

支板凹腔一体化超燃冲压发动机实验研究

陈立红 顾洪斌 张新宇

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京 100080)

摘要 本文针对以凹腔支板一体化燃烧室为基本结构的超燃冲压模型发动机在自由射流风洞中的性能, 主要研究了燃料在不同位置喷入时, 燃烧室几何结构 / 气动性能 / 燃料混合及燃烧特性的相互耦合, 以及对发动机推力性能的影响。结果表明支板与凹腔的一体化在合理配置燃料分布情况下可以获得较好的发动机性能。

关键词 超燃冲压发动机; 凹腔; 支板

中图分类号: O354.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 0253-231X(2007)04-0717-03

EXPERIMENTAL STUDY ON SCRAMJET WITH CAVITY/STRUT CONFIGURATION

CHEN Li-Hong GU Hong-Bin ZHANG Xin-Yu

(Lab. of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080 China)

Abstract The experimental investigation has been carried out to study the performance of the scramjet model with cavity/strut configuration in the free-jet wind tunnel. The effect on the performance of the engine model has been researched under the different fuel injections, which related with the configuration, gas dynamics, mixing and combustion in the combustor. The results show that the better performance can be obtained under the matched fuel injection and the cavity/strut structure.

Key words scramjet; cavity; strut

1 引言

燃烧室是超燃冲压发动机的关键部件。使用液体碳氢燃料的主要困难包括点火、混合、和火焰稳定与传播等问题^[1~2]。

在高超声速飞行(飞行马赫数超过 6), 总温高于 1800 K 的情况下, 利用射流或几何结构造成的回流区, 其内部流速相对较低, 形成局部高温点火源, 可用来克服碳氢燃料点火延迟时间长的缺点。

超燃冲压发动机的一个主要研究内容是燃料的混合问题。由于发动机通道中流速高、空气动量大, 燃料相对动量小, 所以很难提高穿透深度。目前解决混合问题的主要方法包括燃料喷嘴结构、流场与射流的相互作用、利用湍流不稳定性等^[3]。另一个主要内容是超声速气流中的火焰稳定问题。凹腔结构由于其阻力小, 同时稳焰效果也很好, 在模型设计中得到了广泛应用^[4]。而支板由于波阻大, 在超声速流场中应用受到限制, 但它的良好火焰稳定和

增强混合的优点在燃烧室结构研究中还占有很重要的位置。

从上述两个问题出发, 本文重点研究支板 / 凹腔一体化燃烧室内的几何结构 / 气动性能 / 燃料混合及燃烧特性的相互耦合, 探索液体碳氢燃料的超燃冲压发动机的点火、混合及充分燃烧的方法。

2 实验设备和模型

实验在中国科学院力学研究所的高焓自由射流设备上, 来流马赫数 5.8, 最大总压 5 MPa, 最高总温 2000 K^[5]。

试验模型如图 1 所示。模型总长 1.6 m, 分为进气道、隔离段、燃烧室及尾喷管四部分。

进气道入口 200 mm×70 mm, 纯侧壁压缩, 角度为 9°。侧壁前缘 45°后掠, 侧壁面垂直于底面。唇口位于肩部, 即侧壁收缩的终点, 距顶板前缘 474 mm。采用中心支板提高进气道收缩比, 总收缩比 7。燃烧室从中心支板尾部起。支板尾部为燕尾

收稿日期: 2006-12-06; 修订日期: 2007-04-29

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (No.90305022; No.10525212)

作者简介: 陈立红(1963-), 女, 北京人, 副研究员, 博士, 研究方向为超声速燃烧。

型, 支板侧壁和尾缘中心有燃料射流孔。燃烧室壁面有两对凹腔, 在凹腔上游和凹腔内分别设有燃料喷孔, 如图 1 箭头所示。尾喷管膨胀比为 1.7, 长度为 300 mm。

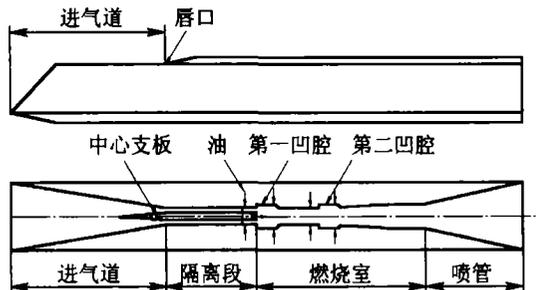


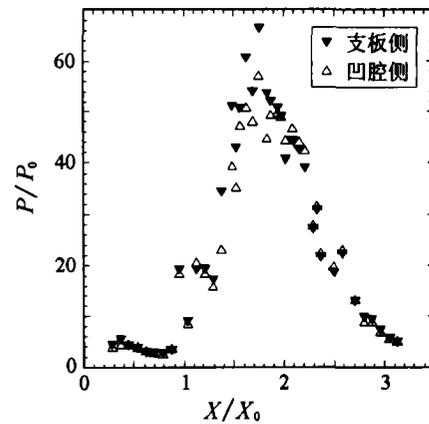
图 1 发动机模型简图

3 实验结果及分析

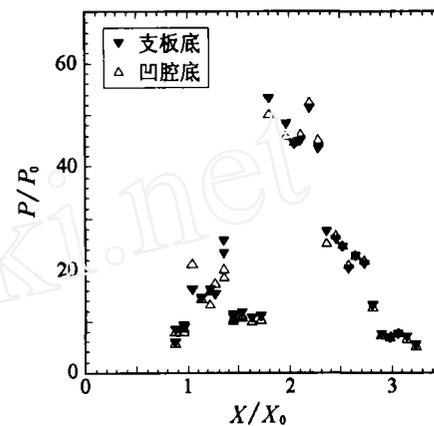
如前所述, 碳氢燃料超燃冲压发动机的主要困难是在短距离内实现充分混合和有效燃烧。因此, 燃料的注入必须和燃烧室的稳焰结构相匹配, 以实现局部地区的适量燃料和空气比例, 达到点火及燃烧条件。中心支板和壁面凹腔在超燃冲压发动机中都可充当点火源及稳焰机构, 但是其作用原理不同。发动机进气道的研究^[6]表明, 带中心支板的侧压进气道的流场有其特殊性, 在支板上游的流动相对简单, 基本上是激波压缩; 但在支板下游流动复杂, 主要包括两大流动特征: 一是在支板和侧壁面之间的通道中存在较强的激波反射, 另外在侧壁和支板的转角附近都有较强的分离区。因此, 从流场结构可以分析出中心支板将会引起较大的阻力。但由于支板位于流场中心, 从支板上喷射燃料更有助于燃料与主流的混合, 而支板的燕尾型后缘产生流向涡, 起到稳定火焰的作用。所以使用中心支板也会相应增加推力^[7]。

壁面凹腔相对而言对流动的阻力影响较小, 但卷入的新鲜空气量有限, 燃料的驻留时间也不长, 因此凹腔前的燃料当量不能太大。

图 2 是发动机燃烧实验中的沿程壁面压力分布图, 对单纯从支板喷入燃料和从凹腔上游喷入燃料两种条件进行比较。横坐标以进气道唇口位置进行归一化处理, 纵坐标以喷管出口静压, 即超声速来流静压作归一化。整个模型可大致分为四段, 在唇口之前 ($X/X_0 < 1$) 为进气道, 从凹腔开始 ($X/X_0 = 1.6$) 可视为燃烧室, 进气道与燃烧室中间为隔离段, $X/X_0 > 2.7$ 之后面积加大的一段为尾喷管。图中显示了沿模型侧壁半高线 (图 2(a)) 和沿底板中心线 (图 2(b)) 的压力分布。



(a) 沿模型侧壁半高线静压分布



(b) 沿底板中心线静压分布

图 2 从中心支板和壁面凹腔喷油的模型压力分布

首先, 气流经过进气道进行压缩, 在唇口处压比达 7 倍左右。在隔离段压力振荡反映了激波的反复反射, 气流受到进一步压缩。进入燃烧室时, 压比大约在 12。仅支板喷油时, 喷油分为两路, 一路从支板沿与主流垂直的方向注入, 位置在 $X/X_0 = 1.5$; 另一路从支板尾部顺流而出, 其位置约在 $X/X_0 = 1.6$ 。仅壁面凹腔前喷油时, 喷油也分为两路, 分别在两对凹腔上游垂直于主流注入, 相应位置在 $X/X_0 = 1.5$ 和 2 左右, 参看图 1。可以看到, 在大多数区域内, 压力分布的差别并不大, 反映出支板和凹腔的稳焰作用。但在 $X/X_0 = 1.8$ 左右, 即中心支板下游, 第一个壁面凹腔处, 两者有明显差别, 显然从支板喷入燃料具有更大的优越性, 这主要是由于从支板射流本身处于流场中心位置, 所以燃料的混合更理想。这一局部的高压由于作用在支板尾部, 因此对推力有显著贡献。从天平测量的结果看, 仅凹腔喷油的推力增益系数 (推力增益与来流动压之比) 为 0.35, 而仅支板喷油可达到 0.43。

但是, 单纯从中心支板喷油使得燃料过于集中, 容易导致热壅塞, 因此需要分散燃料, 发挥支板和

凹腔各自的优势。试验中采用在支板和第二凹腔喷油, 其方向都为垂直于主流。图 3 为这种方式与仅从隔板喷油的比较。作为参考, 燃烧前的压力分布用 \times 表示。从图中可以看到, 这种方式得到了更高的燃烧压力。

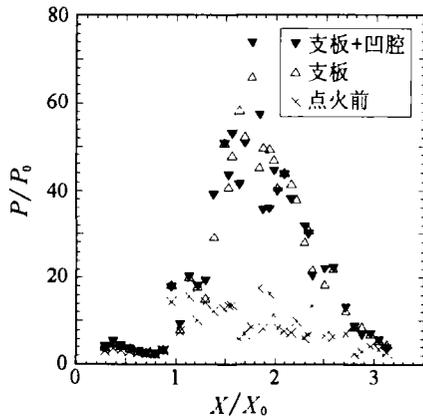


图 3 不同喷油方式的模型压力分布比较

考虑到凹腔内外换质能力较弱, 为增强掺混能力, 我们又进行了从凹腔内进油的试验, 结果如图 4 所示。作为比较, 图中还给出了从隔板 / 第二凹腔进油时的压力。结果显示, 该进油方式并没有达到预想的结果, 而是相反, 壁面静压大大下降。究其原因, 可能是因为壁面凹腔的稳焰机理在于凹腔后沿的高温区。从凹腔内喷燃料削弱了这一高温区。结果是总体性能下降。

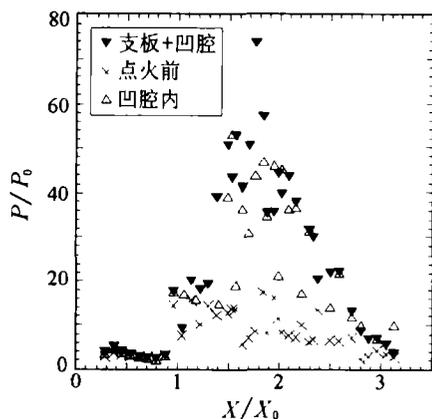


图 4 从凹腔内喷油的模型压力分布

图 5 比较了同一燃料当量比、不同喷油方式下的推力增益系数, 从左到右喷油位置依次为: 两对凹腔内, 两对凹腔前, 隔板垂直 + 两对凹腔前, 单纯隔板 (包括垂直入射和顺流), 隔板垂直 + 第二凹腔前。可以看到, 效果最差的是从凹腔内喷, 其原因正如上分析, 是因为燃料的喷射扰乱了凹腔的稳焰结构。其次是单纯从壁面喷, 由于燃料的穿透深度不够, 造成性能不佳。由于隔板处于中心位置, 所以

从隔板喷油增强了混合, 而隔板本身又具有稳焰功能, 因此提高了性能。但过于集中地从上游喷入燃料, 仍妨碍了性能的进一步提高。因此, 相对而言, 性能最佳的是隔板 / 第二凹腔的组合, 其发挥了隔板和凹腔的长处, 避免了燃料的过于集中。

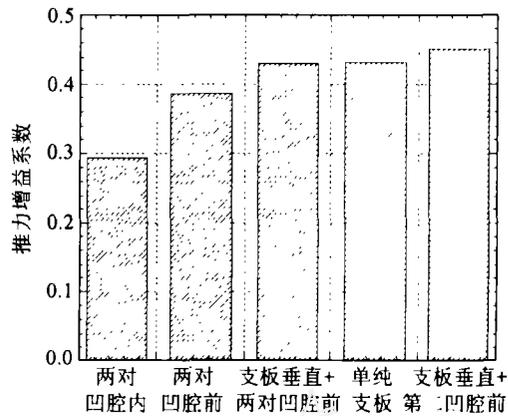


图 5 不同喷油方式下的推力增益系数

4 结 论

试验研究的结果表明: 对于超燃冲压发动机模型而言, 凹腔隔板一体化的燃烧室可以组织起较为理想的燃烧, 获得一定的推力性能。

结果还表明, 在超声速燃烧下, 由于几何结构 / 流场特性 / 混合 / 燃烧的强耦合, 燃料注入方式必须和燃烧室结构相匹配, 才有可能获得更好的发动机性能。

致 谢 本文作者对钱大兴在模型设计方面, 骆肇敏、宋迪华、于春棠、李强在模型试验方面所给予的帮助表示衷心的感谢。

参 考 文 献

- [1] Curran E T. Scramjet Propulsion. Volume 189 Progress in Astronautics and Aeronautics, Virginia 20191-4344: AIAA, 2000. 757-822
- [2] William H Heiser. Hypersonic Airbreathing Propulsion. Washington DC 20024-2518: AIAA, 1994. 277-387
- [3] John M Seiner. Historical Survey on Enhanced Mixing in Scramjet Engines. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1273-1286
- [4] Gruber M R. Mixing and Combustion Studies Using Cavity-Based Flameholders in a Supersonic Flow. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(5): 769-778
- [5] Chang Xin-Yu, Yu Gang. Development of a Facility for Model Scramjet Testing. AIAA 2001-1857, 2001
- [6] 岳连捷, 向安宇, 肖雅彬, 等. 隔板对侧压进气道流场特性影响分析. 见: 第十二届全国激波与激波管学术会议论文集. 洛阳, 2006. 30-37
- [7] Chang Xin-Yu, Gu Hong-Bin, Chen Li-Hong. Thrust and Drag of a Scramjet Model with Different Combustor Geometries. AIAA 2005-3315, 2005