

碳氢燃料超燃冲压发动机点火技术试验^{*}

丁 猛, 余 勇, 梁剑寒, 刘卫东, 王振国

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 在超燃冲压发动机直联式试验中, 对液体碳氢燃料超声速燃烧的点火技术进行了研究, 比较了多种点火方式包括氢气引导火焰点火、火炬点火器、固体装药点火器以及电火花塞的点火效果, 并成功实现了氢气引导火焰与火炬点火方式下煤油的可靠着火和持续稳定燃烧, 煤油当量比范围约为 0.87~1.72。在氢气引导火焰点火方式中, 通过增加支板和改变氢气喷注位置, 可将最小氢气当量比由 0.34 降为 0.068。通过氢气引导火焰点火和火炬点火对比试验表明在相同的燃料喷注方式和当量比下, 发动机工况基本与点火方式无关。

关键词: 冲压喷气发动机; 超音速燃烧; 燃料; 点火; 点火器

中图分类号: V235.213

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2004) 06-0566-04

Experimental investigation of ignition technology in liquid hydrocarbon fueled scramjet combustor

DING Meng, YU Yong, LIANG Jian-han, LIU Wei-dong, WANG Zhen-guo

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Experimental investigations on the ignition technology of liquid hydrocarbon fuel in Mach 3.0 airflow were conducted using a ground direct-connect test combustor, with cross sections of $54.5 \times 75\text{mm}$. Various ignition technologies, including hydrogen pilot flames, torch igniter, solid propellant igniter and spark igniter, were tried in the test. The kerosene was ignited successfully with hydrogen pilot flames or a torch igniter, and stable combustion was sustained with fuel equivalence ratio between 0.87~1.72. The minimal required pilot hydrogen equivalence ratio was dropped from 0.34 to 0.068, when pilot hydrogen injectors were moved to the sidewalls of an additional strut from the walls of the chamber. The comparison of pilot hydrogen ignition and torch ignition shows that a stable kerosene combustion process after ignition were almost independent of different ignition methods if the injection scheme and fuel equivalence ratio were kept the same.

Key words: Ramjet engine; Supersonic combustion; Fuel; Ignition; Igniter

1 引 言

在超声速气流中组织稳定燃烧要求燃料的喷射雾化、燃料空气混合和燃烧反应要在非常短的时间(大致为毫秒级)完成, 其中燃烧过程又包括着火、火焰传播和火焰稳定这几个重要方面。首先必须有足够的点火能量(大于点火所需能量的最小临界值), 可燃混合物才能被点燃。其次如果火焰传播所需要的热平衡条件能够得到满足的话, 这种点燃后的可燃混合物就能导致火焰的传播。由于火焰的传播主要受热力过程和扩散过程支配, 而高速来流增强了对流传

热传质过程, 火焰在发展初期就被更多的低温混合物冲淡, 为了防止火焰猝熄, 必须在燃烧室中设置火焰稳定结构。由于液态碳氢燃料燃点高、着火延迟时间长, 其点火过程尤为困难^[1]。液态碳氢燃料的点火技术是超燃冲压发动机关键技术之一, 也是超燃冲压发动机直联式试验研究的主要内容之一。

目前大部分液体碳氢燃料超燃研究采用的都是氢气引导火焰辅助点火与维持燃烧, 研究表明^[2~6]: 氢气引导火焰产生的高温、多自由基环境能够加速、增强液体碳氢燃料的着火。Vinogradov^[2]在模拟 Ma

* 收稿日期: 2003-12-03; 修订日期: 2004-05-20。

作者简介: 丁 猛 (1974—), 男, 博士生, 研究领域为冲压发动机工作过程。E-mail: falconding@hotmail.com

= 6 飞行条件下, 试验比较了不同发动机构型、燃料喷注位置时的超燃冲压发动机工作特性, 其中采用了多种氢气和煤油喷注位置的组合, 利用氢气自燃引导火焰实现了煤油的着火, 氢气当量比 $\Phi_{\text{H}} = 0.1$ 。Baghi^[3] 以氢气与甲苯为燃料, 采用后向台阶作为火焰稳定器, 在 $Ma = 2.5$ 直连式试验中, 研究了实现甲苯着火与维持燃烧所需的最小氢气引导火焰能量, 发现甲苯稳定燃烧范围与氢气当量比以及来流总温成正比, 在来流总温 1000K 时最小点火能量约为燃料燃烧总能量的 20%。Owens^[4-5] 在 $Ma = 1.8$ 直连式试验中比较了三种不同火焰稳定器构型(后向台阶、凹腔、楔形前缘凹腔), 着重研究了不同构型的混和增强对燃烧效率的影响以及火焰稳定特性, 其中采用位于台阶底部(也是凹腔前壁)的氢气喷嘴, 通过氢气燃烧引导火焰来实现煤油的着火, 氢气当量比 $\Phi_{\text{H}} = 0.028 \sim 0.042$, 煤油当量比 $\Phi_{\text{K}} = 0.325$ 。Yu G^[6] 在 $Ma = 2.5$ 液体碳氢燃料超声速燃烧直连式试验中对氢气引导火焰点火技术进行了较为系统的研究, 发现最小氢气当量比与氢气喷注方式、凹腔火焰稳定器几何构型以及燃烧室尺度都相关, 试验中最小氢气当量比可达到 0.02。最近美国空军研究实验室(AFRL)在碳氢燃料超燃冲压发动机方面做出了卓有成效的工作^[7-9], 提出了超声速燃烧中基于凹腔的燃料喷注/点火/火焰稳定一体化概念, 其中重要的一点就是将等离子体火炬点火器安装在凹腔底部, 采用等离子体火炬点火器实现了碳氢燃料的点火过程。本文在直联式燃烧室中试验了多种煤油超声速燃烧的点火方式, 成功实现了氢气引导火焰点火和火炬点火方式下煤油的可靠着火和持续稳定燃烧, 并对两者进行了初步对比。

2 试验设备

本文试验用的超燃冲压发动机直联式试验台主要由空气加热器、模型发动机及点火器、推力测量机构等组成。空气加热器采用燃烧加热方式, 以空气、氧气和酒精为燃料, 燃气总流量为 2kg/s, 氧气质量分数为 23%, 与实际空气的主要成分一致。采用固体火箭发动机试验技术, 设计了模型发动机活动支架和推力架, 使得该试验台具备了直联式发动机推力测量能力。直联式超燃冲压发动机由四部分组成: 隔离段、一级燃烧室、二级燃烧室和扩张段(如图 1 所示), 采用双边对称膨胀构型, 全长 1407mm, 入口横截面尺寸为: 54.5mm(高) × 75mm(宽), 发动机扩张比等于

1.87。另外发动机采用了全程水冷却技术与结构, 能保证发动机长时间热试车。

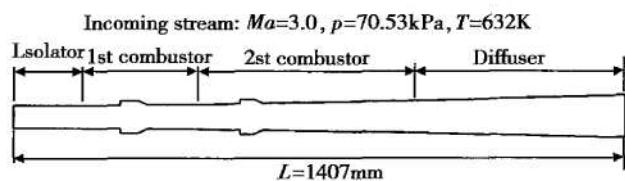


Fig. 1 Schematic of supersonic combustor

试验模拟飞行条件为 25km 高度, 马赫数 $Ma = 6$, 对应发动机模拟入口参数(即空气加热器喷管出口参数)为马赫数 $Ma = 3$, 静压 $p = 70.53\text{kPa}$, 静温 $T = 632.37\text{K}$ 。

在燃烧室设计中采用基于凹腔的燃料喷注/点火/火焰稳定一体化技术, 并设计为可拆装式模块结构, 能够通过更换不同的凹腔模块来试验不同的凹腔结构、燃料喷注方式对发动机点火与燃烧性能的影响。图 2 示意了凹腔模块结构, 在凹腔上游布置了煤油和氢气垂直喷嘴, 在凹腔底部布置了煤油喷嘴、点火器和静压测量孔。

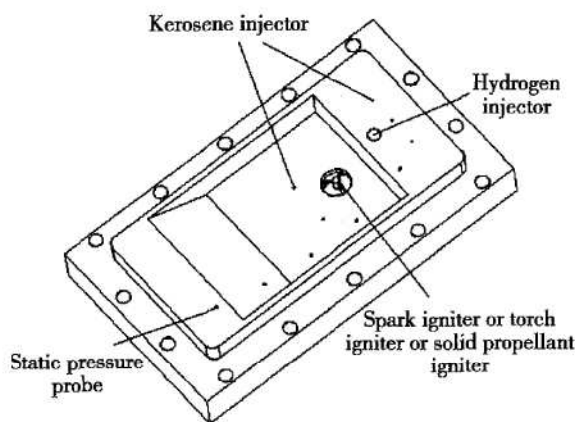


Fig. 2 Schematic of fuel injector/igniter/flame holder integrated module

在下面介绍的试验中, 一级燃烧室凹腔长深比 $L/D = 6$, 后缘角 $\theta = 27^\circ$, 二级燃烧室凹腔长深比 $L/D = 8$, 后缘角 $\theta = 45^\circ$ 。

3 点火技术研究

3.1 氢气引导火焰点火

燃烧室超声速来流速度快, 静压与静温低, 而且液体煤油燃点高, 直接向燃烧室喷注煤油实现煤油自燃困难很大。由于氢气燃点低, 着火范围广, 易实现氢气的自燃, 而且氢气/空气化学反应剧烈, 通过氢气

燃烧产生的温度、压力升高能大大改善煤油的着火条件,从而实现煤油的着火。

本文试验中的点火过程如下:首先向燃烧室内喷注氢气实现氢气自燃,0.5s 后再加入煤油,通过氢气自燃火焰实现煤油点火,氢气和煤油共同燃烧 0.5s 后关氢气,维持纯煤油的稳定燃烧。

下面介绍一个典型工况:氢气喷注位置位于一级凹腔上游,煤油喷注位置位于一级、二级凹腔上游和底部;氢气当量比 $\Phi_H = 0.34$,煤油当量比 $\Phi_K = 0.87$ 。图 3 给出了该工况的壁面压力分布。

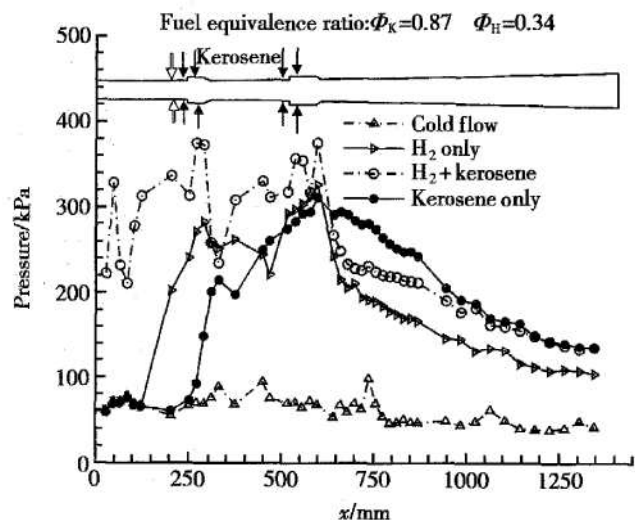


Fig. 3 Wall pressure distribution with pilot H₂

从图 3 中可清楚地看到氢气的自燃和煤油的点火过程。氢气从一级燃烧室喷注的,氢气的燃烧都发生在一级燃烧室内,导致一级燃烧室局部出现压力峰值。整个发动机壁面压力分布很不平滑。预燃激波串已基本推至隔离段入口处,加入煤油后,由于煤油着火释放热量,导致一级燃烧室压力进一步上升,超过隔离段预燃激波串所能承受的反压能力,激波串被推出隔离段。关闭氢气后煤油维持稳定燃烧,由于煤油实现了分级均匀燃烧,发动机内压力分布光滑饱满,预燃激波串已停留在隔离段中部。

在上述氢气与煤油喷注方式下,实现煤油着火与稳定燃烧所需最小氢气当量比为 $\Phi_{H, \min} = 0.34$,煤油当量比范围为: $\Phi_K = 0.87 \sim 1.72$ 。

为了降低 $\Phi_{H, \min}$,改变氢气喷注位置:在燃烧室内安装半高度,厚度 5mm,前缘 45°后掠的支板,并在第二级支板侧面垂直喷注氢气。煤油喷注位置位于一级燃烧室凹腔底部和二级燃烧室凹腔上游。按无粘流计算,支板前缘法向来流马赫数由原来的 $Ma = 3.0$ 降为 $Ma = 2.1$,波后静压约为 150kPa,按斜

激波关系式和喷管出口参数,估算出波后静温为 753K,考虑到煤油蒸发吸热和壁面水冷热量丧失,以及高速气流加剧了对流换热,当地无法达到煤油的自燃温度,所以要实现支板斜激波诱导煤油着火还是不行的,但支板前缘斜激波改善了氢气和煤油的点火环境,而且氢气从支板侧面垂直喷注能够更容易穿透进入中心主流,此时只需少量氢气,就能依靠斜激波点着氢气,继而实现煤油着火和稳定燃烧,试验中最小氢气当量比可降低为 $\Phi_{H, \min} = 0.068$ 。图 4 给出了 $\Phi_H = 0.068$, $\Phi_K = 0.87$ 工况的壁面压力分布曲线,可见由于氢气当量比非常小,点火时与点火后发动机工况基本无变化。虽然支板的存在降低了 $\Phi_{H, \min}$,但由于它会产生较大的阻力与总压损失,试验中并未将其作为研究的主要内容。

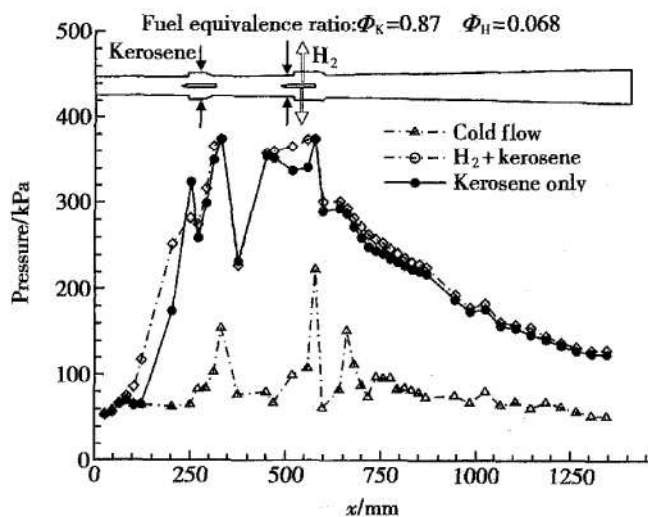


Fig. 4 Wall pressure distribution with pilot H₂ injected at half height and swept strut

3.2 火炬点火器

液体燃料火炬点火器是利用小流量高温燃气进入燃烧室来点燃煤油。考虑到凹腔内存在回流区,流速较慢,煤油着火延迟距离较短,容易实现煤油着火,而且凹腔还具有火焰稳定的功能,因此将火炬点火器安装在一级燃烧室凹腔底部(单侧),点火持续时间 0.55s。煤油喷注位置与当量比同 3.1 中的典型工况。图 5 给出了该试验的壁面压力分布曲线。从图 5 可见,只需要设置一个火炬点火器便能提供足够的能量,实现煤油的点火和维持稳定燃烧。且火炬点火时和关闭火炬后,燃烧室压力分布变化不大。

进一步试验表明在上述喷注方式下,煤油着火与稳定燃烧的当量比范围为: $\Phi_K = 0.87 \sim 1.67$,与氢气引导火焰点火方式的范围相差很小。

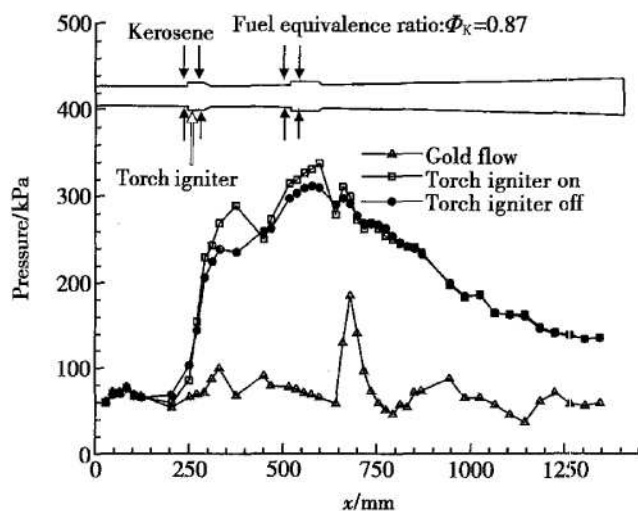


Fig. 5 Wall pressure distribution with torch ignition

3.4 固体装药点火器和电火花塞点火器

除了火炬点火器之外,还进行了固体装药点火器和电火花塞点火试验,点火器安装位置包括一、二级燃烧室空腔上游和底部,但都未能实现煤油成功点火,初步分析认为主要原因是点火能量不够,在下阶段工作中,将继续对此展开研究。

4 点火方式比较

在相同发动机构型(无支板构型)、煤油喷注方式和位置(煤油位于一级、二级燃烧室凹腔上游和底部垂直喷注)基准下,将火炬点火与氢气点火过程进行一个简单的比较:

(1) 如图5所示:火炬点火时和关闭火炬后,燃烧室压力分布十分相似,也就是说火炬点火过程对发动机工作状况基本上无影响,不会出现图3中由氢气点火过程造成预燃激波串推出隔离段的状况;

(2) 比较两种点火过程结束后煤油持续稳定燃烧时的壁面压力分布,所选对比工况包含两种当量比 $\Phi_K = 0.87$ 和 $\Phi_K = 1.07$,氢气喷注位置以及火炬点火器安装位置同前所述。对比结果如图6所示:在上述两个当量比下,不同点火方式下的燃烧室压力分布基本上是一致的。这说明一旦点火成功并且点火过程结束后煤油能够维持稳定燃烧,则点火过程结束后的燃烧室工况与点火方式无关。

5 结论

在超燃冲压发动机直联式试验中,研究对比了液体碳氢燃料超声速燃烧多种点火技术,成功实现了氢气引导火焰点火和火炬点火方式下煤油的可靠点火和持续稳定燃烧,其中采用壁面喷注氢气引导点火,

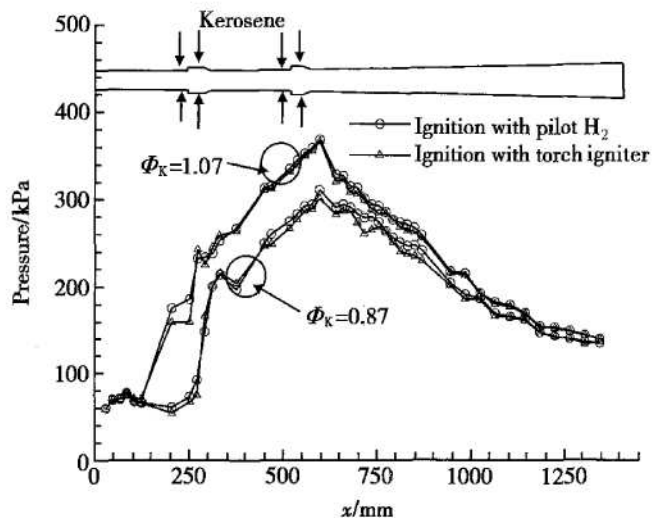


Fig. 6 Comparison of wall pressure distribution

所需氢气当量比较大,而采用支板侧面喷注氢气,则可大大降低最小氢气当量比。通过相同发动机构型、煤油喷注方式和位置工况下的点火方式比较,发现点火过程结束后的发动机工况基本上与点火方式无关。

参考文献:

- [1] Tishkoff J M, Drummond J P, Edwards T, et al. Future directions of supersonic combustion research: Air force/NASA workshop on supersonic combustion[R]. *AIAA Paper* 97-1017.
- [2] Vinogradov V, Kobigsky S, Petrov M. Experimental investigation of liquid hydrocarbon-hydrogen fuel combustion in channel at supersonic velocities[R]. *AIAA Paper* 92-3429, 1992.
- [3] Bonghi L, Dunlap M J, Owens M G, et al. Hydrogen piloted energy for supersonic combustion of liquid fuels[R]. *AIAA Paper* 95-0730, 1995.
- [4] Owens M G, Segal C, Auslender A H. Effects of mixing schemes on kerosene combustion in a supersonic airstream[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1997, 13(4).
- [5] Owens M G, Tehranian S, Segal C, et al. Flameholding configurations for kerosene combustion in a Mach 1.8 airflow[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(4).
- [6] Yu G, Li J G, Chang X Y, et al. Investigation of kerosene combustion characteristic with pilot hydrogen in model supersonic combustor[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6).
- [7] Mathur T, Streby G, Gruber M, et al. Supersonic combustion experiments with a cavity-based fuel injector[R]. *AIAA Paper* 99-2102.
- [8] Mathur T, Lin K C, Kennedy P, et al. Liquid JP-7 combustion in a scramjet combustor[R]. *AIAA Paper* 2000-3581, 2000.
- [9] Mathur T, Gruber M, Jackson K, et al. Supersonic combustion experiments with a cavity-based fuel injector[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6).

(编辑: 梅 瑛)