

文氏管在煤油燃料超燃冲压发动机中的应用*

丁 猛, 吴继平, 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: 为了提高试验效率, 将文氏管流量控制技术应用到液体煤油燃料超燃冲压发动机地面直连式试验中, 在一次试车中完成了多个燃料当量比的试验。在模型发动机 2.5 s 工作时间内, 利用流量调节系统实现了煤油流量阶梯变化, 对应当量比分别为 1.01、0.88 和 0.71, 随着燃料流量减小, 超燃冲压模型发动机维持稳定燃烧, 发动机推力减小, 燃烧室压力降低, 隔离段内预燃激波串位置后移。试验结果说明文氏管流量控制系统工作稳定, 调节过程清晰, 达到预定试验目的, 并且该技术可作为一个有效的手段应用到变当量比超燃冲压发动机燃烧过程动态特性研究中。

关键词: 冲压喷气发动机; 超音速燃烧; 燃料; 流量控制; 文氏管

中图分类号: V235.213

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2005) 01-0016-04

Application of control technology based on Venturi in kerosene fueled scram jet

DING Meng WU Jiping LIANG Jian-han LIU Weidong WANG Zhen-guo

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

Abstract To improve the experiment efficiency, fuel mass flow control technology based on throttling Venturi was applied to the direct-connect test of a liquid kerosene fuel scram jet with a Mach 3 incoming stream. Different kerosene mass flows were achieved with variable mass flow Venturi during 2.5 seconds of stable combustion of pure kerosene in a scram jet combustor ignited by a special torch igniter. Along with the decrease of kerosene mass flow, corresponding fuel equivalence ratio are 1.01, 0.88 and 0.71, the thrust and wall static pressure of combustor decreased, shock train in isolator moved to downstream. Results of experiments indicated that the fuel mass flow controller worked accurately and reliably. It is a useful tool for the studies on dynamic process of supersonic combustion when the equivalence ratio changes.

Key words Ram jet engine; Supersonic combustion; Fuel; Flow control; Venturi tube

1 引 言

高超声速技术的发展和运用, 对未来武器装备的发展将产生重大影响。超燃冲压发动机技术作为高超声速技术的核心, 涉及到多门学科, 是多项前沿技术的高度综合。在各国超燃冲压发动机技术的探索与研究中, 试验研究始终占据最重要的地位。

要对整个超燃冲压发动机进行系统研究就必须进行大量的变参数研究。在超燃冲压发动机燃烧过程中, 一项重要内容就是研究燃料当量比变化对燃

烧过程的影响, 国内外采取的都是单点当量比试验方式^[1~4], 即针对某个当量比进行一次试验, 这样势必增加了试验次数和试验开销, 降低了试验效率。

流量可调气蚀文氏管主要应用在变推力液体火箭发动机, 实践证明对液体火箭发动机的推力与混合比的调节来说它是一个很有效的装置^[5~7]。

本文将文氏管流量调节技术应用到液体碳氢燃料超燃冲压模型发动机直联式试验中, 验证了该技术的可行性, 实现了在一次试验中完成多个当量比状态的研究, 减少了试验次数, 提高了试验效率。

* 收稿日期: 2003-12-03 修订日期: 2004-05-08

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

2 试验设备

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 2 kg/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推力测量技术,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燃烧室(如图 1 所示),采用不冷却热沉结构。考虑超燃冲压发动机与高超声速飞行器机体的一体化设计,燃烧室采用顶壁单边膨胀构型,入口横截面尺寸为: 54 mm (高) $\times 75\text{ mm}$ (宽),发动机全长 1560 mm ,扩张比等于 2。

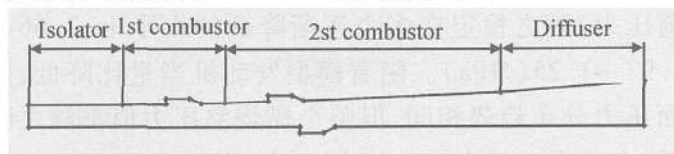


Fig 1 Schematic of supersonic combustor

试验模拟飞行条件为高度 $H = 25\text{ km}$, 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 $T = 632\text{ K}$ 。

在发动机燃烧室设计中采用基于凹腔的燃料喷注/点火/火焰稳定的一体化技术。即利用凹腔作为火焰稳定装置,同时在凹腔的上游和底部布置燃料喷嘴和点火器,并且将上述模块设计为可拆装式结构,能够通过更换不同的凹腔模块来试验不同的凹腔结构(深度、长深比、后缘角)、燃料喷注位置、喷注角度和喷嘴数目与大小对发动机点火与燃烧性能的影响。

3 文氏管流量调节系统基本原理与结构

流量可调气蚀文氏管^[6],由一个文氏管及其在文氏管喉部中心安装的一个锥面或特定型面的可调的针锥所组成。对于固定流通截面文氏管,当液体流经文氏管喉部时,速度加快压力降低。随着上游压力的增加,流速不断增加,压力不断降低直至流体静压低于该温度下的液体饱和蒸汽压时,液体发生气蚀,形成气态流动区;喉部下游是一扩张段,气体在扩张段内减速增压,经过一定距离(称为恢复段)后,气体压力上升,超过液体的饱和蒸汽压,气态燃料又恢

复到液态形式并通过出口进入发动机,此时如果保持上游压力不变,则由于喉部流通面积固定,且喉部压力始终等于饱和蒸汽压,所以通过文氏管的流量是固定的,下游压力变化仅仅改变恢复段的距离,而不会影响流量变化,直至下游压力上升到一临界值时,恢复段缩短至喉部,气蚀区消失,此时文氏管失效。可见在其工作范围内,文氏管能够保证固定的流量并隔绝下游压力波动的影响。在流量可调气蚀文氏管中,上述喉部则是由文氏管与变截面中心针锥共同形成的(如图 2 中的局部放大图所示),通过调节中心针锥的位置改变实际喉部流通截面,就可以达到改变流量的目的。

试验中采用的流量可调气蚀文氏管如图 2 步进电机(图中未显示)通过滚珠丝杠与可调气蚀文氏管的调节针锥相连,工作时,计算机发送指令给 PLC 可编程控制系统来控制步进电机的驱动器,滚珠丝杠将电机的转动运动变换成直线运动,推动针锥前后移动,从而达到流量调节的目的。该系统具有使用方便,精度高,响应快的特点。

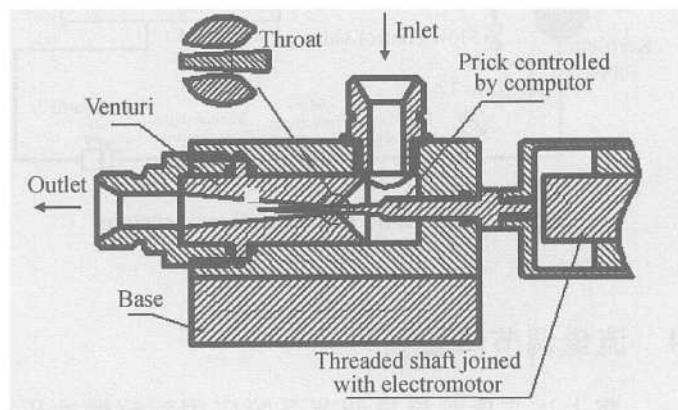


Fig 2 Schematic of throttling Venturi

理论上文氏管流量调节系统的流量特性曲线是一条抛物线。实际上,随着文氏管工作条件的改变以及调节针锥位置的移动,其工作特性也是变化的。在文氏管使用之前需进行标定,根据标定所得曲线即可拟合出一条曲线,得到针锥行程与流体流量的对应关系,从而精确控制流量。可以采用压力恢复系数来描述其实际工作特性: $\varphi = p_2/p_1$, 其中 p_1 和 p_2 分别为文氏管入口压力和出口压力。图 3 给出了试验所用文氏管的流量调节特性:当 p_2 不断增加时,会出现前面提到的临界点。 p_2 小于该临界压力时,流过文氏管的流量不再随 p_2 的降低而变化。也就是说,即使文氏管出口的压力有一定波动,也不会影响模型发动机

的燃料供应量。在该临界点,压力恢复系数为

$$\varphi = p_2/p_1 = 3.16/3.66 = 0.863$$

$$\varphi = p_2/p_1 = 3.16/3.66 = 0.863$$

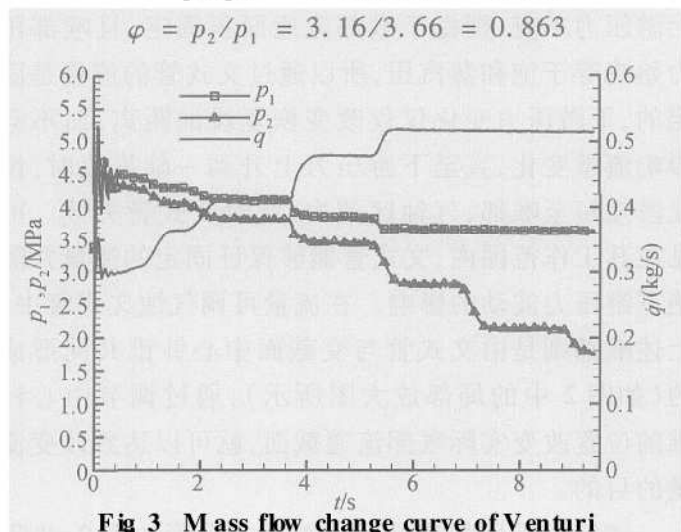


Fig 3 Mass flow change curve of Venturi

试验中煤油采用挤压式供应系统,将文氏管流量调节系统安装在煤油喷前气动阀之前,供应系统简图如图4所示。

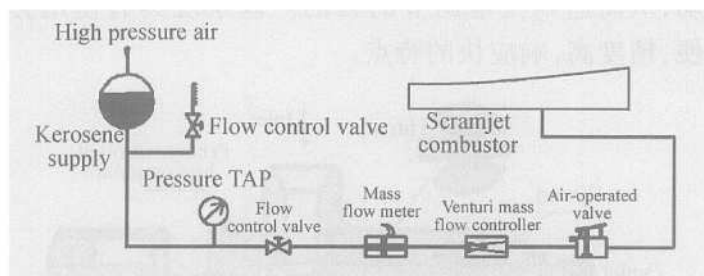


Fig 4 Schematic of fuel delivery system

4 流量调节试验

将上述文氏管流量调节系统应用到超燃冲压模型发动机直联式试验中。如图1所示,在一级燃烧室内上壁面和二级燃烧室的上下壁面各设置一个凹腔模块;采用火炬点火方式,火炬点火器安装在一级燃烧室凹腔底部;煤油喷嘴设置在凹腔上游与底部;试验前文氏管流量调节系统中心针锥保持一个预留开度,即设定试验时的第一个流量值,在2.5s模型发动机工作时间内,从预定流量开始,流量调节系统作动两次,调节出三种发动机流量,对应当量比 Φ 分别为 $1.01 \rightarrow 0.88 \rightarrow 0.71$ 。

试验过程如下:2.4s时刻加热器点火;持续0.6s后在超燃冲压模型发动机内建立起稳定的超声速流动,推力曲线也达到稳态。在3.0s时刻煤油气动阀开启向燃烧室内供油,同时火炬点火器开始点火,3.55s火炬点火器关闭,模型发动机维持稳定燃烧,

此时文氏管中心针锥始终维持在预留开度。3.8s中心针锥第一次作动,开始调节预设的第二个流量,并保持该流量下稳定燃烧0.5s;4.3s中心针锥第二次作动,开始调节预设的第三个流量,并保持该流量下稳定燃烧1.1s;5.4s煤油气动阀关闭,模型发动机关车;5.9s加热器关机,试验结束。

图5给出了煤油喷前压力与流量随时间的变化过程,图6给出了当量比与模型发动机推力随时间的变化过程。图7给出了不同煤油流量时模型发动机顶壁的压力分布曲线。从图5图6可看到:文氏管流量调节系统非常好的完成了设定流量的调节,而且调节过程清晰,每个设定状态的流量都非常平稳。按预设程序设置,中心针锥行程不断增加,文氏管流通截面相应减小,从而实现了不断减小燃料流量的目的;同时,文氏管出口压力(即模型发动机燃料喷嘴前压力)随之稳定在多个逐渐降低的水平上: $2.66 \rightarrow 1.97 \rightarrow 1.25$ (MPa)。随着模型发动机当量比降低,壁面压力分布趋势相同,但整个燃烧室压力值都随之降低,尤其在一级和二级燃烧室内,燃烧剧烈程度下降导致压力有明显下降,最大降幅分别达到16%和20%。同时,燃烧室压力降低导致隔离段内预燃激波串反压梯度减弱,预燃激波串位置随之后移,当量比 $\Phi=0.71$ 时,整个隔离段压力基本无变化,预燃激波串消失。另外,图6表明伴随当量比的降低,模型发动机推力也保持下降趋势。

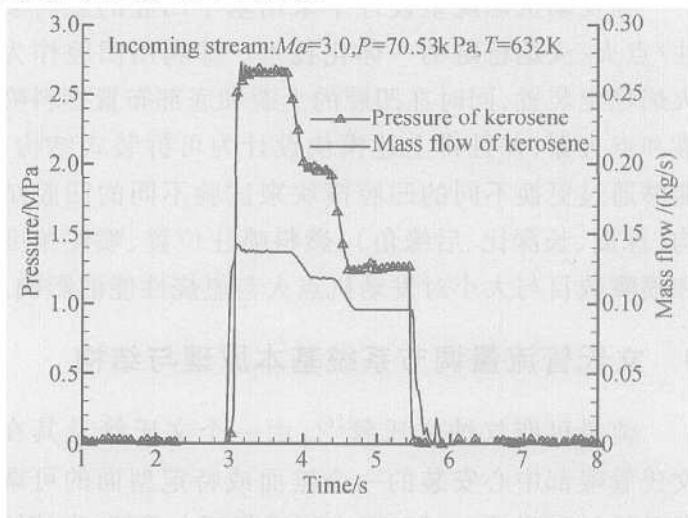


Fig 5 Test sequence of fuel pressure and mass flow

从上可知:随着当量比增加,燃烧室压力提高,预燃激波串位置前移,推力增加。试验结果与文献[1~4]结果符合,而且反应出了上述规律的动态过程。

另外,变当量比是实现超燃冲压发动机变推力的

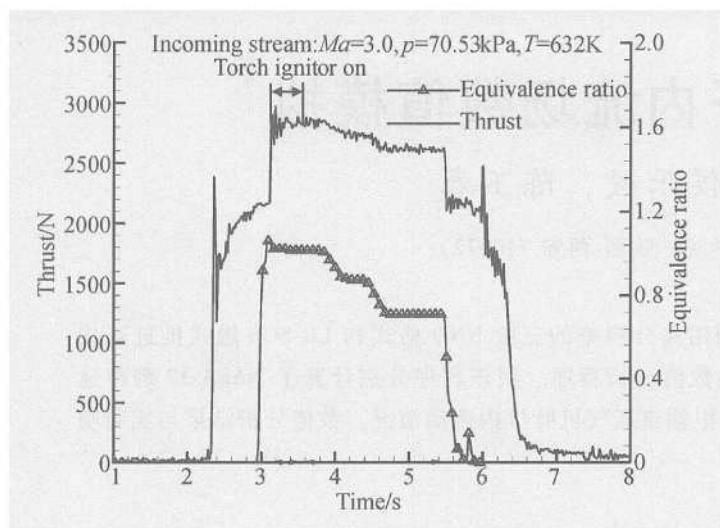


Fig 6 Test sequence of thrust and equivalence ratio

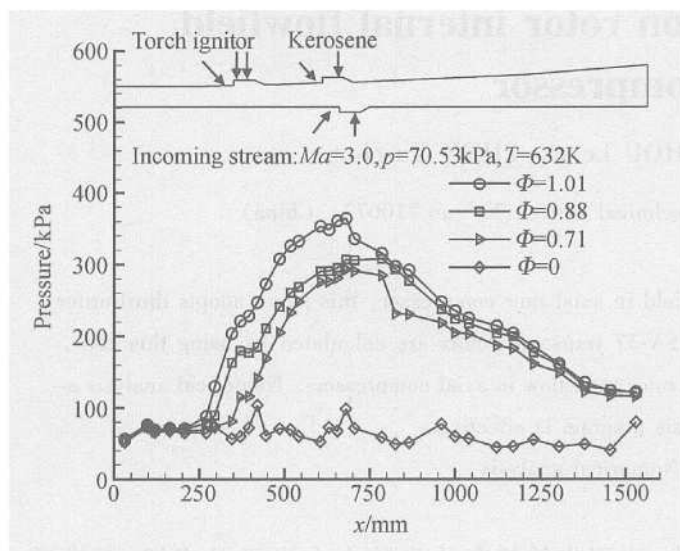


Fig 7 Static pressure distributions on top wall

手段之一,关于变当量比过程中的燃烧动态特性也是未来超燃冲压发动机研究内容之一,无疑,本文的文氏管流量调节技术为上述燃烧过程动态研究提供了一个有效的手段,作者在今后的研究中将继续深入开展这方面的工作。

5 结 论

本文将文氏管流量调节技术应用到超声速燃烧研究与超燃冲压发动机中,并且在液体煤油燃料超燃冲压模型发动机直联式试验中验证了该技术的可行性,试验结果说明文氏管流量调节系统工作稳定,调节过程清晰,成功完成了多个预定燃料流量的调节。试验结果表明将文氏管流量调节系统应用到超燃冲压发动机试验中,可以减少试验次数,提高试验效率,同时为超燃冲压发动机燃烧动态过程研究提供了一个新颖而有效的手段。

参考文献:

- [1] Mathur T, Streby G, Guber M, et al Supersonic combustion experiments with a cavity-based fuel injector [R]. *AAA Paper* 99- 2102
- [2] Mathur T, Lin K - C, Kennedy P, et al Liquid JP- 7 combustion in a scramjet combustor [R]. *AAA Paper* 2000- 3581, 2000
- [3] Mathur T, Guber M, Jackson K, et al Supersonic combustion experiments with a cavity-based fuel injector [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6).
- [4] Yu G, Li J G, Chang X Y, et al Investigation of kerosene combustion characteristic with pilot hydrogen in model supersonic combustor [R]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6).
- [5] 刘国球. 液体火箭发动机原理 [M]. 北京: 宇航出版社, 1993
- [6] 张育林. 变推力液体火箭发动机及其控制技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2001
- [7] 高汉如. 液体火箭发动机变推力用流量可调气蚀文氏管设计中几个问题的分析 [J]. *工学报*, 1978 (2).

(编辑: 梅 瑛)

会议消息

2005国际推进剂、炸药、烟火技术秋季讨论会 (2005IASPEP)

两年一度的国际推进剂、炸药、烟火技术秋季讨论会,得到了十多个国家众多单位和机构的积极响应。会议文集也被 E1、ISTP 及 CA 等国际知名检索机构收录。计划于 2005 年 10 月 25~ 28 日在北京市西郊宾馆召开第六届会议,会议论文请于 2005 年 4 月 20 日前提供给会议筹备机构,详情请登陆 <http://www.iaspep.com.cn> 或致电 010- 68913997, 68910564 联系人: 冯长根, 黄平, 李生才, 王亚军, Email iaspep@bit.edu.cn