

煤油超音速燃烧的试验研究*

余勇,丁猛,刘卫东,梁剑寒,沈赤兵,周进,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 在地面直连式试车台上,研究了煤油碳氢燃料超燃冲压发动机的点火燃烧性能。通过测量模型发动机壁面压力分布,比较了不同工况下的煤油点火燃烧性能。试验结果表明,在当量比为 0.27~1.46 的大范围内,煤油在超燃冲压模型发动机中能够成功点火,支板和凹腔对煤油在超声速气流中的点火及稳定燃烧有重要作用,少量氢气的喷入对煤油的点火燃烧有良好的促进作用。太厚的支板、过高的当量比、模型发动机第一级燃烧室加入燃料过多会使发动机壅塞,影响隔离段的正常工作,进而影响加热器喷管工作。

关键词 超燃冲压模型发动机;碳氢燃料;直连式试验;超音速燃烧

中图分类号:V235.213 文献标识码:A

Experimental Study of Supersonic Combustion of Kerosene

YU Yong, DING Meng, LIU Wei-dong, LIANG Jian-han, SHEN Chi-bing, ZHOU Jin, WANG Zhen-guo

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract Research on the ignition and combustion performance of kerosene in a direct-connected scramjet model was conducted. Successful ignition and sustain combustion were achieved in the supersonic combustor. The distribution of wall pressure was measured to validate the combustion performances under different conditions. The test results indicate that kerosene fuel can be self-ignited when the equivalent fuel-air ratio varies from 0.27 to 1.46. The strut and cavity structure are important for the ignition and stable supersonic combustion of kerosene in the model scramjet. When a little hydrogen was injected with kerosene, the ignition and combustion performance was greatly improved. Too thick strut, too high equivalent fuel/air ratio, too much kerosene injected into the first combustor can make the combustor choke, consequently, affect the work of the isolator and air-heater nozzle.

Key words scramjet model; hydrogen-carbon fuel; direct-connect test; supersonic combustion

超燃冲压发动机与未来空天飞机、先进战略/战术武器的研究和发展密切相关,一直是国际上航空航天大国以及军事大国所关注的热点^[1~10]。虽然这方面的研究工作已有半个世纪的历史,但由于超燃冲压发动机燃烧室工作过程极为复杂,涉及到燃料喷射、雾化、流动、燃烧、激波、传热、传质等复杂的物理现象,其研究工作涵盖近代高速气体动力学、化学热力学、化学反应流体力学、自动控制理论、发动机动力学等多门学科,是多项前沿技术的高度综合,存在燃料超声速混合与燃烧、火焰稳定等大量技术难点。目前,超声速燃烧的理论尚不成熟,数值模拟所依据的燃烧化学模型、湍流模型等也尚待完善,因此,超燃冲压发动机的研究不仅需要进行深入的理论分析和数值模拟^[7],还必须进行大量复杂的地面试验^[2,3,6]。

1 试验装置

试验装置由空气加热器和模型发动机两部分组成,空气加热器尾喷管出口和模型发动机隔离段入口直接用法兰连接,采用贯通式水冷却。空气加热器是进行超燃冲压试验的关键设备,目前国内外主要采用电弧加热和燃烧加热等方式对空气进行加热^[5~7]。电弧加热对空气污染较少,但费用过高。对燃烧加热,国内外大都采用氢/空气先燃烧后补氧的方式^[4,10],这就不可避免地使加热器结构复杂,体积庞

* 收稿日期:2003-08-25
基金项目:国家 863 基金资助项目(2002AA723060)
作者简介:余勇(1974—),男,博士生。

大提供的来流品质不理想,如文献[10]介绍的加热器出口气流成分质量百分比为 $\psi_{N_2}:\psi_{O_2}:\psi_{H_2O}=54:21:25$, N_2 和 H_2O 的质量百分比与实际空气相差较大。本文研究中利用独创的空气加热器技术,通过结构很简单的空气加热器即可为模型发动机提供分布均匀稳定的加热空气,加热器出口气流成分质量百分比为 $\psi_{N_2}:\psi_{O_2}:\psi_{CO_2}:\psi_{H_2O}=56:23.3:12.7:7.8$ 。加热器出口气流马赫数 $Ma=3$,气流总温为 $1835.4K$,总压为 $2.78MPa_0$ 。

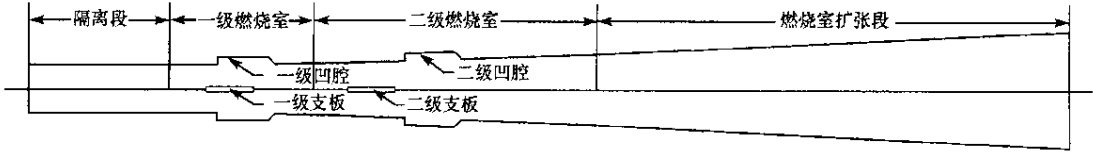


图1 模型发动机结构示意图

Fig.1 Schematic diagram of scramjet model

如图1所示,模型发动机由隔离段、一级燃烧室、二级燃烧室和燃烧室扩张段四部分组成。为了对超声速气流中煤油的点火性能和燃烧性能进行深入研究,在模型发动机上设置了两级凹腔燃料喷射/火焰稳定一体化装置。在每级凹腔上游台阶布置了4个或8个直径 $1.2mm$ 的燃料喷口,喷口方向与主流方向成 45° ,凹腔中设有5排燃料喷口,前三排每排4个喷口,后两排每排8个喷口,喷口直径都是 $0.5mm$,喷口方向垂直于主流方向,各排喷口均可以单独控制,互不影响。凹腔长度深度比分为 $L/H=6.8$ 两种,试验中也可以换下凹腔安装平板。模型发动机第一、二级燃烧室上下壁面都设有支板安装位置,可以安装 $1/5$ 高度(这里的高度指的是支板高度与发动机燃烧室内通道高度之比,下同) $1/3$ 高度、 $1/2$ 高度和全高度及厚度分别为 $10mm$ 、 $15mm$ 、 $20mm$ 、 $25mm$ 、 $33mm$ 的支板,并可以安装双支板。整个模型发动机设计先进,可供选择的喷射方式非常多,是进行超燃冲压发动机燃烧室工作过程研究的有效试验装置。

2 试验结果与分析

本阶段试验对直连式超燃冲压模型发动机的点火性能和燃烧性能进行了深入的研究。如前所述,利用加热器产生的高温高速气流模拟超燃冲压发动机进气道出口(即隔离段入口)条件,在模型发动机第一、二级燃烧室喷入燃料研究其点火和燃烧性能,在发动机壁面上沿轴向布有压力测量点,研究超声速燃烧室内流场结构以及点火和燃烧性能。模型发动机中安装支板时,煤油在超音速气流中能够自燃,不需要辅助的点火源和引导火焰,但为研究目的,本文也探讨了氢气做引导火焰时模型发动机的点火燃烧性能。在搭建的超燃冲压模型发动机直连式试验试车台上,先后进行了加热器与模型发动机冷通流试验,模型发动机点火燃烧性能试验研究。对比分析了不同的支板和凹腔结构、不同当量比、不同加热规律下以及利用氢气作为引导火焰时模型发动机的点火燃烧性能,经过大量试验研究,得到了一些初步结果,为今后更深入的研究工作奠定了坚实的基础。

2.1 支板的影响

超燃冲压发动机中采用支板,既可起到进一步压缩来流的作用,又可增强燃料与空气混合,提高燃烧效率。图2给出了支板高度对模型发动机燃烧性能的影响,当采用 $1/5$ 高度和 $1/2$ 高度的支板时,模型发动机壁面压力值和无燃料喷射的通流试验值相比,没有明显的升高;而当采用全高度支板时,模型发动机壁面压力值有大幅度提高,在无燃烧时最大壁面压力比达到了 3.0 以上,表明发动机燃烧性能大幅度提高。而无支板时模型发动机壁面压力更低。试验对比研究结果表明,采用全高度支板是该模型发动机能够实现较高效率超音速燃烧的重要条件。

除了支板高度外,支板厚度对模型发动机的工作过程也有重要影响。若增加支板厚度,进一步增强对来流气体的压缩,必然造成总压损失增大,并且由于流通面积减少,超燃冲压发动机中会出现气动壅塞,如图3所示为模型发动机第二级安装厚度为 $33mm$ 的全高度支板时模型发动机壁面压力分布。由图3可见,当还没有喷射煤油时,由于第二级厚支板的压缩,燃烧室压力升高并引起附面层分离,压力波

前传至隔离段入口,隔离段入口流场被破坏。当有煤油喷射时,模型发动机内压力更高,从隔离段入口到厚支板,整个发动机前部壁面压力超过了传感器量程。

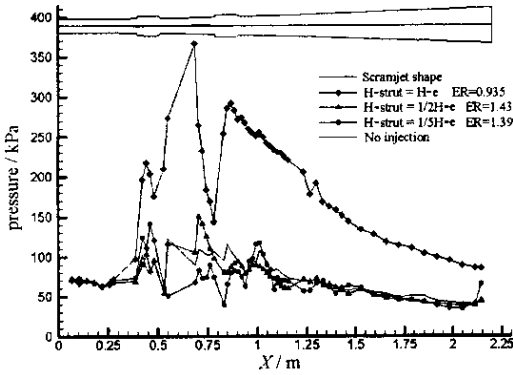


图2 支板高度对模型发动机壁面压力分布的影响
Fig.2 Effect of strut height on scramjet model wall pressure distribution

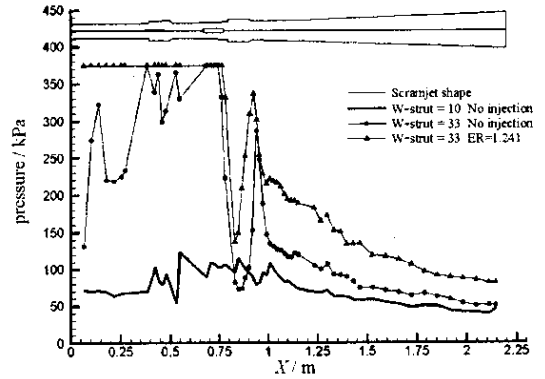


图3 支板厚度对模型发动机壁面压力分布的影响
Fig.3 Effect of strut width on scramjet model wall pressure distribution

2.2 凹腔的影响

图4比较了模型发动机第二级燃烧室安装凹腔或平板对模型发动机燃烧性能的影响。由图可见,当模型发动机第二级燃烧室安装凹腔燃料喷射/火焰稳定一体化装置时,从第二级燃烧室凹腔开始沿发动机轴向0.56m的长度范围内,模型发动机壁面压力比安装平板燃料喷射装置时有明显提高。这说明了空腔火焰稳定装置对于促进超音速燃烧也有重要作用。

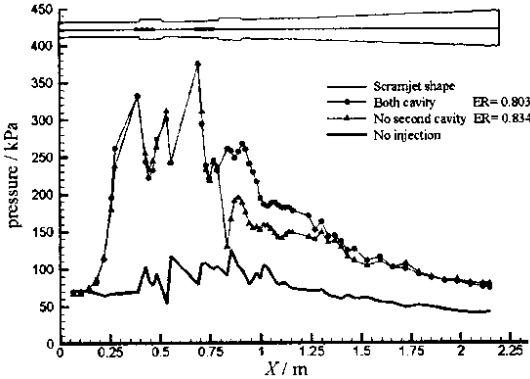


图4 二级凹腔对模型发动机壁面压力分布的影响
Fig.4 Effect of second cavity on scramjet model wall pressure distribution

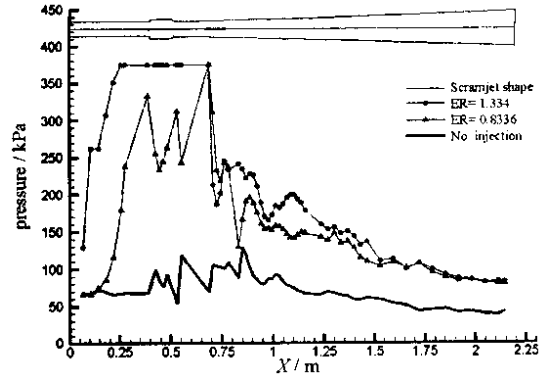


图5 不同当量比下模型发动机壁面压力分布
Fig.5 Scramjet model wall pressure distribution under different equivalent ratio

2.3 当量比影响

图5比较了当量比对模型发动机点火燃烧性能的影响。由图可见,当量比 $ER = 0.8336$ 时,虽然由于喷射燃烧形成的反压造成隔离段附面层分离,压力波前传到隔离段中部,但是隔离段入口处并没有出现附面层分离,隔离段入口流态并没有被破坏,发动机仍然可以正常工作。而当量比 $ER = 1.334$ 时,模型发动机出现了热壅塞,第一级燃烧室到第二级燃烧室前端压力大幅度升高(已经超过传感器量程),隔离段入口也出现了附面层分离,其入口流场被破坏,将影响进气道的正常工作。

2.4 氢气作为引导火焰

图6对比了有无氢气作为引导火焰时模型发动机轴向压力分布。图示的两次试验除了一次试验有极少量的氢气(氢气流量 $< 5\text{g/s}$)作为引导火焰外,其它试验参数相同。由图可见,虽然作为引导火焰的氢气流量不足燃料总流量的1%,但却对发动机内的燃烧过程有明显的促进作用,特别使模型发动机燃烧室扩张段压力有明显升高。

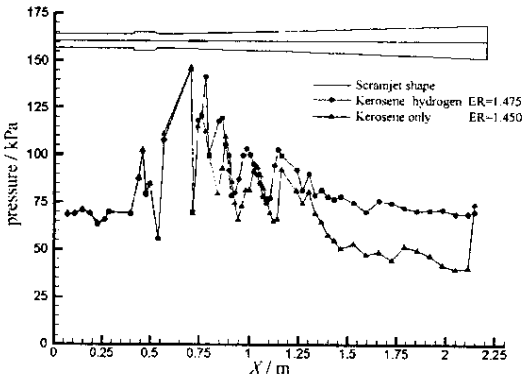


图6 氢气引导火焰对模型发动机壁面压力分布的影响

Fig.6 Scramjet model wall pressure distribution
(with and without hydrogen as pilot flame)

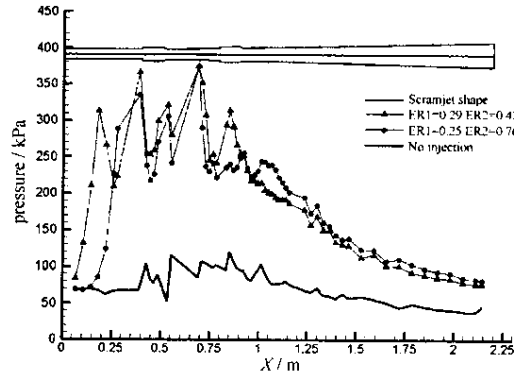


图7 模型发动机轴向壁面压力分布

Fig.7 Scramjet axial wall pressure distribution

2.5 加热规律的影响

隔离段是超燃冲压发动机的重要部件,它是进气道和燃烧室之间的气动热力缓冲段,隔离段既可进一步压缩来流气体,又可以防止燃烧波前传,造成进气道不启动。当隔离段背压(即燃烧室压力)逐渐升高时,隔离段内的激波串会逐渐向上游移动。燃烧室压力达到一定程度,激波串会被推出隔离段,进入进气道,造成进气道的不启动。在结构参数确定的情况下,燃烧室压力是由加热规律决定的。图7示出了相同当量比下不同加热规律对隔离段工作的影响,其中一次试验中,从第一级燃烧室加入的燃料较多,对应的当量比 $ER=0.29$,而另一次试验中,从第一级燃烧室加入的燃料较少,对应的当量比 $ER=0.25$ 。由图7可见,第一级燃烧室加入较多燃料会把激波串推到隔离段入口(即进气道出口),影响进气道的正常工作。

3 结论

本文针对所设计的直连式超燃冲压模型发动机,对不同支板和凹腔结构、不同当量比条件下以及有无氢气为引导火焰、不同加热规律下模型发动机的点火燃烧性能进行了研究。探讨了煤油和氢的超燃点火性能和燃烧性能。根据本文工作,可得到以下结论:

(1)当模型发动机安装全高度支板时,在煤油的当量油气比为 $0.27 \sim 1.46$ 的大范围内,煤油在该超燃冲压模型发动机中能够自燃并维持稳定燃烧,标志模型发动机设计成功;不安装全高度支板时,煤油在该超燃冲压模型发动机中无法自点火;

(2)超燃冲压发动机中,少量氢气的喷入对煤油等碳氢燃料的燃烧有良好的促进作用;

(3)支板过厚(如33mm厚)模型发动机第一级燃烧室喷入煤油当量比大于0.29或总体燃料当量比过高都会使发动机出现气动或热力壅塞,影响隔离段的正常工作。

参考文献:

- [1] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic Airbreathing Propulsor[M]. AIAA, 1994.
- [2] Curran E T, Murthy S N B. Scramjet Propulsor[M]. AIAA, 2000.
- [3] Waltrup P J, Anderson G Y, Stull F D. Supersonic Combustion Ramjet(Scramjet) Engine Development in the United States[A]. The 3rd International Symposium on Air Breathing Engines, 1976.
- [4] Guimaraes A L, Sinay L, Bastos-Netto D. Liquid Fuel Burner with Oxygen Replenishment for Testing Scramjet Combustors[J]. AIAA 97-3020, 1997.
- [5] Waltrup P J, Billig F S. Structure of Shock Waves in Cylindrical Ducts[J]. J. of AIAA, 1973, 11(10).
- [6] 周进, 刘卫东, 梁剑寒. 高超声速飞行器推进系统工作过程研究[R]. 中国国防科学技术报告, 2002-12.
- [7] 余勇, 陈小前, 王振国. 三维实验固体火箭冲压发动机燃烧室湍流反应流数值模拟[J]. 国防科技大学学报, 2002, 24(5).
- [8] 刘陵, 等. 超音速燃烧与超音速燃烧冲压发动机[M]. 西安:西北工业大学出版社, 1993.
- [9] 俞刚, 张新宇. 燃烧室构型对煤油超燃冲压发动机性能影响研究[J]. 流体力学实验与测量, 2000, 14(1).
- [10] 黄庆生. 煤油-氢双燃料超声速燃烧研究[D]. 北京:中科院力学所, 1999.

