

超燃冲压模型发动机中支板/凹腔一体化稳焰机构

张新宇 陈立红 顾洪斌

中国科学院力学研究所, 北京 100086

摘要: 由于超燃冲压发动机内通道中气流流速快, 燃料在燃烧室中滞留时间短, 所有超燃冲压发动机的点火以及燃烧稳定一直是研究工作的重点, 至今仍然是一个探索性的课题。为寻求一种较好而又简单的方式, 同时积累相关经验, 我们利用马赫 6 推进风洞对侧压式超燃冲压模型发动机进行了实验研究。通过采用交错尾支板和壁面凹腔的一体化结构, 实现了氢气、煤油、以及氢气+煤油双燃料的点火与稳定燃烧, 并获得了不同条件下发动机产生的推力。

关键词: 稳定燃烧, 支板/凹腔一体化机构, 超燃冲压发动机, 地面模拟实验

0 引言

超燃冲压发动机作为吸气式高超声速飞行器的动力系统具有重要的应用前景。美苏等航空航天大国从上世纪 50 年代就开始了研究工作, 随后法、德、日等发达国家也加入到研究行列⁽¹⁻⁸⁾。但由于超燃冲压发动机涉及多学科交叉, 同时其技术也极为复杂, 国际上的研究热潮几起几落, 至今仍没有以超燃冲压发动机为动力的飞行器投入使用。虽然美国 NASA 在 2001 年 6 月进行了 X-43 的首次飞行实验 (由于助推火箭的失误而失败), 但大部分研究工作仍然依靠地面实验设备进行。而且大量基础性研究工作仍在继续进行⁽⁹⁻¹²⁾。

超燃冲压发动机的最基本的关键问题之一是稳定燃烧问题。一般气流和燃料在燃烧室内的驻留时间为 1-2ms。其间要完成气流与燃料的混合 (如果是液体燃料还需要雾化、汽化等)、点火、燃烧等一系列物理化学过程, 而且还要保证燃烧的稳定进行。如果发动机在空中熄火, 其后果不堪设想。因此国际上在增强混合、稳定燃烧等方面已做了大量工作, 但尚无一种固定形式被广泛接受。

我国相关研究工作起步较晚, 上世纪 90 年代中期才开始超声速燃烧的基础研究⁽¹³⁻¹⁶⁾。进入新世纪后, 在中国科学院的支持下, 我们建成了自由射流式实验台 (高超声速推进实验装置), 并开始了超燃冲压模型发动机实验研究⁽¹⁷⁻¹⁸⁾。本文介绍设计研制的一种用于点火和稳定燃烧的支板/凹腔组合式机构, 同时介绍采用该机构的实验结果。

1 实验设备与实验模型

图 1 是用于实验研究的高超声速推进实验装置的概念图。加热器采用烧氢补氧加热方式, 最大可提供总温 2000K、总压 5MPa、流量 4.5kg/s 的热气流。设备喷管采用二维型面设计, 出口马赫数为 5.8, 出口尺寸为 300mm×187mm。直径 2m、长 3m 的实验舱中设置实验模型以及必要的扩压设备。采用了三喷管中心环型引射的单级引射器, 流量 40kg/s, 可使实验舱内压力达到 4kPa 左右, 相当于马赫 7 飞行器在 25km 高空飞行时发动机入口处的压力条件。

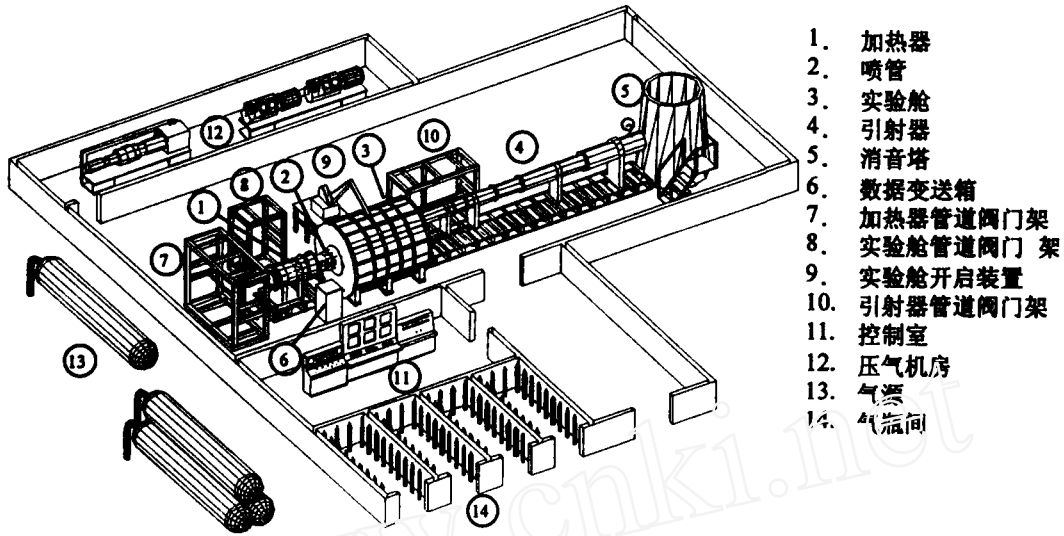


图1 高超声速推进实验装置整体

实验模型如图2所示,是一个侧压式超燃冲压模型发动机(SCM03),其各几何参数见表1。作为增强混合、促进点火和稳定燃烧的机构,采用了如图3所示的交错尾支板与壁面凹腔相结合的组合式结构。

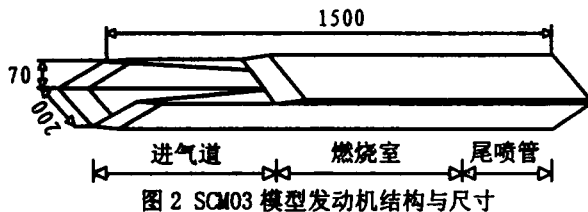


表1 SCM03 发动机模型参数

进气道	入口尺寸	200×70
	后退角	45°
	收缩比	4
	压缩角	9°
	长度	474
燃烧室	入口尺寸	50×70
	长度	600
尾喷管	膨胀比	1.7
	长度	300

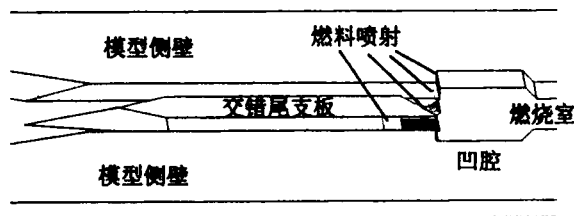


图3 隔板/凹腔一体化结构示意图

2 实验结果与讨论

本实验的气流条件是总温 1650-1750K, 总压 4-4.5MPa, 流量 3.8-4.2kg/s, 马赫数 5.8。图4是一个典型的燃料喷射压力以及实验设备主要观测点压力随时间变化图。首先打开引射器阀门, 工作压力迅速上升, $t=0.6s$ 后达到稳定状态, 并保持在 2.6MPa 左右。随着引射器的运行, 设备整体压力开始下降。 $t=3.5s$ 时实验舱压力(喷管压力相同)下降到稳定状态的 6.5kPa。

$t=4s$ 时加热器开始工作, 内部压力迅速上升, $t=6s$ 时达到平稳阶段, 压力为 $4.1MPa$ 。伴随加热器的运行, 喷管出口静压开始下降, 到 $t=5s$ 时下降到最低点 $4kPa$, 然后随加热器总压而略有上升, 表示喷管起动。由于加热器总压和喷管出口静压基本达到稳定状态, $t=6s$ 时由支板垂直流向喷入煤油, 同时由壁面垂直流向喷入氢气。煤油与氢气的喷孔压力分别是 $1.2MPa$ 和 $2.0MPa$, 换算成当量比分别是 0.71 和 0.05 。 $t=9s$ 时关闭燃料供应管路阀门, 同时关闭加热器供气管路阀门。 $t=10s$ 时停止引射器工作, 同时可燃气管路注入氮气冲洗, 实验结束。氢气压力在 $t=10s$ 处的压力上升就是氮气冲洗的结果。

2.1 喷管起动与实验气流流场

安装在喷管下游的模型干扰喷管气流的流场, 特别是模型的堵塞比(模型最大迎风截面积与喷管出口面积之比)大时对流场的影响较大, 甚至导致喷管不起动。用于本实验的模型 SCM03 的堵塞比为 31% , 图 5 是实验中模型前缘附近的纹影图像。通过其中的斜激波也可以判断喷管起动。

图 6 是通过加热器总压与喷管出口总压得出的马赫数分布。除边界层外的核心区的马赫数基本在设计马赫数 5.8 附近, 最大为 5.85 、最小为 5.7 , 平均误差为 $\pm 1\%$ 左右。

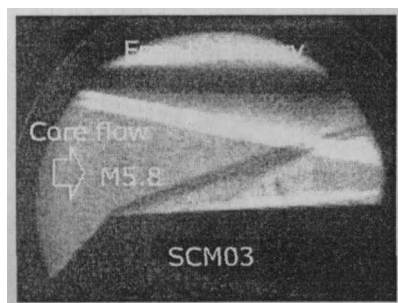


图 5 模型前缘附近的纹影图像

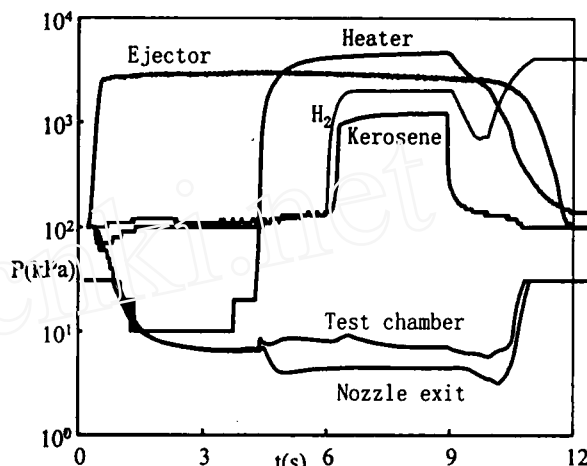


图 4 燃料喷射压力以及实验设备主要观测点压力随时间变

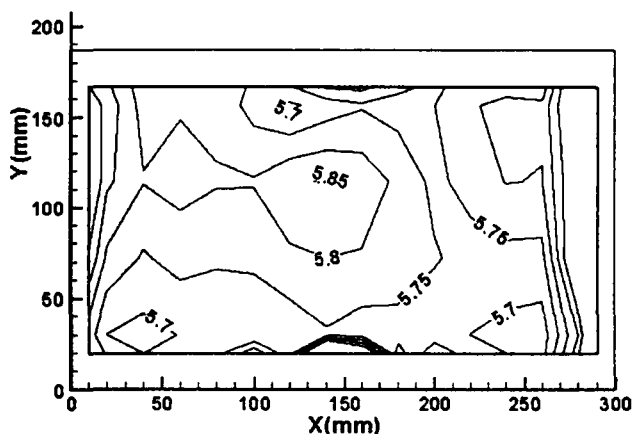


图 6 喷管出口马赫数分布

2.2 点火与燃烧

在凹腔壁面设有三个火花塞用于燃料的点火。由于气动力的作用, 部分引导氢和煤油卷入凹腔中, 并形成回流区, 增长了驻留时间。这样在凹腔中燃料容易被点燃。图 7 是燃料点燃前后 SCM03 模型侧壁面沿程的压力分布。图中的 P_0 是设备喷管出口静压。燃料点燃前, 由于采用了侧压式进气道, 侧壁前缘处存在斜激波。而第一个测点所测得的压力为该斜激波的波后压力, 因此与来流静压相比有一个压力上升 ($P/P_0 = 3.5$)。沿进气道流向压力的略微下降, 可考虑为由斜激波引起的气流偏转所造成。在支板前缘附近, 两侧板产生的斜激波交汇, 引起压力上升。在燃烧室中, 由于扩张角的存在, 截面积增大, 导致超声速气流静压下降

降。在尾喷管中，扩张加大导致更大的气流静压下降。

燃料点燃后的压力分布与点燃前相比有较大的变化。与燃烧前相比，进气道与隔离段中上游部分的压力没有明显变化。说明隔离段起到了较好的隔离作用。隔离段下游部分（支板尾部附近）的压力上升来自燃烧室燃烧所产生的压力上升。燃烧室中凹腔附近压力上升最大，表示凹腔起到很好的稳焰作用。最大压力上升达到喷管出口静压的 58 倍左右。随后的压力下降表示燃烧释热减少和由截面积增加所产生的气流加速。

根据图 7 的压力分布，通过一维解析方法可算出该实验的燃烧效率为 43%。

2.3 推力分析

利用盒式应变测力天平测得的模型流向受力随时间变化曲线由图 8 给出。随着设备引射器开始工作，模型明显受到吸引，显示为阻力。在一个过冲后基本稳定在 -260N 左右。这是由于引射器工作是一个动态平衡过程，系统中始终有流动存在，而使模型连续受力。但它并不是由于实验气流所造成的力，所以可以把这个视为系统整体的零点漂移。既以该点为受力原点。在加热器开始工作后

($t=4s$ 左右)，实验气流作用在模型上，产生阻力。在燃料进入点火燃烧前 ($t=6s$ 左右)，模型所受的平均阻力为 -310N。一般发动机实验的阻力由内部阻力和外部阻力两部分组成。内部阻力又分为摩擦阻力和压力阻力两部分，外部阻力由模型支撑机构、模型壁迎风面和外部摩擦组成。燃烧开始后阻力值明显减小，表示推力产生。其幅度为 250N，称之为推力增益。它小于模型所受的整体阻力，因此作为发动机的纯推力为负值 (-60N)。

3 小结

利用高超声速推进实验装置对 SCM03 超燃冲压模型发动机进行了实验研究，其结果表明：

- (1) 设备喷管流场均匀度良好，马赫数平均误差为 $\pm 1\%$ ；
- (2) 支板/凹腔一体化稳焰结构具有良好的促进点火和稳定燃烧功能；
- (3) 引导氢 ($\phi=0.05$) 和煤油 ($\phi=0.71$) 在马赫数 5.8、总温 1710K、总压 4.5MPa 条件下的燃烧效率为 43%；
- (4) SCM03 模型整体阻力 310N，推力增益 250N，净推力 -60N。

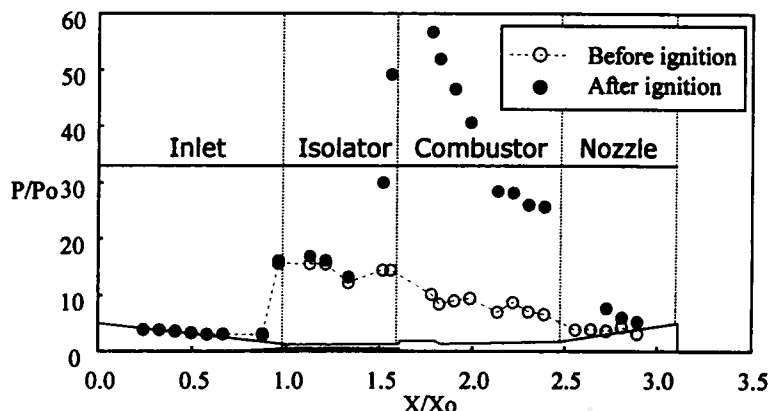


图 7 点火前后模型发动机内部沿程压力分布

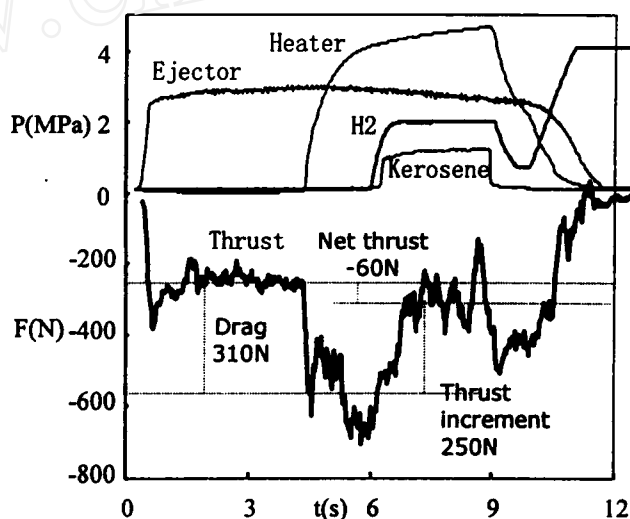


图 8 设备运行与推力测量

参 考 文 献

1. Dugger G L. Recent Advances in Ramjet Combustion. ARS Journal, 1959, 29: 819-827
2. Weber R J. A Survey of Hypersonic-Ramjet Conception. American Society, Paper 875-59, 1959
3. Gross R A, Chinitz W. A Study of Supersonic Combustion. Journal of the Aerospace Sciences, 1960, 27: 517-524
4. Ferri A, Libby P A, Zakkay V. Theoretical and Experimental Investigations of Supersonic Combustion. Proceedings of the International Council of the Aeronautical Sciences, Third Congress, 1962
5. Shchetnikov E S. Calculation of Flame Velocity in Turbulent Stream. 7th Symposium (International) on Combustion, 1958, 583-589
6. Marguet R, Huet Ch. Optimal Design of a Fixed Geometry Ramjet Using Subsonic then Supersonic Combustion from Mach 3 to Mach 7. ONERA TP No.656, 1962
7. Debout B, Mathieu C. Franch PREPHA Program: Status Report. AIAA Paper 92-5107, 1992
8. Yoshida A, Tsuji H. Supersonic Combustion of Hydrogen in Vitiated Airstream Using Transverse Injection. AIAA J, 1977, 15: 463-464
9. Mitani T, et al. Experimental Validation of Scramjet Nozzle Performance. AIAA Paper 92-3290, 1992
10. Walther R, Koschel W, Sabelnikov V, Korontvit Y, Ivanov V. Investigations into the Aerodynamic Characteristics of Scramjet Components. International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE 97-7085, 1997
11. Ferri A. Supersonic Combustion Progress. Aeronautics and Astronautics. 1954, 2: 32-37
12. Anon. HREP - Phase n - Structures Assembly Model Test Data Report. NASA CR-111993, 1971
13. Yu G, Li J, Zhao J, Yang S, Li C. Experimental Studies on H₂/Air Supersonic Combustion. AIAA-96-4512, 1996.
14. Yu G, Li J, Chang X, Chen L, Sung C J. Investigation of Kerosene Combustion Characteristics with Pilot Hydrogen in Model Supersonic Combustors. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17: 1263-1272
15. Yu G, Li J, X. Zhang, Chen L, Han B, Sung C. Experimental Investigation on Flameholding Mechanism and Combustion Performance in Hydrogen-Fueled Supersonic Combustor. Combustion Science and Technology, 2002, 174: 1-27
16. Le J, Liu W. Pulse Facility and its Application in Scramjet Research. AIAA Paper 2002-5165, 2002.
17. X Chang, Chen L, Yu G, Qian D. Development of a Facility for Model Scramjet Testing. AIAA- 2001-1857, 2001.
18. Chang X, Chen L, Yu G. Design and Tests of the Diffuser System for an Open-Jet Scramjet Test Facility. AIAA-2002-5240, 2002