

小支板增强超声速混合的数值研究

李智, 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国家重点实验室(筹), 北京海淀区 100190)

摘要 本文通过数值模拟对超声速空气来流情况下小支板后喷注气态燃料增强燃料与空气来流混合进行研究。气态碳氢燃料在支板后喷注入马赫 2.5 的空气来流中, 设计了并计算了 5 种支板构型以及无支板直接壁面喷注燃料的对比状态, 共 6 种模型, 并与实验结果进行了对比。数值计算结果与实验结果符合很好, 并发现与无支板的情况相比, 小支板对于增加燃料贯穿深度, 增强燃料与空气来流的混合有明显影响。

关键词 超燃冲压发动机, 超声速混合, 小支板, 散射

引言

如何提高燃烧室内的燃烧效率一直是超燃冲压发动机关键技术问题。虽然大量超燃冲压发动机的研究自 20 世纪 60 年代初就已经开始了, 但是直到现在在该领域内仍然有很多技术难题没有解决^[1]。如何增强超声速来流下燃料的混合效率直接关系到超燃冲压发动机的效率, 这是因为超燃冲压发动机正常工作状态下, 气流是以超声速流过内通道, 燃料喷注后在燃烧室中的滞留时间非常短, 一般在毫秒量级。要在如此短的时间内完成燃料与来流的混合、点火、形成扩散火焰并传播至整个燃烧室, 实现稳定、高效的燃烧流场是很困难的工作。增强燃料和空气的混合效率是组织高效燃烧基础, 对于提高超燃冲压发动机的性能也具有重要的意义。国内外为增强超声速混合做了大量的研究工作, 并提出了很多的增强混合技术和措施。例如: 斜坡, 漩流发生器, 后台阶, 凹腔等。支板喷注也是增强超声速混合的一种有效措施^[2-3]。

支板结构是在气流中的突出结构, 见图 1 所示。通过合理的设计支板的结构可以改变燃烧室内的流场结构, 使之更有利于混合。支板结构能够明显增加燃料在超声速来流中的贯穿深度。对于气态燃料来流所能够产生较大的贯穿深度意味着能够更好的进行超声速混合, 形成更稳定超声速燃烧^[4]。这是因为与液态燃料相比气态燃料的喷注动量很小, 不足以贯穿进入

超声速来流的核心区域, 从而集中在边界层的低速区内, 这样就严重影响了燃料与空气来流的混合。而支板后喷注燃料由于支板的保护作用, 可以延迟燃料与来流的相互作用^[5], 使得燃料可以很容易的进入来流的核心区。同时支板后的低压回流区可以增加燃料与来流的混合时间, 增强混合效率, 并可以对超声速燃烧气一定的稳焰作用^[6]。本文的研究了在马赫 2.5 的来流条件下不同构型支板后的壁面喷射气态燃料无化学反应情况下与空气来流混合情况。

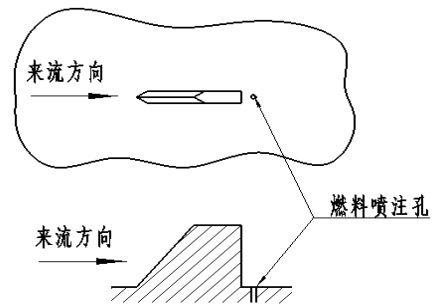


图 1 支板结构示意图

1 数值模拟方法

1.1 小支板结构

支板结构是在气流中的突出结构, 本实验中共设计了 4 种支板构型, 以及无支板直接壁面喷注燃料共 5 种状态。4 种支板构型分别考查支板的高度、后掠角度以及支板后加入交错尾翼三种几何因素对超声速混合的影响。所有状态采用相同的燃料喷孔(直径 $d=1.5\text{mm}$)有支板状态中, 喷孔位于支板后($X_d=5.0\text{mm}$)。支板及喷孔的几何构型如图 2 和表 1 所示。采用

二氧化碳(CO₂)模拟气态碳氢燃料喷入流场。
二氧化碳喷注总温 300K，总压为 2.0MPa 燃料

喷注与空气来流动量比 q 分别为 2.3。

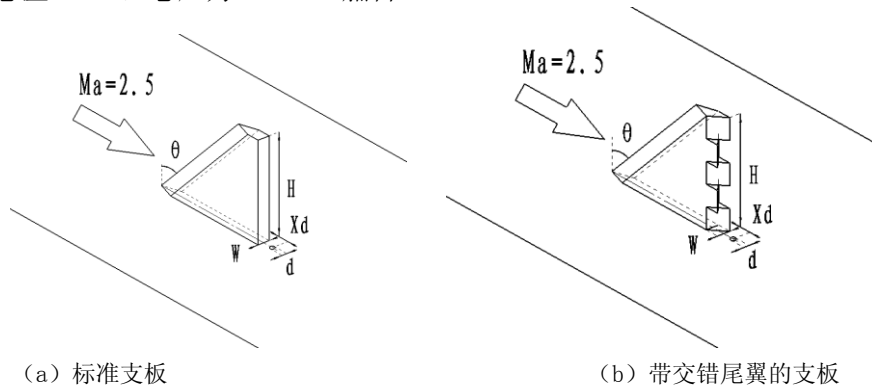


图 2 支板构型示意图

表 1 小支板几何构型

	Case I	Case II	Case III	Case IV	Case V
支板名称	标准支板	厚支板	高支板	交错尾翼支板	直支板
高 (mm) H	20.0	20.0	25.0	20.0	20.0
宽 (mm) W	4.0	6.0	4.0	4.0	4.0
交错尾翼	无	无	无	有	无
后掠角 θ	45°	45°	45°	45°	0°

1.2 数值模拟方法

采用 Fluent6 模拟超声速马赫 2.5 来流情况下小支板后喷注燃料的燃料与来流的混合与扩散，本文采用 $k-\omega$ SST 湍流模型，6 种模型的网格数量为 200---300 万。对流项采用二阶迎风格式。进口边界条件为马赫 2.5 的压力远场入口条件，出口为压力出口边界条件。喷口喷注二氧化碳模拟气态碳氢燃料，喷口为压力入口边界条件，喷注压力为 2.0MPa。

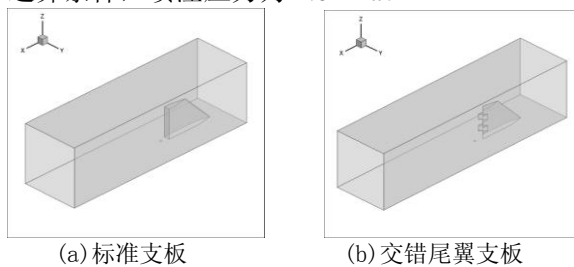


图 3 计算模型

2 结果与分析

2.1 数值计算与实验结果的对比

作者之前的对 6 种模型在中国科学院力学研究所 LHD 实验室的直联式实验台上进行了实验研究。本文后面表 3 平面激光散射图像为

改组实验的实验结果。为验证数值模拟的可靠性，数值计算的结果将于平面激光散射实验结果进行比较。

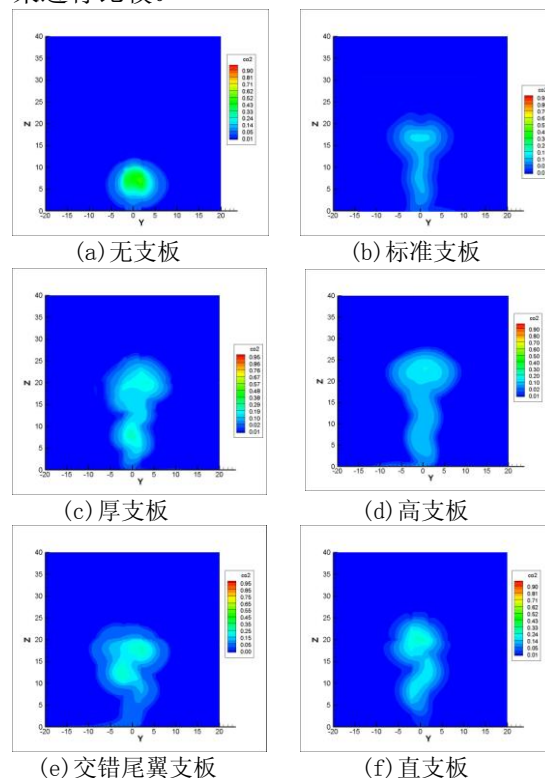


图 4 喷口后 75mm 处 CO₂ 的浓度分布

如图 4 为 6 种模型下喷口后 75mm 处 CO₂ 的浓度分布，与表 2 平面激光散射图中 75mm 处的散射图比较，虽然燃料分布的轮廓不完全相同，但是分布的整体趋势是相似的。通过对散射图的图像处理可以知道燃料的穿透深度、横向扩散宽度和羽流面积，将结果与数值模拟的结果比较（如图 6 所示），两者符合的很好。说明数值模拟的结果能够较为准确的描述

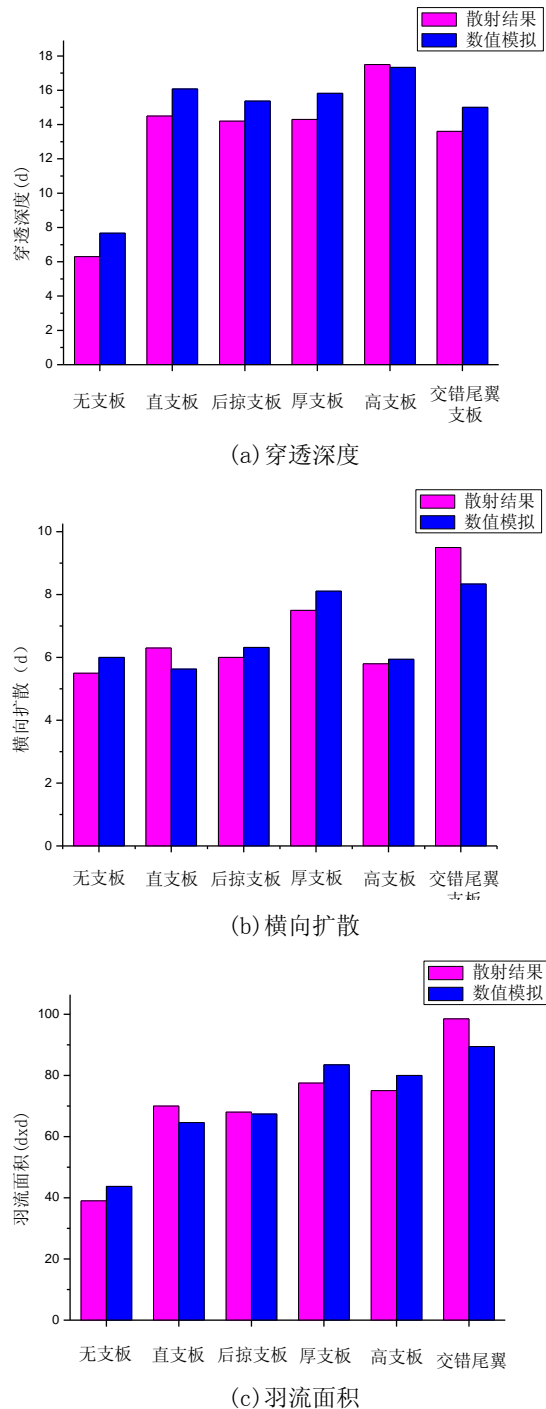


图 6 喷口后 75mm 处燃料分布的散射结果与数值计算结果的比较

超声速来流中小支板后喷注燃料的混合与燃料分布情况。

2.2 小支板对燃料穿透深度的影响

在直接壁面喷注燃料的情况下，由于超声速来流的冲击，严重抑制了燃料喷射深度。而小支板后喷注燃料，由于小支板的保护作用，可以延迟燃料与高速来流的的相互作用，极大地增加了燃料的穿透深度（如图 7）。

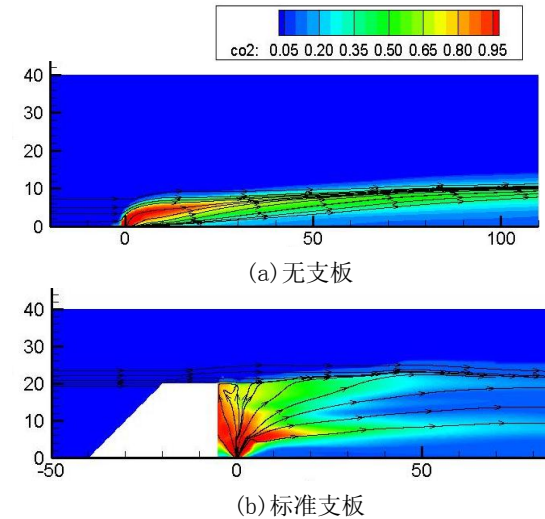


图 7 中心对称截面各个燃料的分布图

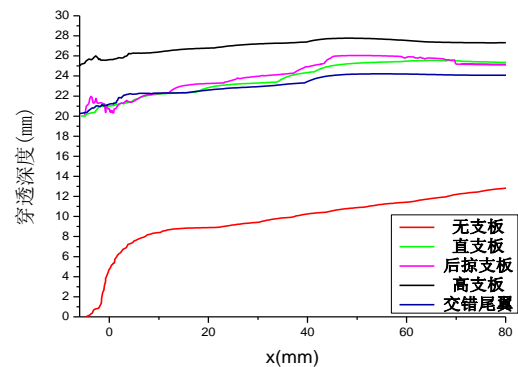


图 8 为二氧化碳浓度为 0.1% 的 Z 方向的上边界，它直观的反映了不同模型中燃料的穿透深度。其中无支板是最低，高支板最高。其他三种支板穿透深度基本相同，其中有交错尾翼支板的略低。

无支板的情况下二氧化碳主要分布核心区在贴近壁面 10mm 以下的区域，超过 10mm 二氧化碳浓度急剧下降，很快接近于零。这说明此时燃料贯穿深度很低主要集中在边界层的低速区域中。这使得燃料与空气来流的混合非常不充分，在边界层中燃料的浓度过高，而在空气主流中的燃料浓度很低，严重影响超声速燃

烧的效率。这也是严重限制超声速燃烧效率提高的主要原因之一，也是超燃冲压发动机的一个重大的技术难题。

有支板的情况下，二氧化碳浓度分布的趋势也与无支板的情况不同。由于支板的保护，燃料分布核心区也抬离壁面，由壁面向上二氧化碳浓度分布呈先增大再降低的趋势，二氧化碳浓度分布的最大值小于无支板情况，在靠近壁面低于 10mm 的边界层低速区内二氧化碳的浓度较少。通过图 8 可知：有支板的情况下高支板的二氧化碳贯穿深度最高；交错尾翼支板时贯穿深度最小；其他三种支板（高度相同）的情况下，二氧化碳浓度分布非常相似。因此，我们得到支板辅助燃料喷注的贯穿深度直接与支板高度相关，支板越高贯穿深度越高。而交错尾翼的存在会略微降低燃料的贯穿深度。

2.3 小支板构型对横向扩散的影响

如图 4.5 在无支板状态下，燃料的混合无论是横向还是竖直方向的扩散都是最差的。主要原因是超声速来流的动量太强，压制了横向喷注的贯穿深度，同时抑制了燃料与来流的混合。这些情况我们通过中截面和横截面的散射图像都可以观察到，燃料的贯穿深度小于 9 倍喷孔直径，羽流面积相对于其他状态也是最小的。

有支板的状态下，标准支板的横向扩散宽度与直支板，高支板相差不大，而厚支板与交错尾翼的支板后燃料的横向扩散明显大于其他支板。说明影响横向扩散的主要支板构型因素是支板厚度和交错尾翼结构。

厚支板因为横向迎风面积较大，使得支板后面的低速区面积比其他支板情况要大，因此燃料使得燃料的横向分布更大。如图 9 为标准支板和后支板喷口处二氧化碳浓度分布。厚支板的横向宽度明显大于标准支板。

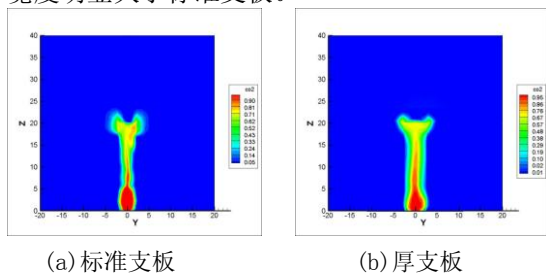


图 9 小支板后 5mm 二氧化碳浓度分布

交错尾翼支板后的低压区与无尾翼的支板后低压区有区别，由于交错尾翼的存在，气流在流经不同尾翼时在不同方向上膨胀或压缩，使得尾翼后面的低压区也是交错扭曲的，这样扭曲的压力分布造成了在交错尾翼后面的涡的形成，这些涡卷吸来流空气和燃料，从而增大了燃料的扩散。

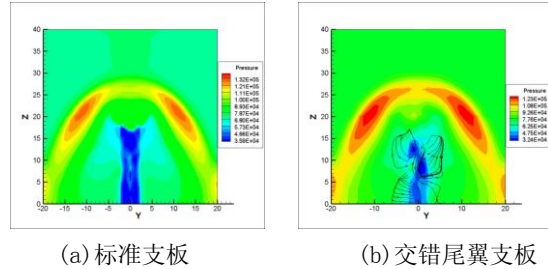


图 10 小支板后 4mm 处压力分布

2.3 小支板的后掠角对燃料扩散的影响。

小支板设计后掠角主要是为了减小支板迎风驻点热流，同时减小支板阻力。但是支板的同时对燃料的扩散也有一定影响。相有后掠角可以增强燃料的扩散混合。如图 11 对于直支板，标准支板后燃料的贯穿深度要更大一些。支板后顶端角涡更强，也进一步增强了燃料的混合。

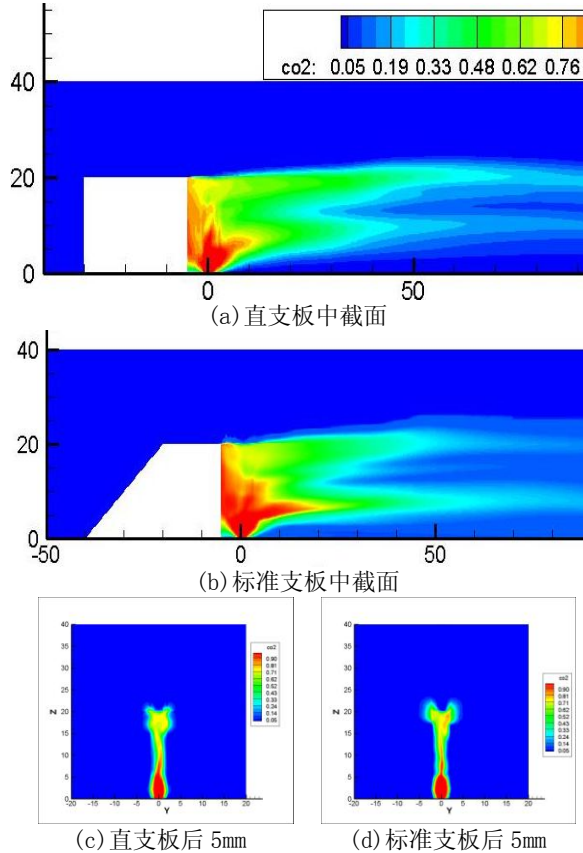


图 11 直支板与标准支板二氧化碳浓度分布对比图

2.4 小支板的阻力

小支板增强燃料混合，这有利于提高超燃冲压发动机燃烧室的工作效率。但是，小支板的存在也增加了阻力，不利于发动机推力的增加。设计出增强燃料混合效果好同时阻力小的设计方案才是最优方案。

小支板的阻力由两方面组成。第一方面是由于支板前后的压力差形成的压差阻力，第二方面是由于来流流过支板表面的粘性效应引起的摩擦阻力。压差阻力主要与支板后掠角度和支板引起的支板前后压力大小变化，以及支板的迎风面积有关。而摩擦阻力的大小与支板的表面积相关。通过数值模拟结果得到各种小支板的阻力如图 12 和表 2 所示。可以发现压差阻力是支板阻力的主要来源。而其中高支板和厚支板由于迎风面积大，产生较大的压差阻力。其他三种支板的阻力大小基本相当。所以支板阻力的大小主要与支板的迎风面积相关。

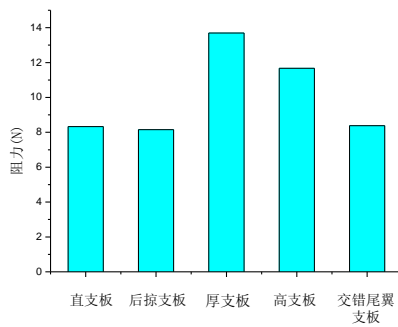


图 12 支板阻力

4 结论

本文关于小支板增强超声速混合的研究中，共设计了 5 种构型的支板并进行了超声速混合实验，以及无支板直接壁面横向喷注的参照实验。以二氧化碳模拟气态碳氢燃料喷入马赫 2.5 的超声速来流中。同时对之上 6 种情况

进行了数值模拟，并与实验结果进行了比较，二者符合的很好。我们得到以下结论：

1. 相对于壁面喷注，小支板后喷注，能够增加燃料的贯穿深度和羽流面积。
2. 小支板后喷注燃料，燃料的分布情况直接与小支板的迎风面构型相关：支板越宽，燃料的横向扩散越大；支板越高，燃料的贯穿深度越高，但是同时也引起支板阻力的增大。
3. 相对于无后掠角度支板，标准支板的燃料扩散略好，支板阻力也略小。
4. 支板后缘增加交错尾翼虽然略微减小了穿透深度，但是极大的增加燃料的羽流面积，而支板阻力没有显著增加，是效果最好的支板结构。

参考文献

- 1 Murthy, S. N. B., E. T. Curran. High-speed flight propulsion systems. Volume 137. Progress in astronautics and aeronautics, AIAA 1991.
- 2 Hollo, S. D., McDaniel, J. C., and Hartfield, R. J., "Quantitative Investigation of Compressible Mixing: Staged Transverse Injection into Mach 2 Flow," AIAA Journal, Vol. 32, No. 3, 1994, pp. 528 - 534.
- 3 Donohue, J. M., McDaniel, J. C., Jr., and Haj-Hariri, H., "Experimental and Numerical Study of Swept Ramp Injection into a Supersonic Flow," AIAA Journal, Vol. 32, No. 9, 1994, pp. 1860 - 1867
- 4 Montes, D. R., King, P. I., Gruber, M. R., Carter, C. D., and Hsu, K.-Y., "Mixing Effects of Pylon-Aided Fuel Injection Located Upstream of a Flameholding Cavity in Supersonic Flow," AIAA Paper 2005-3913, July 2005.
- 5 Sadatake Tomioka, Atsuo Murakami, Kenji Kudo, et al. Combustion Tests of a Staged Supersonic Combustor with a Strut. AIAA Paper 98-3273. 1998.
- 6 M. Gilinsky, V. Khaikine, C. Trexler, et al. Numerical and Experimental Tests of a Supersonic Inlet Utilizing a Pylon Set for Mixing, Combustion and Thrust Enhancement. AIAA Paper 2005-21, 2005

表 2 不同支板的阻力

	压阻 (N)	摩阻 (N)	总阻力 (N)	压阻系数	摩阻系数	阻力系数
直支板	7.23	1.09	8.33	11.81	1.79	13.60
后掠支板	7.12	1.04	8.15	11.62	1.69	13.32
厚支板	13.15	1.49	13.69	19.45	2.86	22.32
高支板	10.31	1.36	11.67	16.84	2.21	19.05
交错支板	7.36	1.02	8.38	12.02	1.66	13.68

表 3 平面激光散射图像 (图像坐标是关于喷孔直径无量纲长度)

	中截面	喷口后 4mm (2.7d) 横截面	喷口后 75mm (50d) 横截面
无支板			
标准支板			
厚支板			
交错尾翼 支板			
直支板			
高支板			

CFD STUDIES OF FUEL-AIR MIXING ENHANCEMENT BY STRUT IN SUPERSONIC FLOW

Li Zhi, Lihong Chen, Hongbin Gu, Xinyu Chang

(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

Abstract CFD studies of the non-reacting flow concerning the gaseous fuel and air mixing enhancement by strut has been carried out in this paper. In this study, carbon dioxide (CO₂) substituting gaseous hydrocarbon fuel was injected behind a strut into Mach 2.5 crossflow. Five strut geometries were designed and studied, and compared with the data of the experiments. We found that the results of the CFD were similar with the results of the experiments. Compared with the base case, the struts would improve fuel penetration and mixing with mainstream.

Key words scramjet, supersonic mixing, strut, laser scatter