

多推力室的气动谐振点火器研究*

童晓艳, 张国舟, 马 彬, 梁国柱, 宋雅娜

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 为了满足多推力室多次同步点火的需要, 通过大量的空气气动谐振加热实验和理论分析, 研制了两种利用气动谐振点火技术的多推力室点火器, 即多管点火器和小点火器, 给出了这两种点火器的系统结构、试验参数以及部分试验结果。这两种点火器都能在 1 秒内提供不同流量的火焰燃气, 分别适用于较小推力室和较大推力室的点火。在实验室中进行的多次点火试验结果表明, 这两种点火器都可以可靠地进行海平面上多推力室的多次同步点火。

关键词: 塞式喷管火箭发动机; 点火; 点火系统; 谐振管; 气动加热

中图分类号: V434.11

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2002) 05-0402-04

Research on gas dynamic resonance igniters of multi-thruster

TONG Xiaoyan, ZHANG Guozhou, MA Bin, LIANG Guozhu, SONG Yana

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

Abstract: To realize multi-thruster ignition, two methods based on gas dynamic resonance heating technology were presented. Based on numerous air resonance heating experiments and analytical work, two kinds of igniters (multi-tube igniter and small igniter) were developed and tested successfully. The system structure, experimental parameters and results were presented. The former can be fixed to smaller thruster easily, and the latter can provide larger flame gas flux and ignite normal thruster. Both were able to perform repetitious multi-thruster ignition simultaneously and reliably in one second at sea level.

Key words: Plug nozzle rocket engine; Ignition; Ignition system; Resonance tube; Aerodynamic heating

1 引 言

随着对气动塞式喷管等新型发动机和液体火箭发动机重复多次使用研究的深入, 多推力室的多次同步点火问题成为需要解决的关键技术之一。美国于 20 世纪 70 年代对多推力室点火技术进行了研究, 分别研制了利用气动谐振技术和爆轰波技术的多推力室点火器, 但未对点火器结构作详细报道^[1]; 国内还未见到有关多推力室点火器的研究报道。但国内, 对气动谐振点火的基础研究和实验室研究已取得了进展^[2~7], 在此基础上, 根据多推力室对点火能量的要求, 本文设计了利用气动谐振点火技术的两种多推力室点火方案和相应的点火器, 分别称之为多管点火器方案(方案一)和多个小点火器方案(方案二), 如图 1 和图 2 所示。

两种方案中的气动谐振点火器的工质为氢气与氧气, 喷嘴采用氢氧同轴式喷嘴, 谐振管采用加热效率较高的锥柱型谐振管^[6]。对这两种点火方案进行的实验研究表明, 均能可靠多次点火。

2 多管点火器

从方案示意图中可以看到, 此方案中将一个体积较大的气动谐振点火器输出的火焰燃气, 通过多根导焰管分别输送到各推力室的头部。在这种方案中, 需要解决的问题有: 研究适合于多管点火的气动谐振点火器结构、确定高压下产生谐振加热的结构参数、避免谐振腔的烧蚀、避免火焰温度的不均匀、长导焰管引起的燃气热量损失问题。

为了解决烧蚀问题, 将点火器的排气方式改为径

* 收稿日期: 2002-05-30; 修订日期: 2002-06-26。基金项目: 国家“八六三”基金资助项目(863-2-3-4-10)和航天科技创新基金 2000 年资助项目。

作者简介: 童晓艳(1975-), 女, 博士生, 研究领域为火箭发动机。

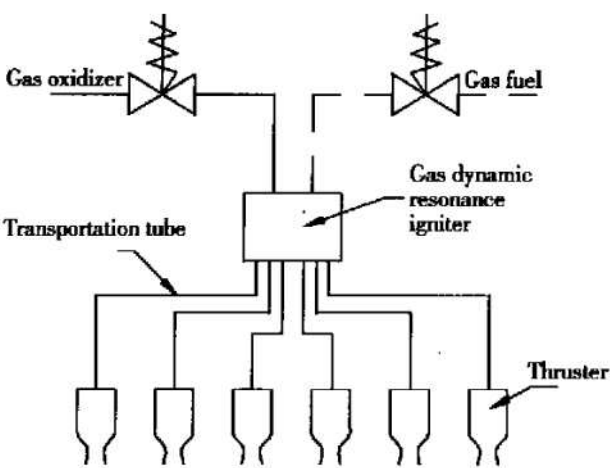


Fig. 1 Scheme of multi-thruster ignition using one GDR igniter

向,在圆周方向的尺寸稍大一些,可以避免结构中出现易烧坏的细、薄环节。在空气试验的基础上,确定了径向排气的同轴点火器的氢气喷嘴直径 5 mm,氧气喷嘴内径 2 mm,外径 3 mm。实验表明,这种结构的点火器经过近 30 次的试验,总工作时间近 50 s,最长时间的一次是持续点火燃烧 6 s,没有出现烧蚀问题。为提高燃气温度的均匀性,在结构设计上,增加了一个燃气的混合腔(参见图 3),使燃气经过一定的混合后再分别进入多管中。实验中发现,氢气和氧气喷嘴的同轴度很大程度上影响燃气温度的均匀性,于是改进加工工艺,将两喷嘴的精加工改为一次性用线切割切出,提高了喷嘴的同轴度,大大提高了燃气温度的均匀性。多管点火器结构原理图如图 3 所示。在试验件中选用 8 根内径为 6 mm,外径为 9 mm 的不锈钢导焰管,导焰管的长度为 600 mm 以及壁厚为 5 mm 的燃气混合腔。多管点火器的 4 次试验结果列于表 1。

表 1 中 p_H 和 p_O 指的是调定的氢气与氧气指挥减压器的压力,所列温度“0.8 s”,“2.3 s”为氧气进入 0.8 s, 2.3 s 时刻所测得的燃气温度,“300 mm”,“600 mm”指的是燃气从点火器中出来流过导焰管 300 mm, 600 mm(即

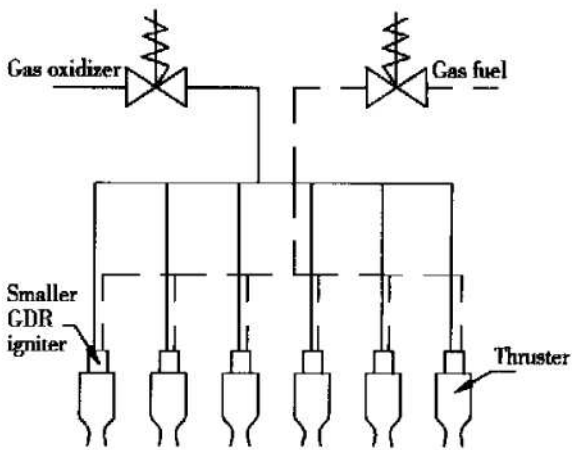


Fig. 2 Scheme of multi-thruster ignition using several smaller GDR igniters

导焰管的出口处)时所测得的温度,“Combustion time”指控制氧气进入喷嘴的阀门打开到关闭的时间,“Highest”指工作时间段内测得的最高燃气温度,即工作时间的最后一刻所测的温度。

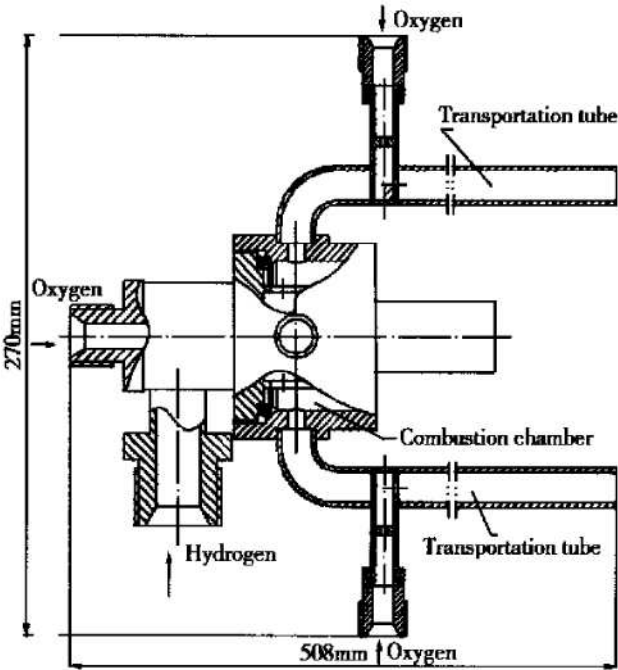


Fig. 3 Configuration of multi-tube igniter using several transportation tubes

Table 1 Non-oxygen-augment experimental data of multi-tube ignition

p_H /MPa	p_O /MPa	Total gas flux/(g/s)	Combustion time/s	Averaged combustion temperature/K					
				300mm			600mm		
				0.8s	2.3s	Highest	0.8s	2.3s	Highest
2.2	1.89	28.7	6.1	713	841	935	520	669	853
2.8	2.08	34.1	0.8	690	—	690	536	—	536
3.2	2.34	38.9	3.3	661	785	815	526	694	762
3.2	2.47	40.5	4.0	665	792	847	549	716	813

从表中可以看到: 由于导焰管的导热, 燃气温度下降很多, 到出口时的温度更低了。虽然点火器燃气腔中的燃气温度能在 0.1 s 之内达到 900 K, 但在导焰管出口处燃气达到点燃液体燃料的温度所需的时间很长, 约为 6s。由于点火延迟的时间太长, 对点火方案进行了改进。

为了避免在燃气腔中产生过高温度的燃气而烧坏点火器, 采用了另一种提高导焰管出口燃气温度的办法——补氧燃烧。试验中的燃气是富氢的, 当导焰管中燃气达到一定温度时补进一部分氧气, 燃气会再次燃烧而提高温度。相对于点火器而言, 在导焰管中

补氧更安全一些, 不容易烧坏导焰管和点火器。

导焰管中燃气流速太快会使燃气的静温降低, 并增加导焰管的吸热量。于是将导焰管增粗为内径 10 mm, 外径 12 mm 的不锈钢管以降低燃气流速, 并将补氧点设在离导焰管入口 100 mm 处。通过试验测定, 这个多管点火器能在氧气进入谐振管后 0.8 s, 500 mm 长的导焰管出口燃气温度达到 900 K。如果流量足够, 在此温度下的燃气是能将发动机推力室中的燃料点燃的。有补氧的试验参数列于表 2。图 4 是试验中补氧和没有补氧时在导焰管出口处所测的燃气温度升高曲线。

Table 2 Oxygen augment experimental parameter of multi-tube ignition

p_H/MPa	p_O/MPa	Gas flux per tube/(g/s)		Mixture ratio		Combustion time/s	Position of oxygen augment
		Non-oxygen augment	Oxygen augment	Non-oxygen augment	Oxygen augment		
3.2	2.47	5.0	5.7	0.7929	1.046	2.3	100mm far from transportation tube inlet
3.2	2.47	4.9	5.6	0.8058	1.065	2.4	100mm far from transportation tube inlet

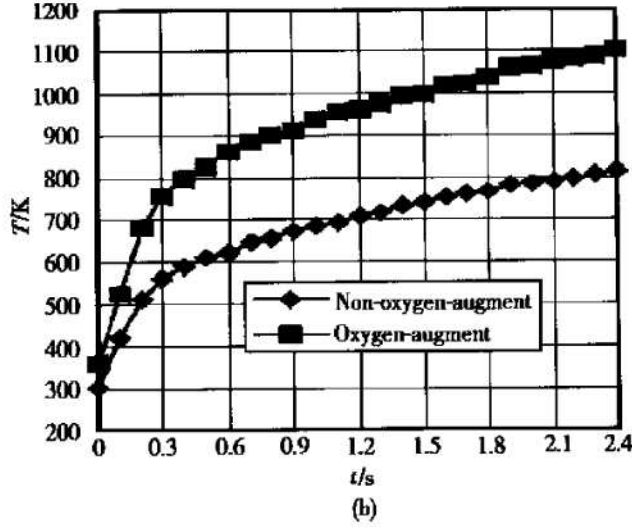
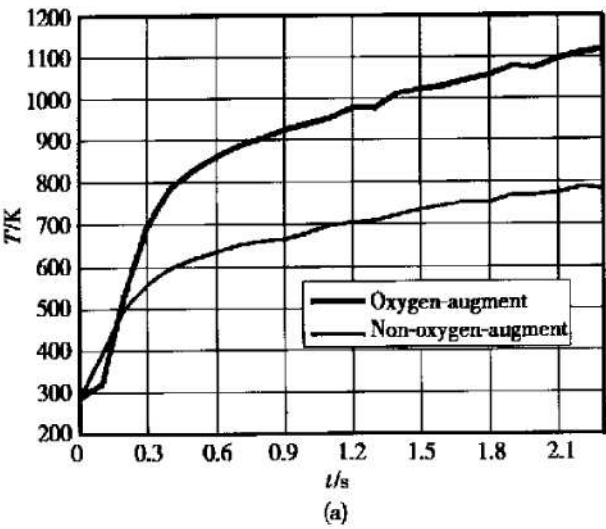


Fig. 4 Temperature curve at transportation tube outlet

试验结果显示, 补氧可以迅速提高导焰管出口的燃气温度。用这个气动谐振点火器通过补氧燃烧能在 0.8 s 之内使 500 mm 长的导焰管出口燃气温度达到 900 K, 在 1 s 达到 938 K, 迅速实现多管点火。图 3 所示的包括 8 根火焰导焰管、燃气混合腔及两个补氧接头的点火器总质量为 1750 g, 单纯的点火器质量为 195 g。单点火器(不包括导焰管)总长 93 mm, 最大外径 39 mm, 总高度 62 mm。氢气喷嘴前压力 2.2 MPa~ 3.2 MPa, 氧气喷嘴前压力 1.56 MPa~ 2.47 MPa, 点火器的总燃气流量为 26.3 g/s~ 45.6 g/s, 试验中导焰管出口最高温度为 1118 K。将其作为塞式喷管发动机或液体

火箭发动机多推力室的点火方案之一是可行的。

为了试验的可靠与方便, 试验用点火器的重量偏大, 如果将这种类型的补氧点火器用于火箭发动机上, 点火器的体积和重量都还能进一步减轻。如果提高补氧试验时的燃料混合比, 燃气腔中的燃气温度能提高, 导焰管中的燃气温度也会更高, 导焰管出口处达到点燃液体燃料温度的时间也会在 0.8 s 的基础上缩短; 另外, 点火器所用的氢气和氧气的供气压力还可提高, 使每根导焰管中的燃气流量达到 7.5g/s 左右。如果将导焰管改为 4 根, 每根中的燃气流量为 15 g/s, 可以点燃小型液氢液氧发动机。

3 小点火器

考虑到前一种方案中需要补氧, 比较麻烦, 并且有高温导焰管存在不太安全, 提出了将点火器小型化后直接装在推力室头部的方案。这种方案中的小点火器是在原有点火器的基础上, 经过改进得来的。由于气动谐振加热对结构参数敏感, 点火器变小后结构参数需重新研究确定。因为它的体积小, 所以壁更薄, 耐烧蚀能力较差。实验中已经发现加工时氢气和氧气喷嘴的同轴度偏差对点火器燃烧腔中燃气温度的均匀分布影响很大, 所以小点火器对加工工艺的要求更高。通过反复的研究确定了小点火器的加工及装配方案。根据相似原则和空气加热试验确定了小型点火器的结构参数, 所设计的小型气动谐振点火器氢气喷嘴直径 $\phi 3.6\text{ mm}$, 氧气喷嘴直径 $\phi 1.8\text{ mm}$, 总长 68 mm , 宽度方向和高度方向的最大尺寸为 32 mm 和 22 mm , 质量为 75 g 。小点火器的外形见图 5。

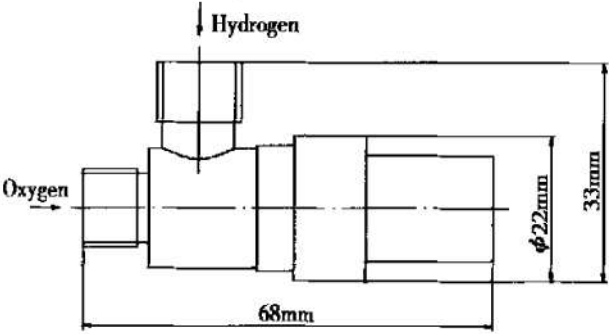


Fig. 5 Configuration of smaller igniter

到目前为止, 用小点火器进行的 7 次气氢气氧点火试验均成功点着。所用燃料的混合比范围为 $0.5684\sim 0.7157$, 流量 $15.0\text{ g/s}\sim 17.5\text{ g/s}$, 氧气喷嘴前压力的变化范围为 0.54 MPa , 所生成的燃气温度为 $850\text{ K}\sim 970\text{ K}$, 有关试验参数如表 3 所示。通过进一步提高点火器进气压力, 燃气流量可达 25 g/s 。

Table 3 Experimental parameter of smaller igniter

p_{H}/MPa	p_{O}/MPa	Total gas flux/(g/s)	Result
2.01	1.76	15.1	Ignition
2.03	1.70	15.0	Ignition
2.03	1.73	15.1	Ignition
2.03	1.77	15.2	Ignition
2.03	1.89	15.6	Ignition
2.03	1.97	15.9	Ignition
2.17	2.24	17.5	Ignition

根据估算, 采用安装多个小点火器的系统比用一个点火器的系统重量还要轻。这样就可以在塞式喷管

发动机的每一个燃烧室上装一个小的气动谐振点火器, 直接用点火器喷出的火炬点燃发动机中的燃料, 而不再用导焰管进行燃气传递, 这种系统的优点有: (1) 点火器产生的燃气温度不用太高, 只要能将塞式喷管发动机中的推进剂点着即可, 降低了点火器材料耐高温的要求。(2) 点火器的时间响应很快, 氧气进入立即喷出能点燃液体推进剂的点火火炬。(3) 系统中没有较长的高温管路, 既减轻了重量, 又提高了安全性和可靠性。

4 结 论

- (1) 用多根导焰管传输火焰燃气的多管点火器, 在推力室头部安装空间较小时适用、点火能量较小, 系统较重; 多个小点火器中每个点火器所能提供的点火能量相对较大, 要求推力室的头部有 $\phi 20\text{ mm}$ 以上的安装空间, 系统的重量较轻, 没有高温的导焰管, 更安全可靠, 但其成本较高。
- (2) 多管点火器中补氧位置离点火器太近不利于提高导焰管出口处燃气的温度, 太远则不利于缩短点火时间。
- (3) 导焰管的粗细不仅影响其在推力室头部的安装, 也影响燃气的温度, 在强度和空间允许的情况下, 选用粗而薄的导焰管对点火有利。如果可能, 尽量减小导焰管的长度和弯曲曲率。
- (4) 目前小点火器燃烧腔中的薄壁结构在工作时间长时容易被烧坏, 预计通过改变燃气的流通方式等可以解决这一问题。两种点火器都未进行高空点火实验研究。

参考文献:

- [1] Rocketdyne Engineering. Advanced ignition systems final report [R]. NASA N71-35152.
- [2] 童晓艳, 马 彬, 张国舟. 塞式喷管发动机点火方案的研究[J]. 宇航学报, 2001, 22(4).
- [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).
- [4] 梁国柱, 张国舟, 程显辰, 等. 液体火箭发动机气动谐振点火初步研究[J]. 推进技术, 1999, 20(4).
- [5] 梁国柱, 马 彬, 张国舟, 等. 气动谐振管点火技术研究[J]. 推进技术, 2001, 22(4).
- [6] 梁国柱, 马 彬, 程显辰, 等. 气动谐振管加热效应初步实验研究[J]. 推进技术, 2002, 23(1).
- [7] 梁国柱, 安 联, 张振鹏. 气动谐振管加热振荡流动过程数值研究[J]. 推进技术, 2002, 23(2).

(编辑: 梅 瑛)