

文章编号: 1672-9897(2006)04-0020-05

超声速燃烧室等离子体点火实验研究

宋文艳¹, 刘伟雄¹, 贺伟¹, 白菡尘²

(1. 西北工业大学动力与能源学院, 陕西 西安 710072; 2. 中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

摘要: 针对超燃冲压发动机在较低飞行 M 数 ($M_0 \leq 4$) 下的起动点火问题, 利用氢氧燃烧加热脉冲风洞, 在超声速燃烧室进口 M 数 $M = 2$ 、总温 $T_0 = 960K$ 条件下, 分别采用等离子体点火器 + 先锋氢燃料和大功率等离子体点火器, 探索了在超声速燃烧室中, 实现煤油点火和稳定燃烧的方法。采用等离子体点火、凹槽火焰稳定器和从壁面喷射燃料方式, 实现了煤油的可靠点火和稳定燃烧。研究表明, 在燃烧室进口 $M = 2$ 、总温 $T_0 = 960K$ 时, 采用大功率等离子体点火器, 不需要先锋燃料, 可以直接点燃煤油。

关键词: 超声速燃烧冲压发动机; 超声速燃烧; 等离子体点火器; 煤油

中图分类号: V235.21; V511⁺.1 文献标识码: A

Experimental investigation of plasma ignition in supersonic combustor

宋文艳¹, 刘伟雄¹, 贺伟¹, 白菡尘²

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: The start ignition problem for scramjet operating in lower flight Mach number ($M_0 \leq 4$) is concerned in the paper. The method for kerosene ignition and flame stabilization in supersonic combustor is explored in hydrogen-oxygen combustion impulse wind tunnel. The entrance of supersonic combustor is at Mach number 2, total temperature about 960K. The plasma igniter with pilot-hydrogen and high-power plasma igniter are adopted in the direct-connected experiment of supersonic combustor. The successful kerosene ignition and flame stabilization is obtained by using plasma ignition, cavity flameholder and wall injection fuel. The experimental results indicate that kerosene can be ignited directly with high-power plasma igniter and without pilot-fuel at entrance stagnation temperature 960K, Mach number 2.

Key words: scramjet; supersonic combustion; plasma igniter; kerosene

0 引言

固定几何形状的液体碳氢燃料超燃冲压发动机有可能在较宽的飞行 M 数范围内 ($3 < M_0 < 8$) 工作。国内外研究表明, 在飞行 M 数 $M_0 = 4.5 \sim 6.5$ 时, 超燃冲压发动机可能实现液态煤油的自燃与稳定燃烧, 但在较低飞行 M 数 ($M_0 \leq 4$) 下起动工作时, 一方面, 燃烧室进口总温远低于煤油/空气混气的自动着火温

度, 即使雾化、混合措施都处于最佳状态, 要实现煤油燃料的自燃和稳定燃烧也十分困难; 二方面, 燃烧室进口速度仍为超声速, 混气在燃烧室停留时间很短, 点火延迟时间长, 不利于着火和获得高的燃烧效率; 三方面, 燃烧引起的燃烧室压力升高容易对进气道流场产生干扰, 甚至引起进气道不起动, 因此如何实现燃烧室可靠点火与稳定燃烧、获得高的燃烧效率和总压恢复系数、保证进气道起动可靠就成为煤油燃料超

• 收稿日期: 2005-12-08; 修订日期: 2006-08-21

基金项目: 航天科技创新基金(N4 CH0007)

作者简介: 宋文艳(1967-), 女, 天津人, 博士, 副教授. 研究方向: 航空宇航推进理论与工程.

燃冲压发动机燃烧室的设计关键,因此需进行燃烧室结构设计、点火及火焰稳定方法、燃料喷射方式和混合增强措施等方面的研究。

实验研究的目的是模拟飞行 M 数 $M_0 \approx 4$ 时的燃烧室进口条件,针对自行设计的超声速燃烧室模型,采取辅助点火措施,设法实现煤油强迫点火与稳定燃烧。

1 实验模型

实验模型包括二元型面设备喷管和直连式超声速燃烧室模型两个部分。设备喷管和燃烧室的横截面均为矩形。设备喷管和燃烧室的四个壁面均采用可拆卸的结构,以利于光学测量和较大范围的结构调整设计。二元型面喷管为燃烧室入口提供 M 数为 2.0 的气流,喷管宽度为 40mm,入口高度为 30mm,出口高度为 18mm。喉道可以更换,通过改变填块的尺寸改变喉道尺寸,可获得不同 M 数的燃烧室进口气流。型面喷管的超声速扩张段与燃烧室模型的等直段平滑过渡,消除了连接处由于逆向台阶产生的激波,从而减小等直段的初始边界层厚度,期望通过该措施增加隔离段的抗反压能力。通过调配不同的来流总温,使实验气流条件可模拟飞行 M 数 $M_0 = 4 \sim 5$ 的飞行状态。

直连式超声速燃烧室模型的宽度与二元喷管的宽度相同,入口高度为 18mm,总长为 580mm 的燃烧室与设备喷管相连接,燃烧室模型的出口与真空箱相连,气流直接排入真空箱。实验时真空箱的压力约为 1500Pa。超声速燃烧室由等截面段、背风台阶、凹槽和扩张段组成(见图 1)。在等截面段出口背风台阶处(喷嘴 1)、凹槽下壁面(喷嘴 2)、背风台阶前(喷嘴 3)分别设有燃料喷注装置。在凹槽侧壁处设置了一个等离子体点火器,在凹槽底部设置了一个火花塞,二者均可用于强迫点火。

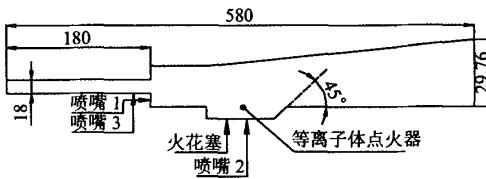


图 1 超声速燃烧室模型内型面示意图

Fig.1 Sketch of supersonic combustor model

2 实验设备和实验方法

超燃冲压发动机的地面模拟实验主要有三方面的内容:性能研究、可操作性研究和寿命考核实验,其中操作性实验和寿命考核实验必须在长时间高焓风洞上进行,而性能研究可以在毫秒级的脉冲设备上进行^[9],高超声速研究对实验时间的要求见表 1。

表 1 超燃冲压发动机研究对实验时间的要求(单位:s)

Table 1 Time requirement for scramjet test (unit: s)

飞行器类型	性能实验	操作性实验	寿命实验
M8 巡航导弹(碳氢燃料)	0.004~0.010	10~20	525
单级入轨飞行器	0.008~0.020	10~20	360~1200

2.1 实验设备

实验在流量为 1kg/s 的氢氧燃烧加热脉冲实验设备上进行,实验设备由高压管、加热器、减压段、实验段(燃烧室模型)、真空箱等部件组成(见图 2)。

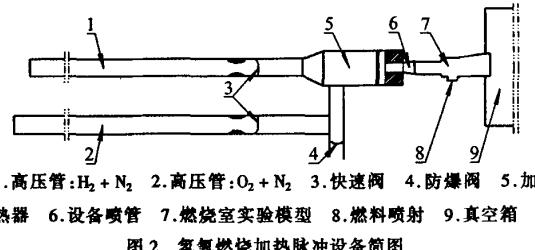


Fig.2 Sketch of H_2/O_2 combustion heated pulse facility

实验前,根据要求的气流温度,分别将一定配比的氢氮混合气体与氧氮混合气体用耐高压聚脂膜片封装在两根高压管内。根据燃烧后的混合气体中氧气摩尔比例为 21% 的要求确定氢氧配比,以模拟空气中的氧含量。高压管流入加热器的气体流量靠高压管喉道面积和高压管充气压力控制。用铝膜片将加热器燃烧室出口封闭,实验时启动加热器内的高频高压点火器,用瞬时高压放电击穿聚酯膜片,高压管内气体经各自的喉道迅速流入加热器内点火燃烧,在要求的时刻加热器出口金属膜片瞬间爆裂,使加热器出口产生实验所需的高温高压气体,最后经设备喷管加速成 $M = 2.0$ 的气流,为实验模型提供稳定的实验气流。

2.2 实验方法

实验中按理想燃烧温度向高压管配气,实测温度一般低于理想燃烧温度。在设备调试中,采用了铂铑 10-铂型热电偶,对不同配气温度下的加热器出口总温进行了测量(见表 2)。实验状态包括配气温度

从 1100 ~ 2000K, 实际测量总温约为 960 ~ 1800K 范围内的多种状态。实验中采用了加金属滞止罩结构的热电偶, 该种类型的热电偶, 其总温恢复系数大于 0.95。

表 2 加热器出口总温测量结果

Table 2 Measured total temperature in the exit of heater

配气温度(К)	1100	1200	1300	1400	1600	1800	2000
实测温度(К)	960	1069	1118	1222	1421	1600	1734

实验的目的是实现低飞行 M 数 ($M_0 \leq 4$) 下的燃烧室煤油燃料点火燃烧, 因此实验需要来流总温较低 ($T_0 < 1000$)。该设备按理想燃烧温度低于 1070K 的状态配气时, 运行不稳定, 难以获得均匀和稳定的出口温度场, 所以鉴于以往的设备调试经验, 并考虑到实验设备的运行能力, 实验中按理想燃烧温度略大于 1070K 的状态配气。经设备调试, 按理想燃烧温度 1100K 状态配气时, 加热器出口实测温度为 960K(见表 2)。

实验测定的主要参数包括:(1) 高压管充气压力;(2) 氢管注入口、氧管注入口、加热器前室压力;(3) 氢管喉道、氧管喉道压力;(4) 加热器后室压力;(5) 二元喷管喉道及进出口壁面压力;(6) 燃烧室模型内流道壁面压力;(7) 真空箱真空度;(8) 气体燃料喷射压力;(9) 煤油喷射压力。

实验中,向燃烧室供煤油方式是采用将煤油预先封存在带活塞的油罐内,用带电爆丝的聚酯膜片将活塞与高压驱动氮气隔离开。实验时,按照预先设定好的时序对电爆丝放电,聚酯膜加热软化后被击穿,再由高压氮气推动活塞挤压煤油,使煤油经直流式喷嘴喷出,并雾化为细小颗粒。向燃烧室供气体燃料方式是根据控制时序(见图3),在来流稳定流场建立以后,通过瞬时高压电击穿聚酯膜片,气体燃料通过燃料喷嘴进入流场进行燃烧。实验中要求气体燃料按声速喷射。实验中所用的喷孔孔径为0.3mm和0.5mm。一般在气体流经喷孔的流动中,当满足喷孔长度与喷孔孔径的比值大于3、喷孔的上游压力和下游压力的比值要大于形成声速的最小压力比这两个条件时,气流将在喷孔出口处形成比较均匀的声速流动。在本实验中,采用的喷孔上游压力 p_1 不低于2.0MPa,而模型内部流场静压可认为是小孔下游压力 p_2 , p_2 一般在0.1~0.6MPa范围内。

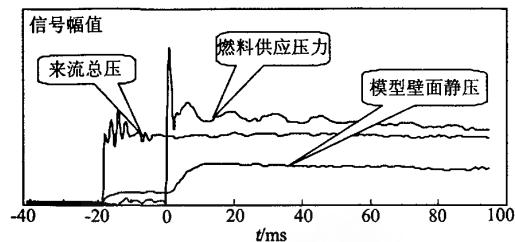


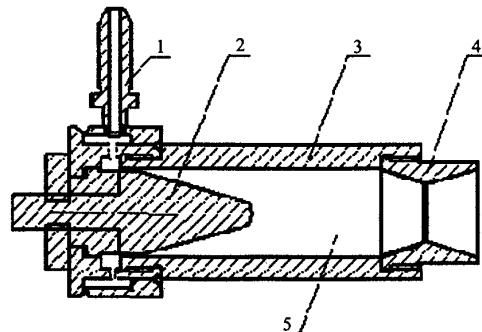
图 3 设备运行时序图

Fig.3 The time sequence of facility operation

2.3 等离子体点火器

当超燃冲压发动机飞行 M 数 $M_0 = 4$ 时,燃烧室进口温度约 900K,在此温度下要实现超声速燃烧室煤油的自燃和火焰稳定十分困难,必须采用强迫点火方式,实验采用了等离子体点火器。实验时通常在燃烧室模型进口建立了稳定流场后,点火器再工作,同时喷注燃料(见图 3),燃烧稳定后,再关闭点火器。

等离子体点火器是自行设计的,由负极(外壳)、正极、内腔体、进气口及出口(喷管)组成,结构简图如图4。点火器的正负极分别接在等离子体氩弧焊电源的正负极上,等离子体氩弧焊电源为100V,40A。根据相似电弧加热装置的能量利用率经验,该点火器的电源能量利用率约为50%^[2],即点火器功率约2000W。点火器的正负极间隙很小(约1mm),当接通电源时,在点火器的正负极间的介质被击穿,在特定的位置形成电弧。作为点火器工质的气体(实验选择氩气)通过电弧时被加热,被加热的氩气不断加热点火器内腔,在内腔形成一定的压力,然后从窄缝形喷嘴喷出,使炙热高温氩气流喷入燃烧室。等离子体点火器出口 M 数约为 $M_1 = 2.0$ 。当氩气流量不同时,获得的氩气温度也有所不同。等离子体点火器使



1. 进气口 2. 正极 3. 外壳及负极 4. 出口 5. 内腔

图 4 等离子体点火器结构简图

Fig.4 Sketch of plasma igniter

用的工质类型、工质流过电弧时的速度、内腔参数等都对点火器的火焰温度、火舌长度等有影响。从等离子体点火器出口喷射出的高温氩气流将点燃部分燃料/空气混气,并进一步强化燃料/空气的混合,达到在短距离内点燃全部混气的目的。在实验中,等离子体点火器的进气压力小于1MPa。调试过程中拍摄了部分调试录像,辅助对调试结果的分析,图5是调试时等离子体点火器出口火焰照片。



图5 等离子点火器调试情况

Fig.5 The operation situation of plasma igniter

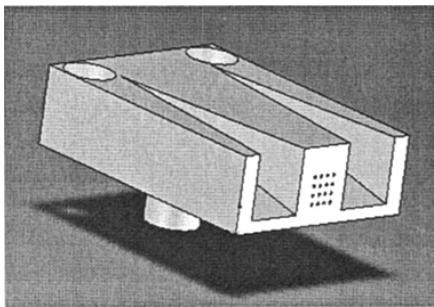


图6 增强涡喷射支板示意图

Fig.6 Sketch of vortex enhancement strut

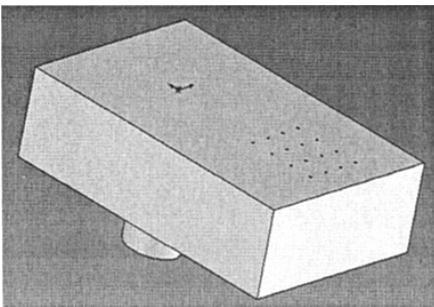


图7 壁面喷射支板示意图

Fig.7 Sketch of wall injection strut

3 实验结果及分析

3.1 氢先锋火焰+等离子体点火器辅助点火

在燃烧室进口 M 数 $M = 2$ 时,使用氢气为先锋火焰,采用火花塞点火方式,实现煤油可靠点火时对应的最低来流总温可达 960K,因此使用等离子点火器时,为了保证煤油点火可靠,首先采用了氢先锋火焰+等离子体点火器的强迫点火方式。

在相同的燃烧室进口条件下(进口总温 $T_0 = 960K$, M 数 $M = 2$),实验比较了3种工况下的燃烧室点火和燃烧情况,并测量了各工况下的燃烧室上壁面压力分布。

实验工况1:仅采用增强涡喷射支板(见图6)从背风台阶处平行主流喷射氢气(injection1,见图1喷嘴1),氢喷嘴采用 $16 \times \Phi 0.5$ (孔数 \times 孔径)的多孔直流式喷嘴,氢的当量油气比为 $\Phi_{H_2} = 0.33$ 。用设置在凹槽底部的火花塞强迫点火。该工况下,在超声速燃烧室中实现了氢气的可靠点火和稳定燃烧。

实验工况2:采用与工况1相同的方式喷氢,在背风台阶处平行主流喷射氢气,氢的当量油气比为 $\Phi_{H_2} = 0.33$ 。采用如图7所示的喷嘴从凹槽下壁面垂直主流喷射煤油(见图1喷嘴2),煤油喷孔为 $16 \times \Phi 0.3$ (孔数 \times 孔径),煤油当量油气比为 $\Phi_{K_0} = 1.3$ 。仍用火花塞强迫点火,实现了以氢为先锋火焰的煤油可靠点火和稳定燃烧。燃料供应时序为先喷氢,5ms后喷煤油,当氢和煤油共存5ms后,关闭氢气和火花塞,随后的时间,仅供煤油。实验表明,关闭氢气和火花塞后,并未影响煤油的稳定燃烧。

实验工况3:采用与工况2相同的方法和时序喷氢和喷煤油,在背风台阶处平行主流喷射氢气,氢的当量油气比为 $\Phi_{H_2} = 0.33$ 。从凹槽下壁面垂直主流喷射煤油,煤油当量油气比为 $\Phi_{K_0} = 1.3$ 。用设置在凹槽侧壁面的等离子点火器强迫点火。综合采用以氢气为先锋火焰+等离子体点火器强迫点火方式,在燃烧室中实现了煤油的可靠点火和稳定燃烧。关闭氢气和等离子体点火器后,仍然未影响煤油的稳定燃烧。

在相同来流条件下($T_0 = 960K$, $M = 2$),分别采用火花塞和等离子点火器,实现了以氢气为先锋火焰的煤油可靠点火和稳定燃烧,测得的燃烧室各状态上壁面压力分布见图8,X坐标原点在背风台阶处,见

图1. 由图可知,采用等离子体点火器的壁面压力要比用火花塞的高,这是由于等离子点火器喷出的高温气体增强了煤油的雾化和混合,使煤油燃烧更充分,从而产生较大的压升。

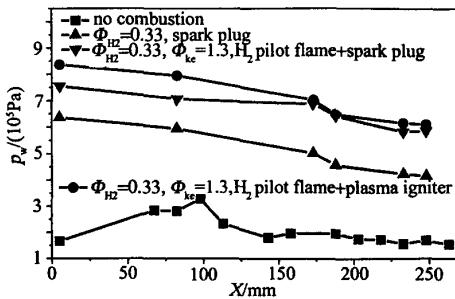


图8 燃烧室上壁面压力分布(氢先锋火焰+等离子体)

Fig.8 Top wall pressure distribution of combustor
(Hydrogen pilot flame + plasma igniter)

3.2 使用等离子体点火器直接点火

在燃烧室进口总温 $T_0 = 960\text{K}$ 、 M 数 $M = 2$ 下, 使用氢气为先锋火焰, 并采用等离子体点火器点火, 实现了煤油的可靠点火和稳定燃烧。在此基础上, 为了进一步研究等离子体点火器的点火可靠性, 进行了不使用氢先锋火焰, 仅用等离子体点火器的煤油强迫点火和燃烧实验。

在相同的燃烧室进口条件下(进口总温 $T_0 = 960\text{K}$, M 数 $M = 2$), 实验比较了两种供油方式下的燃烧室点火和燃烧情况, 并测量了各工况下的燃烧室壁面压力分布。

实验工况1: 从凹槽下壁面垂直主流喷射煤油(见图1喷嘴2), 煤油喷孔为 $16 \times \Phi 0.3$ (孔数 \times 孔径), 煤油的当量油气比为 $\Phi_{ke} = 1.3$, 使用等离子体点火器直接点火, 实现了煤油可靠点火和稳定燃烧。

实验工况2: 在背风台阶前垂直主流喷射煤油(见图1喷嘴3), 煤油喷孔为 $16 \times \Phi 0.3$ 煤油的当量油气比为 1.3, 使用等离子体点火器可直接点燃煤油。

在两种工况下测得的燃烧室壁面压力分布对比结果见图9。由图可知, 采用在隔离段垂直主流喷射方式加注煤油时测得的压力要大于在凹槽喷射时的压力, 原因是在隔离段喷油, 煤油的混合长度较大, 有利于提高燃烧效率, 另外在背风台阶处会产生激波, 在这道激波的后方, 会存在高温区, 此高温区有助于煤油的点火和稳定燃烧。

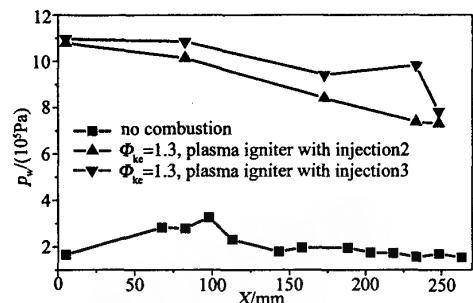


图9 燃烧室上壁面压力分布(等离子体)

Fig.9 Top wall pressure distribution of combustor(plasma igniter)

4 结论

(1) 在燃烧室进口 $T_0 = 960\text{K}$, $M = 2$ 条件下, 采用火花塞 + 氢先锋火焰和等离子体点火器 + 氢先锋火焰点火方式, 均可实现煤油的可靠点火和稳定燃烧;

(2) 等离子点火器点火能量高, 能在较低来流温度下点燃煤油。在实验条件下, 直接采用等离子体点火器点火, 不需要先锋燃料, 最低在来流总温 960K 时, 实现了煤油的可靠点火和稳定燃烧;

(3) 自行设计的等离子体点火器结构简单、工作稳定、点火能量高。

参考文献:

- [1] MATHUR T, LIN K C, KENNEDY P. Liquid JP-7 combustion in a scramjet combustor [R]. AIAA-2000-3581.
- [2] 电弧等离子技术基础 [M], 清华大学力学系. 1976.
- [3] TAKESHI Kanda, NOBUO Chinzei. Dual-mode operation in a scramjet combustor [R]. AIAA 2001-1816.
- [4] KAN Kobayashi. Performance of a dual-mode combustor with multi-staged fuel injection [R]. AIAA 2004-3482.
- [5] DENIS Rocco S, KAN H P. Experimental study on transition between ramjet and scramjet modes in a dual-mode combustor [R]. AIAA 2003-7048.
- [6] ERWIN George. Self-ignition of hydrogen-hydrocarbons mixtures in a hot supersonic coflow of air [R]. AIAA-2005-3393.
- [7] OLIVIER Dessimès. Combustion experiments of liquid kerosene and hydrogen/methane mixing in a dual mode ramjet [R]. AIAA-2005-3400.
- [8] KOICHI Murakami, AYA Nishikawa. Ignition characteristics of hydrocarbon fuels by plasma torch in supersonic flow [R]. AIAA 2003-6939.
- [9] JOHN I Erdos. Ground testing abilities, inabilities, and options for scramjet development [R]. AIAA-97-3014.