

爆震波点火器在氢氧塞式喷管的工程应用

¹郭红杰, ¹梁国柱, ¹马 彬, ¹刘 宇, ²信 伟, ²郑孟伟
(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: 建立了氢氧爆震波点火器试验系统, 并根据试验塞式喷管发动机工作状态要求设计了爆震波点火器。在高空条件下 (0.005~0.002MPa), 爆震波点火器供气压力 0.3MPa、混合比 3 左右, 对爆震波点火器的点火性能进行了试验, 成功实现了高空条件下爆震波点火火炬。在同样高空条件下对爆震波点火器点燃单元塞式喷管试验发动机成功进行了点火试验。试验结果表明, 氢氧爆震波点火器能以较低的供气压力实现可靠点火。爆震波点火器在气氧单元塞式喷管试验发动机点火的成功应用, 为下一阶段应用于多管塞式喷管发动机的实际点火试验提供了技术基础。

关键词: 液体火箭发动机; 爆震波; 点火器; 塞式喷管

中图分类号: V432

文献标识码: A

文章编号: (2006) 06-0016-04

Engineering application of detonation wave igniter on hydrogen-oxygen aerospike nozzle engine

¹Guo Hongjie, ¹Liang Guozhu, ¹Ma Bin, ¹Liu Yu, ²Xin Wei, ²Zheng Mengwei
(¹Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
²Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: Experiment of the testing system of hydrogen-oxygen detonation wave igniter was performed. To investigate the ignition capability on high altitude of the detonation wave igniter designed for the test requirement, ignition experiments were conducted at 2000Pa~5000Pa in a gas environment, and ignition torch was created successfully. With the same pressure of environment gas the detonation wave igniter ignited the single combustion chamber aerospike nozzle engine. The results found the technique base of the application of the detonation wave igniter to multi-chamber aerospike nozzle engine.

Key words: liquid rocket engine, detonation wave, igniter, aerospike nozzle engine

收稿日期: 2006-04-06; 修回日期: 2006-08-30。

作者简介: 郭红杰 (1978—), 男, 博士研究生, 研究领域为液体火箭发动机点火技术。

1 引言

爆震波点火是一种利用高温高压的爆震波核心,实现多位置同步点火的新型点火器。具有简单可靠,使用方便,所需能量输入低,点火延迟时间短等优点,多处同步点火性能极好。爆震波点火器曾用于X-33全尺寸样机地面点火试验^[1],国内也进行了此方面研究,并实现了爆震波点火器5单元点火火炬^[2,3,4]。

本文设计和建立了高空条件爆震波点火试验系统,对爆震波点火器在高空条件下的点火可靠性做了大量试验,在国内首次成功实现了单元塞式喷管试验发动机爆震波点火,并且在高空条件下多次成功点燃气氢氧塞式喷管发动机,为其以后用于多管发动机点火打下技术基础。

2 试验系统

2.1 爆震波点火器工作原理

爆震波点火器一般由预混点火室、爆震波导管、点火单元和火花塞组成。其原理方案如图1所示。

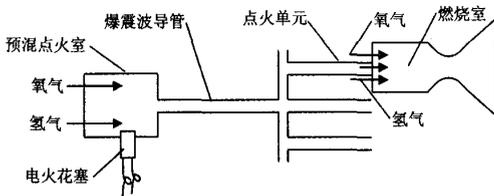


图1 爆震波点火器原理方案

Fig.1 Diagrammatic sketch of the detonation wave igniter

氢氧气体在预混点火室以及爆震波管路中混合,火花塞打点燃预混点火室气体,形成爆燃波,在爆震波导管中发展成为爆震波,爆震波在管路中迅速传播到点火位置,实现主推进剂点火。

2.2 点火器试验系统

爆震波点火器试验系统包括气源供应及试验

件系统和数据采集及控制系统^[2]。气源供应及实验件系统包括高压和低压氢氧气体供应、各种管件阀门、爆震波点火器组件等。

数据采集及控制系统包括数据处理计算机、高速数据采集卡、数字I/O控制卡、各种传感器变送器。计算机通过数字I/O控制卡控制氢氧电磁阀以及火花塞的工作,从而根据预设的时序控制整个实验的进程。温度、压力等信号通过高速数据采集卡传输到计算机进行数据处理并存储。

当爆震波点火器用于气氢氧塞式喷管发动机点火时,试验系统包含了相应的发动机气路供应和控制系统,采集的数据点位置如图2所示。

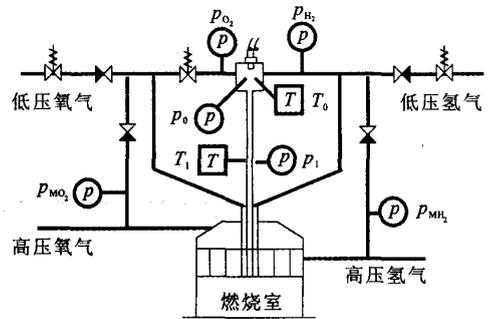


图2 发动机试验采集位置示意图

Fig.2 Sampling position on the testing system

整个系统工作流程如下:低压氢氧气体进入爆震预混室,火花塞打火,管路中形成爆震波,爆震波传播到燃烧室,并在发动机燃烧室内形成火炬,之后发动机高压氢氧气体进入,燃烧室内成功点火,发动机进入稳定工作状态。

3 试验结果与分析

3.1 爆震波点火器地面点火试验

爆震波点火器地面点火试验是为了检验爆震波点火系统的工作能力以及系统工作性能,便于与发动机系统的协调工作。

首先对此单元点火器进行了单独地面点火试验。根据以前实验结果^[2,4],选定试验初始条件:氢氧混合比为3左右,供气压力约为0.3MPa(表

压)。进行了多次单独地面点火试验,点火单元出口形成稳定燃烧的氢氧火炬(图3)。试验结果表明,成功点火已有可靠保障,在设定的混合比和压力下,均能成功点火。试验压力和温度曲线见图4和图5。

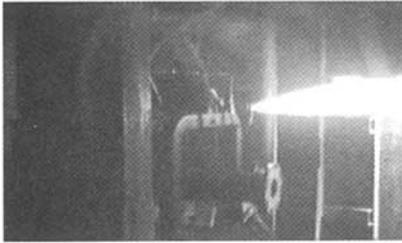


图3 爆震波点火器地面试验

Fig.3 Photograph of the igniter experiment of ground altitude

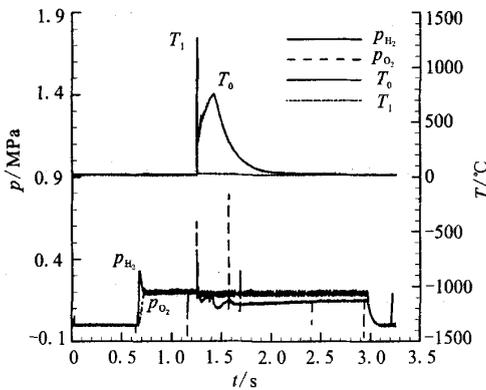


图4 爆震波点火器地面试验测试曲线

Fig.4 Plot of the igniter experiment of ground altitude

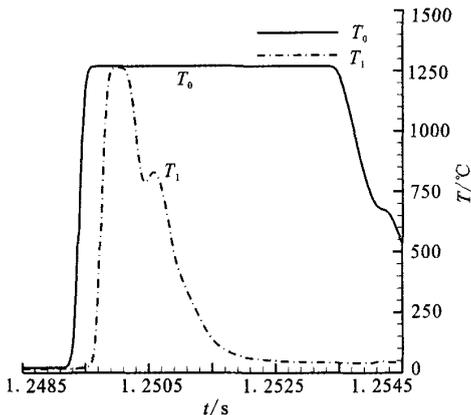


图5 爆震波点火器地面试验爆震波温度曲线

Fig.5 Temperature plot of the detonation wave of a ground altitude experiment

图4中 p_{H_2} 为爆震预混室进口处氢气压力, p_{O_2} 为爆震预混室进口处氧气压力。 T_0 为爆震预混室内温度, T_1 为爆震波导管上距爆震预混室500mm处温度。图5为地面试验爆震波温度曲线, T_0 是爆震预混室内的温度, T_1 为爆震波导管上距爆震预混室500mm处温度。可以看到爆震波峰温度超过了热电偶的量程(1300°C)。

3.2 爆震波点火器高空试验

点火器高空点火试验的目的为观察高空点火与地面点火的不同点,测试高空条件下爆震波点火器的点火性能和点火特性,为以后在高空环境下点燃发动机试验做准备。

高空试验与地面点火试验有很大不同,在地面点火成功的压力流量条件下,高空点火未必能够成功。与地面点火同样条件下,很多次出现能产生爆震波,却无法形成爆震波火炬的情况,改变压力与混合比效果均不明显。初步分析是由于在高空中,没有反压,氢氧混气扩散太快,导致混气浓度不够,以至于爆震波不足以点燃混合气体。后来从点火单元同轴管路结构本身着手,改进了结构,保证了点火成功。

在0.005MPa高空条件下,多次爆震波点火器单独点火实验均获得成功(图6)。

对试验结果分析认为,在发动机中点火时,由于发动机燃烧室对气体的约束作用,点火状况要优于单独点火时的混气条件。

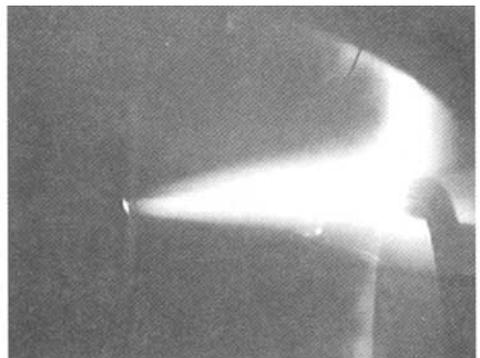


图6 点火器高空单独点火试验

Fig.6 Photograph of the igniter torch of high altitude experiment

3.3 点燃塞式喷管发动机试验

该试验分两部分,一是爆震波点火器在发动机内的单独点火试验,二是高空条件下爆震波点火器点燃发动机的试验。目的是为了试验安装在发动机上的点火器点火情况以及点火能力,进一步检验爆震波点火器高空条件下点火效果,检验该点火器能否成功点燃真实的试验发动机。

高空条件发动机点火试验分别采集发动机主路氢氧推进剂压力 p_{MO_2} 和 p_{MH_2} 、爆震预混室入口氢氧压力 p_{O_2} 和 p_{H_2} 、爆震预混点火室内温度 T_0 和压力 p_0 、爆震波导管上 500mm 处温度 T_1 和压力 p_1 。

按照预定方案进行试验,真空度 0.005MPa,爆震预混室入口氢氧压力分别为 0.28MPa (表压)、0.34MPa (表压),点火器单独点火试验成功 (图 7)。



图 7 装在发动机燃烧室内的爆震波点火器点火试验
Fig.7 Photograph of the igniter torch inside the aerospike engine of high altitude experiment



图 8 爆震波点火器高空条件下成功点燃塞式喷管发动机
Fig.8 Photograph of the ignition of the aerospike engine of high altitude experiment

在多次高空点火试验成功的基础上,真空度 0.004MPa 条件下,爆震预混室前氢氧表压压力分别为 0.43MPa 和 0.44MPa,进行了单元塞式喷管

发动机的爆震波点火试验,发动机成功点火 (图 8)。真空度 0.002MPa 条件下,爆震预混室前氢氧表压压力分别为 0.4MPa 和 0.47MPa,发动机成功点火。在真空度 0.0025MPa 条件下,爆震预混室前氢氧表压压力分别为 0.42MPa 和 0.35MPa,发动机成功点火。

实验结果表明,实验设计的爆震波点火器在高空条件下 (0.004MPa、0.0025MPa 与 0.002MPa) 可以成功点燃塞式喷管发动机,点火可靠性有保证。

4 结论

通过对爆震波点火器在氢氧塞式喷管发动机上的应用试验研究,对氢氧爆震波点火器的研究表明:

(1) 爆震波点火器无论是在地面条件还是在高空条件下,都能够在较低的供气压力和较小的流量条件下实现可靠点火。点火可靠性有保证。

(2) 爆震波点火技术点火延迟时间短,点火能量高,爆震波传播速度快,可以迅速在较远的点火位置实现点火。

(3) 爆震波点火器在用于实际氢氧塞式喷管发动机时,点火可靠,点火器流量方便调节,与发动机工作条件相适应。

(4) 通过实验研究,证实了爆震波点火技术在氢氧塞式喷管发动机上的点火性能,为以后多管发动机试验及用于实际氢氧发动机打下试验基础和技术基础。

参考文献:

- [1] Walter S K. Research & technology 1998[R]. NASA TM-1999-208815.
- [2] 郭红杰,梁国柱,马彬等.爆震波点火技术基本特性实验[J].推进技术,2005,(1).
- [3] 郭红杰,梁国柱,马彬等.液体火箭发动机爆震波点火技术初步研究[J].北京航空航天大学学报,2005,(4).
- [4] 郭红杰,梁国柱,马彬.爆震波多管点火特性实验[J].航空动力学报,2005,(5).

(编辑:侯 早)