振点火器能够胜任氢氧变轨火箭发动机头部点火要求。

2 发动机头部试验研究

由于同轴氢氧谐振点火器所取混合比远小于发动机混合比,发动机头部采用了点火器与主氧喷嘴相结合的结构方案,即先由氢气与小部分氧

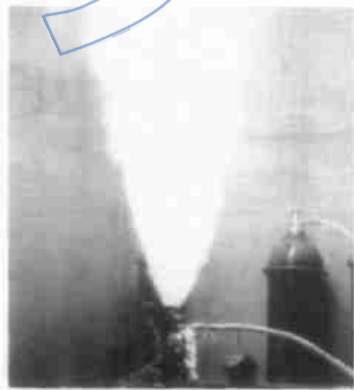


图4 发动机头部点火器试验

Fig. 4 Igniter experiment in thruster head

气通过同轴氢氧谐振点火器产生点火燃气,其再与主体氧气进行混合燃烧。因此,发动机头部点火试验主要分为2个步骤,首先是点火组元在点火器中的点火试验,其次是点火组元与主氧都参与

的全组元点火试验,这样既检验了同轴氢氧谐振点火器在发动机头部内的工作可靠性,还可确定主氧喷嘴结构方案的合理性。

由于发动机身部推力室前端有一段无法冷却部分,在头部全组元点火试验时用一内径与推力室相同的不锈钢圆环段与头部固定,模拟未冷却长度部分,通过实际点火确定发动机头部燃气温度对其受热的影响效果。

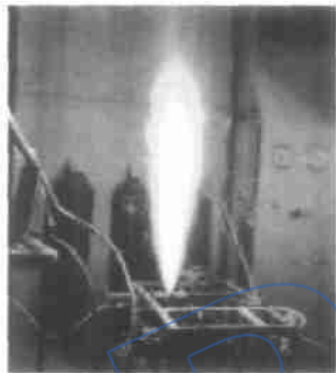


图5 连接模拟身部未冷却段的头部全组元试验

Fig. 5 Total flow rate ignition test of thruster head with an un-cooling simulation part

图4和图5分别为头部点火器以及带身部未冷却模拟段的全组元点火试验录像图,二者起动时间相同。在图5对应点火试验后检查不锈钢圆环体,没有丝毫局部偏烧或氧化迹象,说明了发动机头部结构方案的合理性。

3 发动机热试车

在发动机地面热试车阶段,主要进行性能与相关技术指标测试,其推力室采用壁面强制水冷却方式,并通过法兰盘与头部连接。试车内容主要

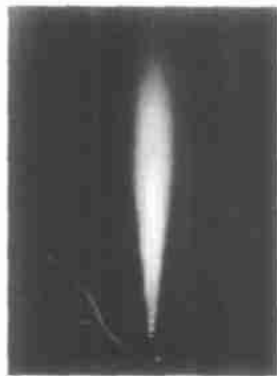


图6 发动机试车试验录像图

Fig. 6 Video picture of thruster ignition test

包括发动机单脉冲、双脉冲、3 s 稳定燃烧几种工作状态下的点火试验, 相关技术参数见表 3。

表3 发动机热试车主要技术参数

Table 3 Primary technical parameters for thruster ignition test

氢气流量/(g/s)	15.7~15.3
点火氧气流量/(g/s)	12.5~11.4
氧气总流量/(g/s)	35.9~32.7
推进剂总流量/(g/s)	51.6~48.0
混合比	2.32~2.14
燃烧室室压(绝对)/MPa	0.90~0.80
理论燃烧温度/℃	2 284~2 170
真空理论比冲/(m/s)	4 549~4 519
海平面理论比冲/(m/s)	3 151~3 074

观察发动机实际试车现场及过程录像, 每次试车均能可靠而稳定的起动、关机, 中间工作过程

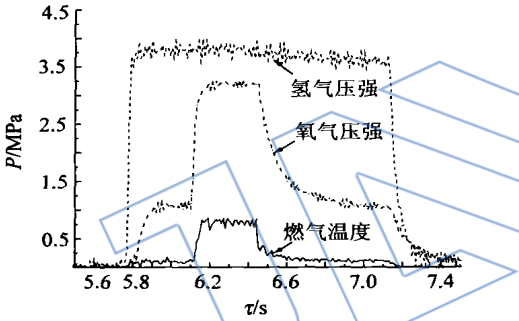


图7 发动机脉冲试车压力曲线

Fig. 7 Pressure curves for thruster impulse ignition test

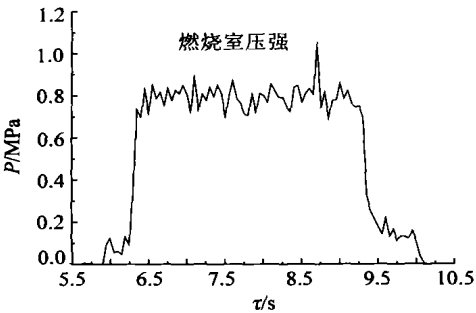


图8 发动机3.0 s点火试车燃烧室压力曲线

Fig. 8 Thruster chamber pressure of 3 s ignition test

尾部喷出火焰明亮、均匀, 有规则, 喷管口处可以清晰地观察到由于高温燃气与外界环境之间膨胀与压缩交替作用而产生的激波串, 如图6。另外, 试车测量数据结果显示, 在同轴氢氧谐振点火器中点火氧气进入的同时燃烧室中压力近乎同步建立, 见图7。发动机与点火器之间几乎没有延迟,

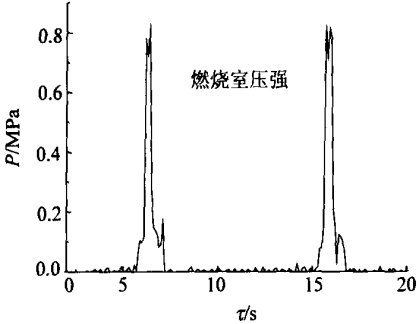


图9 发动机双脉冲点火试车燃烧室压力曲线

Fig. 9 Thruster chamber pressure of double impulse ignition test

发动机快速起动响应时间 $\gt 0.2$ s, 满足其起动时间要求。图8和图9分别为发动机3 s稳定燃烧及双脉冲试车试验时的燃烧室压力曲线。

4 结 论

- (1) 结合电解水技术研制空间站氢氧变轨火箭发动机可以使站上水资源得以最充分的循环利用, 具有很好的研究价值和前景。
- (2) 将同轴氢氧气动谐振点火器用于氢氧小推力变轨火箭发动机的头部结构, 是一项新颖的化学火箭推进技术, 很好的解决了小推力氢氧火箭发动机的多次重复、可靠点火问题。
- (3) 针对可用于发动机头部结构尺寸小型化的同轴氢氧谐振点火器进行了大量特性试验研究, 研究结果表明其具有好的点火时间响应特性、重复工作可靠性及一定的抗烧蚀能力, 可满足发动机头部的点火要求。
- (4) 对发动机头部进行的点火器及全组元点火试验证明发动机头部结构设计方案合理, 燃气温度可以满足身部冷却条件。
- (5) 成功进行了发动机的单脉冲、双脉冲及3 s 稳定燃烧几种工况下的地面试车试验, 各项技术指标均符合设计技术要求, 为小推力氢氧变轨火箭发动机在空间站上的工程应用奠定了技术基础。

参考文献:

[1] 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: 2~9.

[2] 陈光. 航空宇航推进理论与技术·中国现代科学全书[M]. 重庆: 重庆出版社, 2000: 191~198.

[3] 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): 81~84.
Zhang Guo-zhou, Tong Xiao-yan, Liang Guo-zhu, et al. Investigation on Gas Dynamic Resonance Ignition Technology for Liquid Propellant Rocket Engine [J]. *Journal of Aeronautics*, 2001, 22(4): 81~84.

[4] 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): 402~405.
Tong Xiao-yan, Zhang Guo-zhou, Ma Bin, et al. Research on Gas Dynamic Resonance Igniters of Multi-Thruster [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(5): 402~405.

[5] 梁国柱, 马彬, 张国舟, 等. 气动谐振点火技术研究[J]. 推进技术, 2001, 22(4): 286~289.
Liang Guo-zhu, Ma Bin, Zhang Guo-zhou, et al. Investigation on Gas Dynamic Resonance Tube Ignition Method [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2001, 22(4): 286~289.

[6] Phillips B R, Pavli A J. Resonance Tube Ignition of Hydrogen-Oxygen Mixtures [R]. *NA SA T N D - 6354*, 1971.

