

宽工况超燃冲压发动机的两级喷注混合增强技术

Two-Stage Injection Mixing Enhancement Technology for Wide-Operating-Range Scramjets

期刊：	推进技术
稿件ID：	202412032.R2
稿件栏目：	燃烧传热传质
作者提交日期：	2025-03-28
关键词：	超燃冲压发动机, 混合增强, 宽工况, 支板喷注, 大涡模拟
英文关键词：	Scramjet, Mixing enhancement, Wide-Operating-Range, Strut injector, Large eddy simulation
学科领域：	超声速及爆震燃烧技术
专题：	

复审确认

宽工况超燃冲压发动机的两级喷注混合增强技术

程李东¹, 陶卫豪², 张斌¹

(1. 上海交通大学 航空航天学院, 上海 200240;
2. 天津大学 机械工程学院, 天津 300054)

摘要:

超燃冲压发动机的核心技术难点之一是如何在尽可能短的距离上实现燃料与来流空气的高效混合。本文在交错支板喷注装置基础上, 设计了一种新型两级喷注装置, 以解决这类支板混合效率随马赫数和当量比的增加迅速降低的问题。采用大涡模拟技术对燃烧室入口马赫数 2.5 和 3.5 条件下的燃料混合过程开展了细致的数值仿真, 并详细分析了流场结构和混合增强的机理。研究表明, 马赫数增加之后交错支板的流向涡对不能顺利融合, 从而降低了混合效率; 新型两级支板增加的侧向喷注促进了交错尾缘产生的流向涡对的融合, 其诱发的大尺度拟序结构导致流向涡更容易变形和破碎, 从而使得其混合效率比交错支板高出 15%~30%; 新型两级支板的混合效率与侧向喷注的流量占比有关, 该占比在 50%附近时可使得混合效率最佳。

关键词: 超燃冲压发动机; 宽工况; 混合增强; 支板喷注器; 大涡模拟

中图分类号: V235.21 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055-

Two-stage injection mixing enhancement technology for wide-operating-range scramjets

CHENG Lidong¹, TAO Weihao², ZHANG Bin¹

(1. School of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China;
2. School of Mechanical Engineering, Tianjin University, Tianjin 300054, China)

Abstract:

One of the critical challenges in high-Mach scramjet technology is achieving efficient mixing between fuel and incoming air within the shortest possible distance. Building on the conventional alternating-wedge strut(AWS) injection system used in scramjets, this

收稿日期: 2024-12-06; 修订日期: 2025-03-31.

基金项目: 国家资助博士后研究人员计划(GZC20231592);航空科学基金(2024M041057001)。

Foundation items: Postdoctoral Fellowship Program of CPSF(GZC20231592); Aviation Science and Technology Fund(2024M041057001).

作者简介: 程李东, 博士, 助理研究员, 研究领域为超燃发动机混合燃烧增强。

通讯作者: 张斌, 博士, 研究员, 研究领域为燃烧空气动力学。E-mail: zhangbin1983@sjtu.edu.com.

study proposes a novel two-stage injection configuration to address the rapid decline in mixing efficiency as Mach number and equivalent ratio (ER) increases. Large Eddy Simulation (LES) is employed to perform a detailed numerical investigation of the fuel mixing process under a combustion chamber entrance Mach number of 2.5 and 3.5. The flow field structures and the mechanisms of mixing enhancement are thoroughly analyzed. Results indicate that as the Mach number increases, the streamwise vortex pairs generated by the alternating wedge fail to merge effectively, leading to a reduction in mixing efficiency. The lateral injection introduced by the new two-stage strut promotes the merging of streamwise vortex pairs generated by the alternating trailing edges; the induced large-scale coherent structures also making it easier for the streamwise vortices to deform and break apart. Comparing to the alternating-wedge strut, the mixing efficiency is enhanced by 15% to 30%. The mixing efficiency of the novel two-stage strut is also influenced by the flow rate fraction of the lateral injection, with the optimal mixing efficiency occurring when this fraction is around 50%.

Key words : Scramjet; Wide-operating-range; Mixing enhancement; Strut injector; Large eddy simulation

1 引言

超燃冲压发动机具有比冲高、结构简单、工作速度高等优点,是吸气式高超声速飞行器最有潜力和最高热效率的推进系统之一^[1-2]。它在空天飞机、高超声速武器和宽速域飞行器等领域有着良好的应用前景^[3]。许多研究组织和研究人员都对超燃冲压发动机进行了持续而深入的研究^[4-5]。在亚燃冲压发动机中,进入燃烧室的超声速气流在燃烧前通过强激波减速到亚声速。而超燃冲压发动机中的气流始终保持超声速,以避免由于减速到亚声速而造成的较大流动损失^[6]。超燃冲压发动机中气流在燃烧室内的停留时间非常短,尤其是高马赫超燃冲压发动机中气流的驻留时间只有毫秒量级,很难实现高效(快速且总压损失小)的燃料空气混合,给燃烧室内的点火和火焰稳定带来困难^[7]。因此超燃冲压发动机要想成功运行,需要解决的关键技术挑战之一就是超声速流动条件下的有限的空间内实现燃料与空气的充分混合^[8]。

在之前的研究和讨论中发现,在燃烧室内形成低速回流区是在超声速流场中稳定燃烧的有效方法^[9]。回流区中的大尺度涡结构能够有效地输送燃料从而改善混合效果,同时确保燃烧过程的稳定性。支板喷注器是产生回流区的常用燃料喷注装置,从 20 世纪 70 年代美国兰利研究中心^[10]提出支板的概念开始,各国对支板喷注器展开了大量的实验和仿真研究。虽然在热防护和总压损失方面存在一定的挑战,但与壁面横向射流、凹腔等相比,支板在穿透深度、氧气利用率、壁面热流等方面都有较大的优势^[11]。支板混合燃烧增强的原理主要是在其背风面形成低速回流区(如 DLR 支板^[12]),或者依靠尾缘的特殊设计产生大尺度的流向涡(如交错支板^[13])。

Sunami 等^[13]的研究表明,流向涡受可压缩性的影响很小,在超声速气流中很容易产生和控制,且不会带来额外的总压损失,在混合燃烧增强方面效果很好。文中提出了两类不同结构的交

错支板(alternating-wedge strut, AWS), 分析了交错支板产生流向涡的原理以及流向涡之间的相互作用机理, 并用燃烧态试验进一步验证了交错支板在混合燃烧增强方面的优势。随后, Sunami 等^[14-16]开展试验进一步完善了交错支板燃料喷注装置的设计方法, 并给出了一系列具有较大参考价值标准试验数据。在此基础上 Ogawa 等^[17]基于 RANS 方法对交错支板开展了参数化的仿真分析, 研究了斜坡角度和宽度等关键设计参数对交错支板混合和燃烧效率的影响。Furby 等^[18]应用 LES 方法开展了精细的数值仿真, 验证了 LES 方法用于研究交错支板的超声速燃烧流场的可行性, 同时展示了其流动、混合、自点火和火焰稳定的诸多细节。Hejima 等的一系列研究^[19-22]则更多地注重理论方面的分析, 建立了流向涡环量与斜坡角度和马赫数等参数的理论关系, 并研究了马赫数、斜坡角度、激波等对交错支板流场结构和混合燃烧效率的影响。

交错支板可以高效地产生流向涡, 但当来流马赫数较高时, 斜坡表面的逆压梯度容易导致流动分离, 从而降低流向涡的环量和强度。为此 Hejima 等^[21]和 Rust 等^[23]设计了两种具有一定抗分离能力的支板构型, 以改善交错支板在宽工况条件下的表现。本文应用基于 OpenFOAM 开发的高马赫反应流大涡模拟求解器, 对 Sunami 等^[14]设计的交错支板的冷态燃料/空气混合流场开展隐式大涡模拟, 进一步阐明混合效率随着马赫数和当量比的升高而降低的原因, 并在此基础上提出一种面向宽工况超燃冲压发动机的新型两级支板(Two-stage strut, TSS)喷注器。通过数值模拟获得 TSS 喷注器的冷态混合流场特征, 并利用涡结构理论和质量输运特性分析两者之间的耦合作用关系, 揭示 TSS 喷注器的混合增强机理。

2 几何模型与数值方法

2.1 支板装置的几何模型

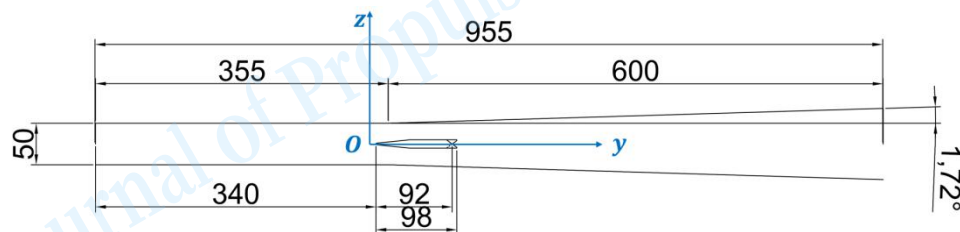


Fig. 1 Schematic of combustor (mm)

燃烧室模型如图 1 所示, 长度为 955 mm, 入口高度和宽度分别为 50 mm 和 100 mm, 由长度为 355 mm 的等截面段和长度为 600 mm 的扩张段组成, 扩张段上下壁面的扩张角均为 1.72° 。支板喷注装置安装在等截面段和扩张段之间的过渡位置。坐标 y 轴正方向定义为沿进气道流向, 支板前缘位于 $y = 8$ mm 处。

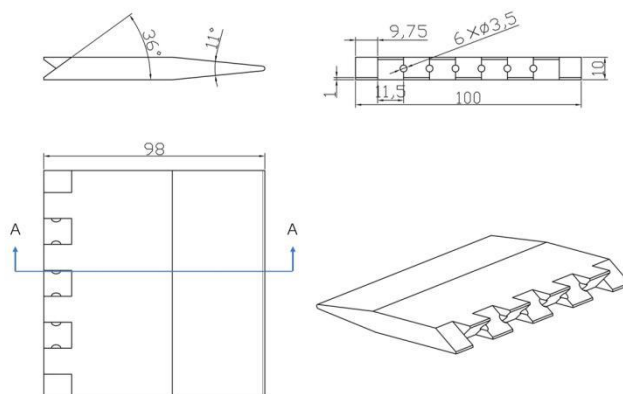


Fig. 2 Schematic of Alternating-Wedge strut^[14](AWS) (mm)

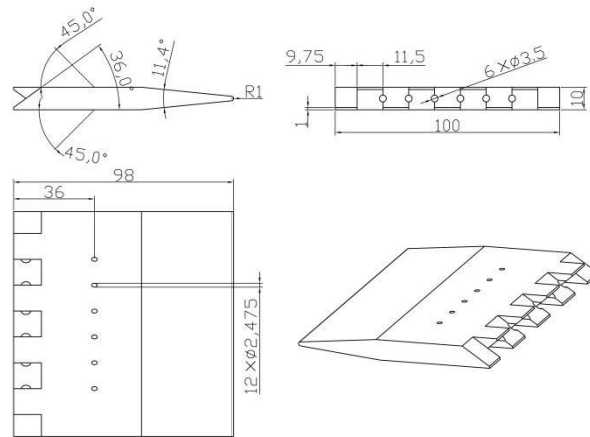


Fig. 3 Schematic of Two-Stag strut(TSS) (mm)

Sunami 等^[14]研究的交错支板采用交替尾缘的结构设计, 如图 2 所示, 支板长度为 98 mm, 跨度宽度为 100 mm, 厚度为 10 mm。在相对斜坡的交错点上布置 6 个沿流向的燃料喷孔, 喷孔直径 3.5 mm。本文提出的新型两级支板喷注装置如图 3 所示, 在图 2 所示交错支板的侧面增加倾斜的燃料入口, 上下各 6 个喷孔构成第一级燃料喷孔, 各孔的展向位置与尾缘喷孔对应, 喷孔直径为 2.475 mm, 燃料喷注方向与来流方向呈 45°。第二级燃料喷孔是交错支板尾缘的 6× ϕ 3.5 mm 的喷孔, 该设计使得两级喷孔的总面积相等。

2.2 边界条件与数值方法

本文交错支板和两级支板的计算域为图 1 所示的全燃烧室, 左侧为空气的固定条件 (静温 830 K, 静压 34.2 kPa) 入口边界, 右侧为无反射出口边界; 燃料为氢气, 燃料入口给定固定的温度、压强和速度 (见表 1, ER 代表燃料与空气的当量比, 下标 j 代表燃料射流); 其余边界为无滑移绝热壁面边界。

Table 1 Parameters of fuel inlet

Parameters	Symbol	Value		
Mach number	M_∞	1.0		
Temperature (K)	T_∞	233		
Pressure (kPa)	p_j	AWS	197.2 (ER0.45)	306.6 (ER0.7)
		TSS	98.6 (ER0.45)	153.3 (ER0.7)

计算所用数值求解器在 OpenFOAM 平台^[24]上基于 rhoCentralFoam 和 reactingFoam 开发, 该程序架构的有效性已被多篇文献验证^[25,26]。应用有限体积方法求解三维 Navier-Stokes 方程和多组分输运方程构成的控制方程组, 湍流模拟采用隐式大涡模拟方法。对流项的空间离散采用新型低耗散 TVD 格式^[27], 扩散项基于二阶中心格式离散, 时间积分采用具有二阶精度的 Crank-Nicolson 格式。

2.3 数值方法的验证

应用上述求解器计算了标准 DLR 超燃冲压发动机的冷态实验^[12], 结果如图 4 所示。图 4(a) 是实验的纹影照片与数值计算结果的对比, 可见数值计算准确捕获了流场中的重要流动结构, 如

激波、膨胀波和混合层等。图 4(b)为燃烧室下壁面的压强曲线，计算结果与实验测量结果吻合良好。上述结果验证了本文所用数学模型和数值求解器在超声速冷态混合流场仿真方面的有效性。

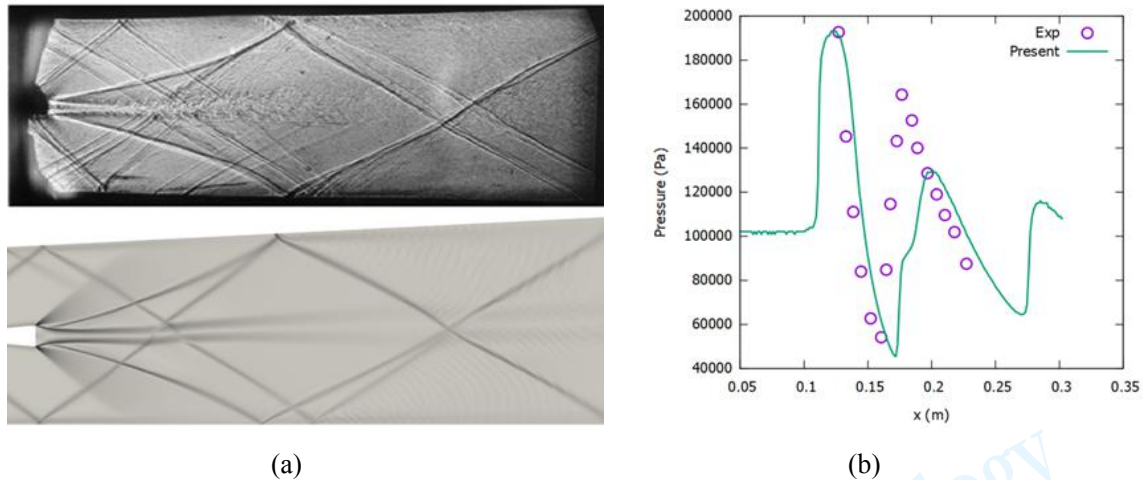


Fig. 4 Comparison of standard DLR experiment^[12] and numerical calculation results.
(a) Schlieren diagram of flow field, experimental (top) vs. numerical one(bottom)
(b) Pressure of the lower wall

3 结果与讨论

3.1 交错支板的混合效率

Table 2 Simulation conditions of AWS

No.	Combustion chamber entrance Mach	ER
Case 1	2.5	0.45
Case 2	3.5	0.45
Case 3	3.5	0.70

分别对燃烧室入口马赫数 2.5 和 3.5 条件下，当量比为 0.45 和 0.7 的交错支板开展冷态流场数值仿真（入口条件见表 2），其中 Case1 和 Case2 的流场结构如图 5 所示。支板前缘激波诱导燃烧室壁面边界层分离，形成分离激波和反射波系。Case1 的马赫数较低，由 Q 等值面可见，同向涡对在下游顺利融合，形成强度更大的单涡。流向涡同时卷吸氢燃料和空气，增大两者的接触面接，从而实现混合增强的效果。而 Case 2 马赫数提高之后，同向涡对未在下流融合，其增强混合的效果减弱。根据文献[19]的理论分析，当马赫数提高到 3.5 之后，斜坡表面出现明显的流动分离，导致流向涡环量减小、涡强度减弱，且相邻同向涡之间的距离增大，从而无法在下流顺利融合。

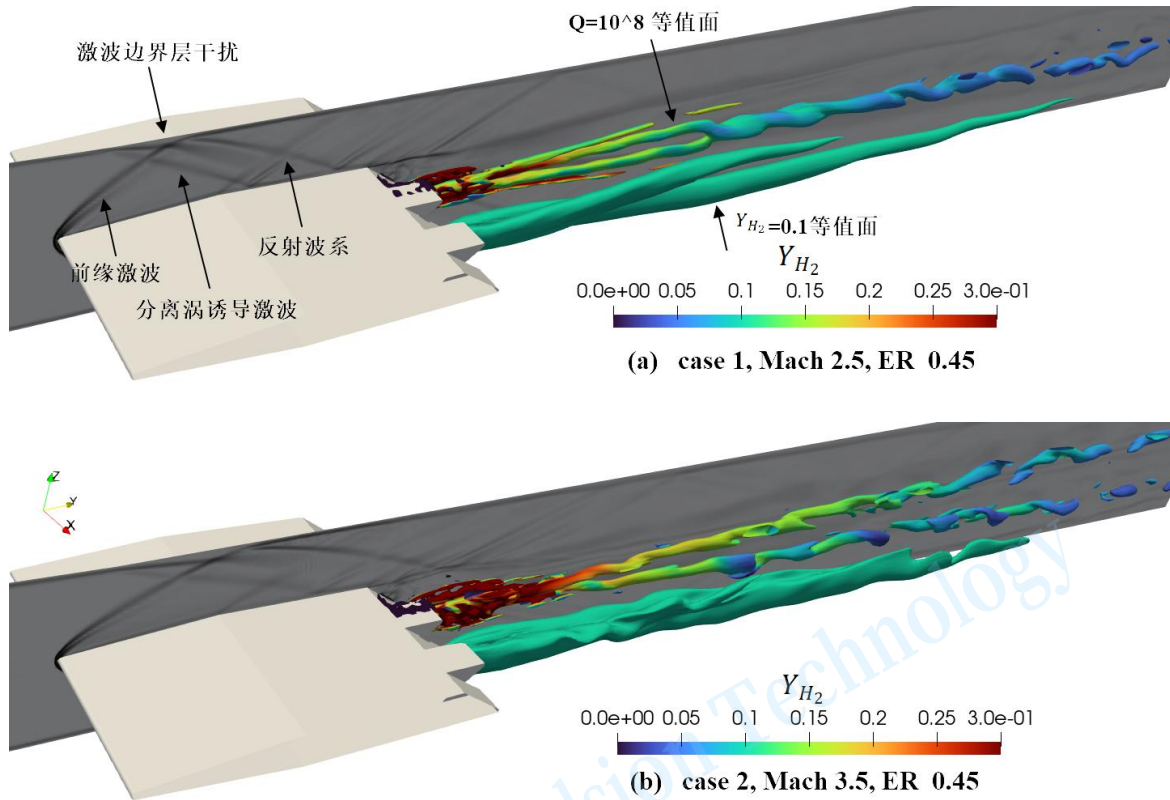


Fig. 5 Numerical results of AWS, colored with mass fraction of H_2

按如下混合效率^[28]的定义式，其中 Y_{H_2} 和 Y_{O_2} 分别为氢气和氧气的质量分数：

$$\eta_{mix} = \frac{\int \phi_R \rho u dA}{\int Y_{H_2} \rho u dA} \quad (1)$$

$$\phi_R = \begin{cases} Y_{H_2}, & Y_{H_2} \leq \frac{Y_{O_2}}{8} \\ \frac{Y_{O_2}}{8} \left(\frac{1-Y_{H_2}}{1-\frac{Y_{O_2}}{8}} \right), & Y_{H_2} > \frac{Y_{O_2}}{8} \end{cases} \quad (2)$$

图 6 为 case1~3 的混合效率曲线，可见马赫数提高之后，交错支板的混合效率降低，在 0.3~0.35m 区间内下降了约 5%。同时，当量比对混合效率的影响十分显著，在燃烧室入口马赫数 3.5 条件下，当量比由 0.45 提高至 0.7，混合效率则由 75%降低至 41%。当量比对混合效率的影响主要源于以下几个方面：(1)当量比增加意味着喷孔注入的燃料流量增加，分子充分扩散所需距离延长；(2)燃料温度不变流量增加意味着喷注压强增加，燃料在喷孔附近的膨胀加剧，进一步挤压了流向涡的生成空间，导致流向涡减弱；(3)高速喷注的燃料位于两个同向涡之间，对流向涡的融合有阻碍作用，当量比越大流向涡的融合越困难。综合上述分析，交错支板的流向涡抗分离能力较弱，混合效率对马赫数和当量比敏感，在宽工况条件下面临性能挑战。

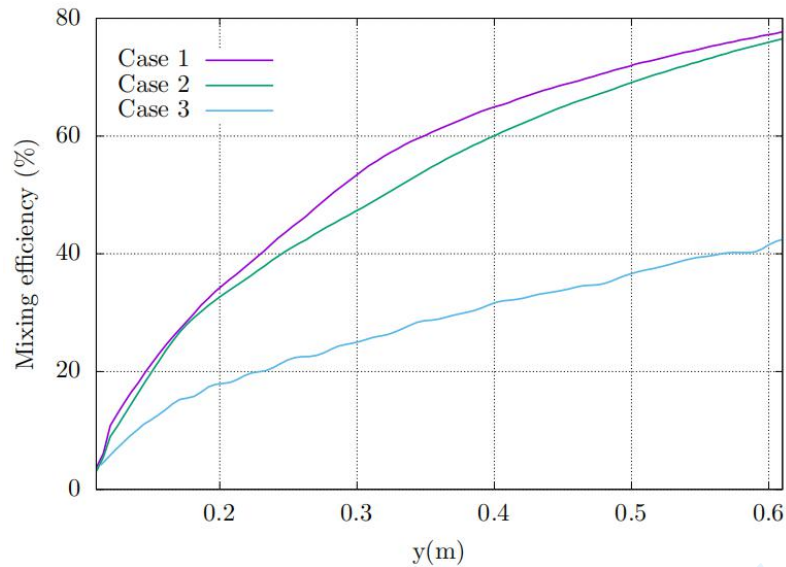


Fig. 6 Mixing efficiency of AWS

3.2 新型两级支板

为克服交错支板在宽速域条件下面临的问题,新型两级支板在交错支板的基础上增加一级侧向燃料喷注,如图3所示,侧向喷流的角度与来流呈 45° ,侧向喷注的燃料占总流量的50%。图7展示了燃烧室入口马赫数3.5的条件下,新型两级支板的冷态流场结构。

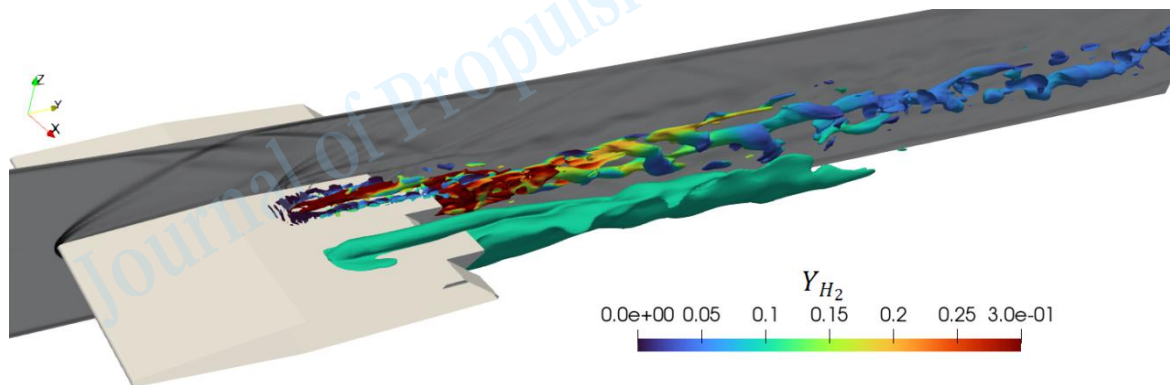


Fig. 7. The same as Fig. 5 but for TSS with Mach 3.5, ER 0.45

由于侧向喷流在超声速来流中诱导产生了弓形激波,降低了到达支板尾缘的气流的马赫数,使得流向涡对在下游实现了融合。如图8所示,交错支板的流线在下游分成了两束,而新型两级支板的流线始终汇聚成一束,有利于燃料和空气的混合。

对比图7和图5中的涡结构可以发现,两级支板下游的流向涡更快呈现破碎状态。这主要是由于超声速来流中侧向喷流诱导的大尺度涡结构与交错尾缘产生的流向涡的涡矢量方向不同,之间的相互拉伸作用导致流向涡结构更早地扭曲、变形和破碎。如图9所示,新型两级支板下游流场中的大尺度涡结构明显更加丰富;图10中也可见,新型两级支板下游没有流向涡的典型涡管结构,只有破碎之后的大尺度涡结构。与交错支板相比,这些丰富的涡结构可进一步促进燃料和空气的混合。

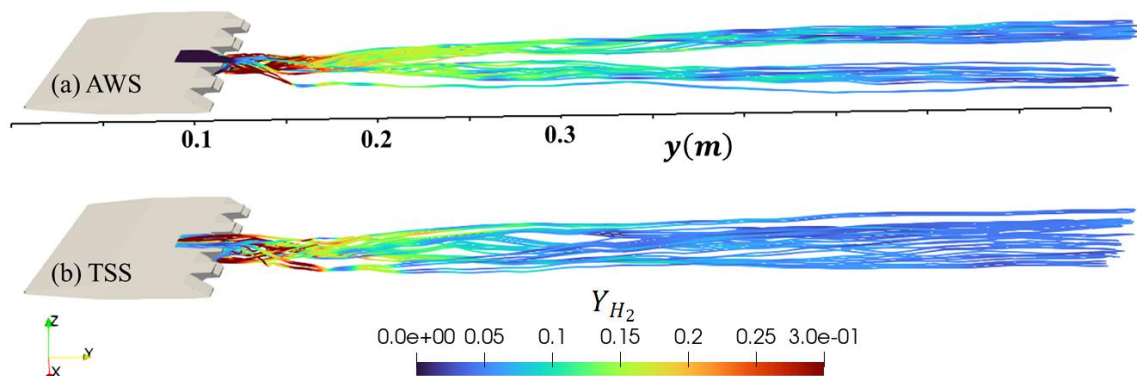


Fig. 8 Distribution of stream lines after trailing edges of struts, colored with mass fraction of H_2

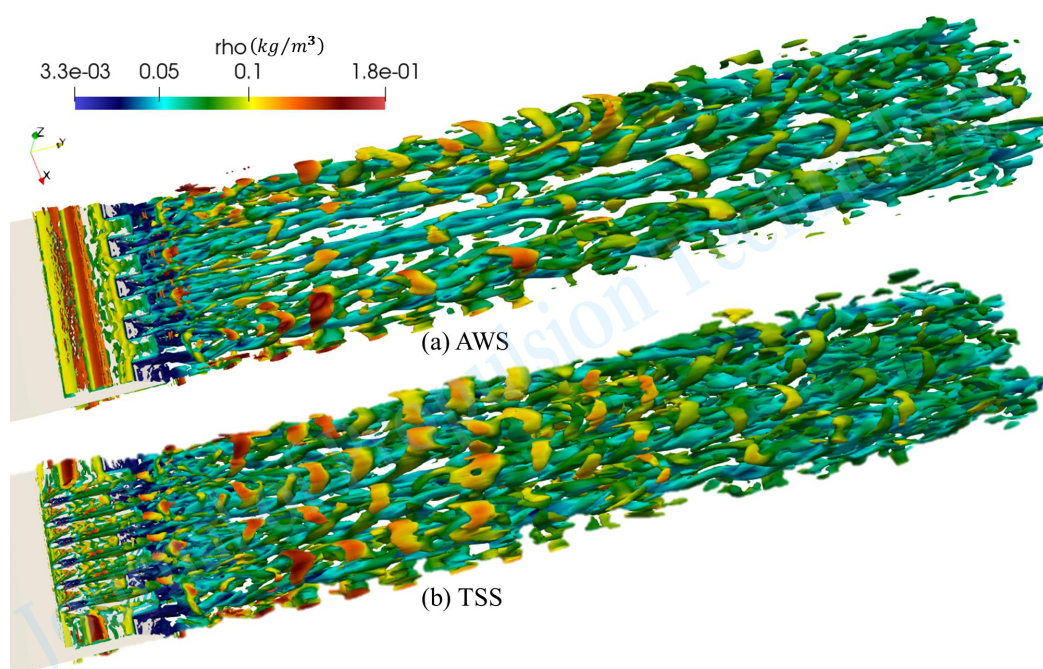


Fig. 9 Vortex structure displayed by the iso-surface of $Q = 10^8$, colored with density

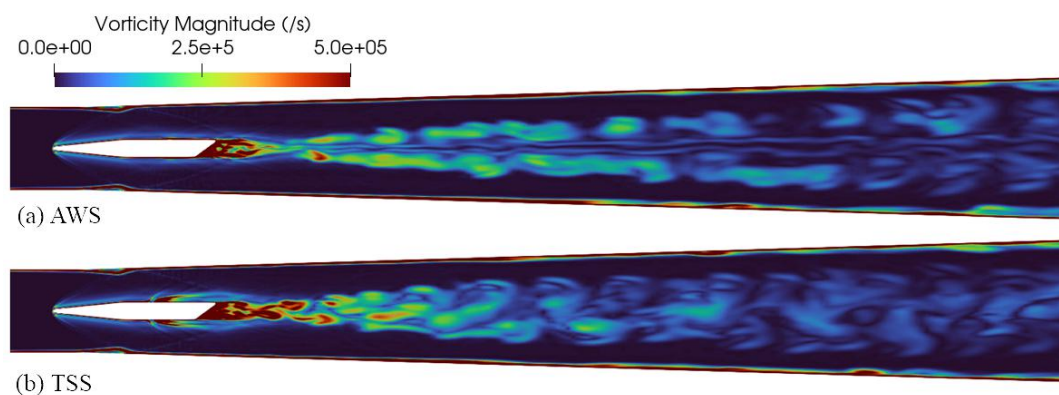


Fig. 10 Contours of vorticity magnitude on combustion chamber A-A section

为了进一步验证上述分析, 图 11 展示了 A-A 截面的时均 H_2 质量分数云图, 可见交错支板的下游中心线上存在一条 H_2 质量分数较高的条带状结构, 而在两级支板的下游流场中不存在 H_2 集中分布的区域, 表明 H_2 和空气在两级支板的流场中混合更加充分。

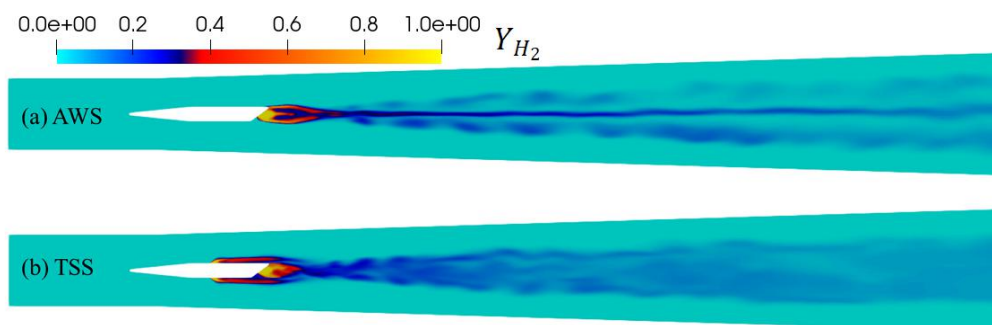


Fig. 11 Contours of mean mass fraction of H_2 on combustion chamber A-A section

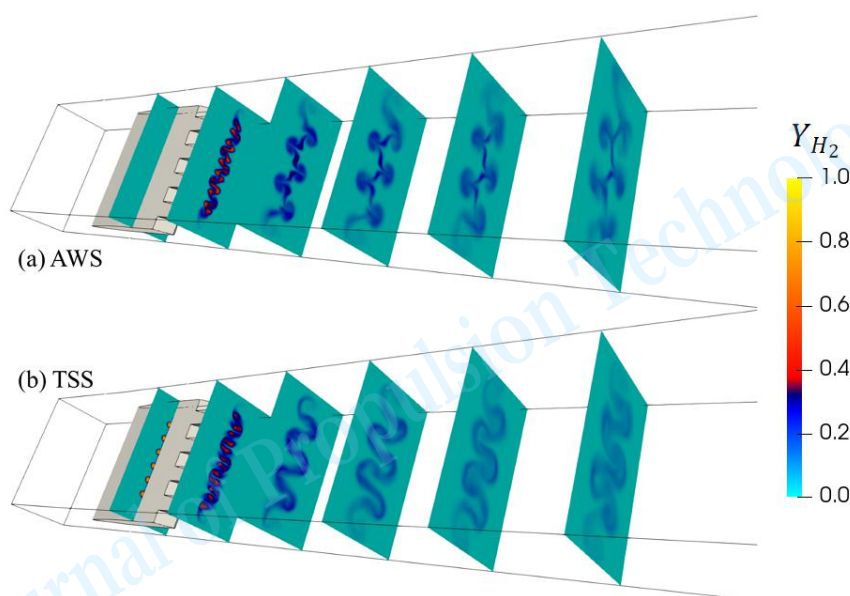


Fig. 12 Contours of mean mass fraction of H_2 on combustion chamber sections
(At $y=63/133/203/273/343/413\text{mm}$)

图 12 则展示了不同流向位置的横截面内 H_2 的时均质量分数分布图，也可见交错支板流场中存在的 H_2 质量分数明显较高的条带状结构，而新型两级支板的混合更加均匀。由于 H_2 在横截面内的运动主要受涡的影响，该图也可以反映涡结构的分布情况，即交错支板的流向涡未能融合，而新型两级支板的流向涡顺利融合成了尺度更大的涡结构。

表 3 给出了燃烧室入口马赫数 3.5、当量比为 0.45 和 0.7 时，支板和燃烧室的阻力分布（其中合阻力为上下壁面和支板的摩擦与压差阻力之合力）。由于 TSS 的侧向喷流产生了诱导激波，支板阻力相对 AWS 有所增加。但如图 7 所示，侧向喷流的诱导激波在燃烧室上下壁面反射，提高了壁面的局部压强，从而导致壁面推力增加。且壁面推力的增加抵消支板阻力的增加后仍有富余，导致 TSS 方案的整体阻力比 AWS 更低。同时注意到，当量比由 0.45 提高至 0.7 时，AWS 方案的冷态阻力小幅增加，而 TSS 则由于侧向喷流的诱导激波增强，燃烧室壁面增推更明显，整体阻力小幅降低。

综合上述分析，与交错支板相比，新型两级支板有如下四个方面的改进：(1) 原本集中在交错尾缘喷注的燃料被分成两级喷注；(2) 侧向喷流的弓形激波降低了尾缘气流的马赫数，有利于下游流向涡的融合；(3) 侧向喷流诱发的大尺度拟序结构与流向涡相互作用，促进了流向涡的扭曲、变形和破碎；(4) 侧向喷流诱导激波在燃烧室壁面的反射导致局部压升，有助于减小冷态阻

力。上述(1)~(3)均有利于增强燃料和空气的混合,如图 13 所示,在燃烧室入口马赫数 3.5,侧向喷流占燃料总流量 50%的条件下,新型两级支板的混合效率明显高于交错支板。当量比为 0.45 时,在 $y = 0.3 \sim 0.4\text{m}$ 区间内新型两级支板的混合效率比交错支板高出约 15%,当量比为 0.7 时,高出约 30%。这也说明,新型两级支板在当量比升高时混合效率下降不明显。

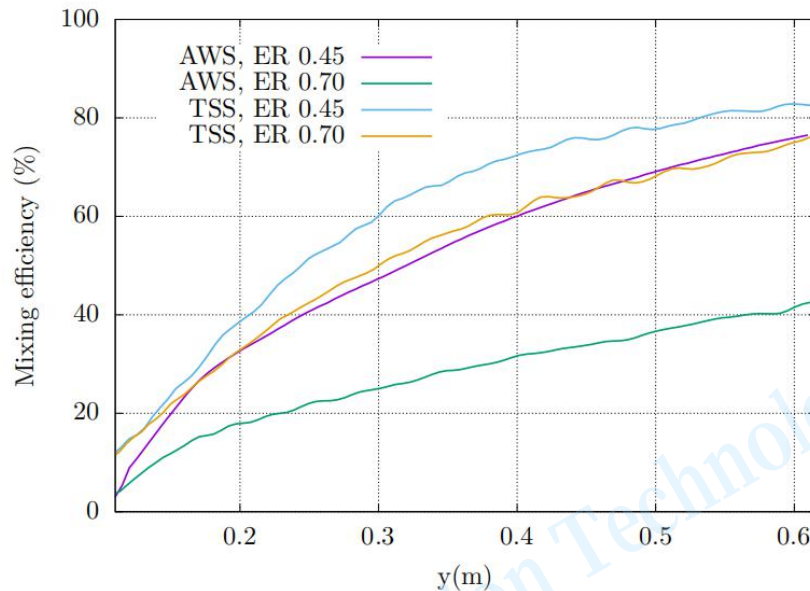


Fig. 13 Mixing efficiency of different struts, entrance Mach 3.5

Table 3 Drag forces of different struts for Mach 3.5 (N)

		AWS		TSS		阻力差 (TSS-AWS)	
		压差	摩擦	压差	摩擦	压差	摩擦
ER 0.45	上下壁面	-46.22	10.71	-47.93	11.03	-1.71	0.32
	支板表面	41.70	3.31	42.37	3.74	0.67	0.43
	合阻力	9.50		9.21		-0.29	
ER 0.7	上下壁面	-47.32	12.03	-49.55	11.63	-2.23	-0.4
	支板表面	42.10	3.30	42.22	3.62	0.12	0.32
	合阻力	10.11		7.92		-2.19	

3.3 流量占比对新型两级支板混合效率的影响

根据 3.2 节的分析,侧向喷流对两级支板的混合增强效果有较大影响,因此有必要研究侧向喷注的燃料流量占燃料总流量的比例(用 α 表示)对混合效率的影响。不同流量占比对应的混合效率曲线如图 14 所示。

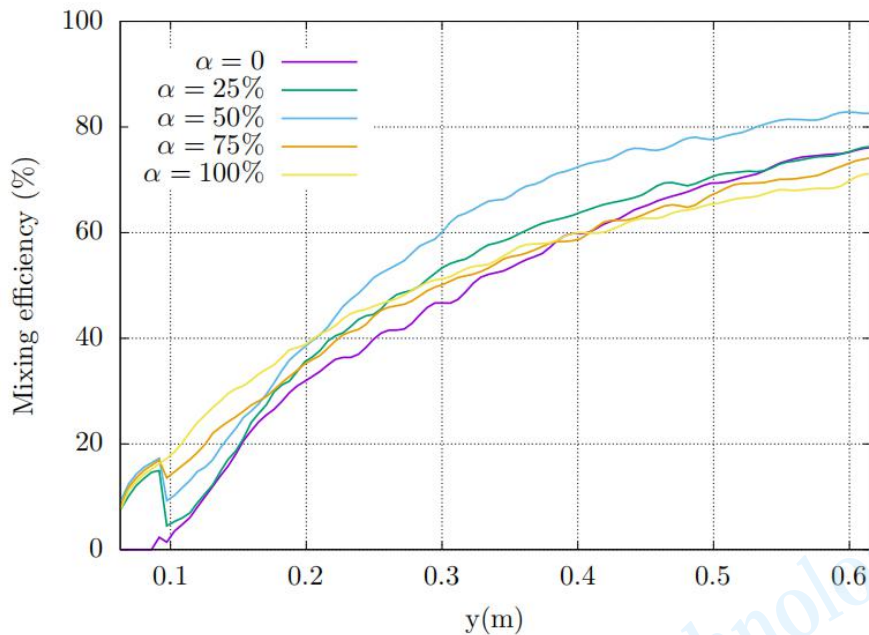


Fig. 14 Mixing efficiency of TSS with different distribution of fuel , entrance Mach 3.5, ER 0.45

图 14 中有两个特征点：由于尾缘喷孔的位于 $y = 0.1 \text{ m}$ 的位置，除 $\alpha = 100\%$ 以外，其余各混合效率曲线在该点附近都有突跃的下降； $y = 0.2 \text{ m}$ 的位置是各个曲线的交汇点。这两个特征点将整个混合过程分为三个区间段。

第一个区间段为 $y < 0.1 \text{ m}$ ，这一段的燃料只来源于侧向喷流，如图 9(b)所示，喷流诱导的反向涡对主导了混合过程，混合效率受流量占比的影响不明显。对于 $\alpha = 25\%$, 50% 和 75% 的工况，混合效率在 $y = 0.1 \text{ m}$ 位置突跃下降，主要是由于第二级燃料喷孔位于 $y = 0.1 \text{ m}$ 位置，第二级喷入的燃料在这个位置尚未与空气混合，从而拉低了该截面的整体混合效率。

第二个区间段为 $0.1 \text{ m} < y < 0.2 \text{ m}$ ，结合图 8 和图 9 可知，这一区间内侧向喷流诱发的大尺度拟序结构尚未充分发展，其与流向涡的相互作用也较为微弱，混合过程主要受到交错尾缘产生的流向涡主导。

第三个区间段为 $y > 0.2 \text{ m}$ ，这一区间大尺度拟序结构与充分发展，且与流向涡产生了较强的相互作用，其混合过程主要受两者相互作用之后产生的多尺度涡结构主导。

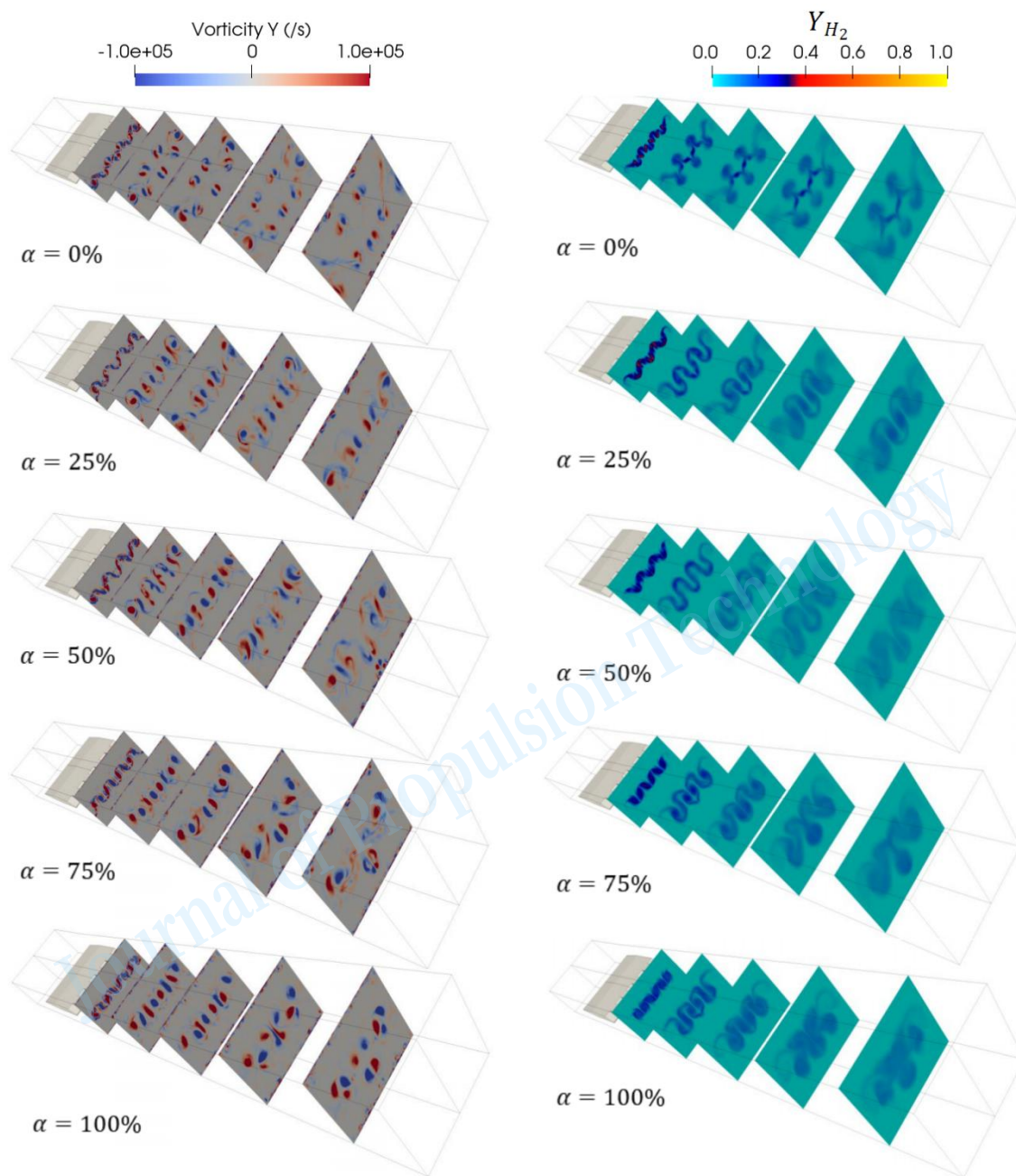


Fig. 15 Vorticity magnitude(left) and H_2 mass fraction(right) of TSS with different distribution of fuel

图 15 展示了不同流量占比条件下, 燃烧室各截面上的涡量和 H_2 质量分数的分布。结合图 5 和图 8(a)可知, $\alpha \rightarrow 0$ 时流向涡不能顺利融合, 从而导致其卷吸燃料的能力有限, 燃烧室中存在燃料集中分布的条带状区域, 不能实现燃料和空气的充分混合。而 $\alpha \rightarrow 100\%$ 流向涡充分融合, 强度达到最大, 侧向喷流产生的拟序结构无法诱导其破碎, 且涡心没有燃料注入, 从而导致燃烧室下游混合效果不佳。因此从图 14 可见, 侧向喷注的流量占比越大, 第二个区间段的混合效率越高; 但燃烧室下游混合效率最高的是 $\alpha = 50\%$ 。

4 结论

本文通过研究, 得到如下结论:

- (1) 高马赫条件下交错支板的流向涡对不能顺利融合, 是导致混合效率降低的主要原因。

(2) 新型两级支板增加了一级侧向喷流,降低了到达交错尾缘的气流的马赫数,促进了流向涡对的融合;侧向喷流诱导的大尺度拟序结构与流向涡相互作用,促进了流向涡的扭曲、变形和破碎,从而进一步促进了燃料与空气的混合;

(3) 侧向喷流的诱导激波虽然增加了支板的冷态阻力,但其在燃烧室壁面的反射提高了壁面局部压强,增加了壁面产生的推力,从而降低了发动机整体的冷态阻力;

(4) 燃烧室入口马赫数 3.5 条件下,新型两级支板的混合效率相比交错支板有明显的提高,当量比为 0.45 时提高约 15%,当量比为 0.7 时提高约 30%。

(5) 新型两级支板的混合效率受侧向喷注流量占比的影响,且混合效率在流量占比为 50% 附近时达到最高。

致 谢: 感谢中国博士后科学基金以及航空科学基金的资助,感谢中国空气动力研究与发展中心田野博士的宝贵指导意见。

参 考 文 献:

- [1] 王振国, 梁剑寒, 丁猛, 等. 高超声速飞行器动力系统研究进展[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 716-739.
WANG Z G, LIANG J H, DING M, et al. A review on hypersonic airbreathing propulsion system[J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(6): 716-739.(in Chinese)
- [2] LIU Q, BACCARELLA D, LEE T. Review of combustion stabilization for hypersonic airbreathing propulsion [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2020, 119: 100636.
- [3] SAM L, IDITHSAJ P T, NAIR P P, et al. Prospects for scramjet engines in reusable launch applications: a review[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2023, 48 (92): 36094-36111.
- [4] ZHANG L, QIAO H, LIANG J, et al. Experimental study of scramjet cavity with rear edge slots and its performance in combustion enhancement[J]. Acta Mechanica Sinica, 2024, 40 (1): 323135.
- [5] LIU Y S, XUE R, LIU J L, et al. Numerical study on the dynamic process of ramjet/scramjet mode transition in the integrated full flow path for RBCC engine [J]. Applied Thermal Engineering, 2023, 231: 121017.
- [6] TIAN Y F, ZHU J J, SUN M B, et al. Enhancement of blowout limit in a Mach 2.92 cavity-based scramjet combustor by a gliding arc discharge[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2022, 39(4): 5697-5705.
- [7] 丁猛, 余勇, 梁剑寒, 等. 碳氢燃料超燃冲压发动机点火技术试验[J]. 推进技术, 2004, 25(6): 566-569.
DING M, YU Y, LIANG J H, et al. Experimental investigation of ignition technology in liquid hydrocarbon fueled scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(6): 566-569.(in Chinese)
- [8] GUO P, LI X, ABU-HAMDEH N H, et al. Mixing efficiency of hydrogen jet through multi lobe-injectors at scramjet engine: a numerical study[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 120: 107293.
- [9] 陈兴良, 景婷婷, 朱韶华, 等. 支板/凹腔组合稳焰器耦合机制研究[J]. 推进技术, 2022, 43(11): 198 - 207.
CHEN X L, JING T T, ZHU S H, et al. Coupling mechanism of strut/cavity combined flame

- stabilizer[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(11): 198-207. (in Chinese)
- [10] 张军龙, 常军涛, 王瑄, 等. 基于支板稳燃的超声速火焰特性研究进展[J]. 空气动力学学报, 2020, 38(3): 577-592.
- ZHANG J L, CHANG J T, WANG X, et al. Recent research progress on flame characteristics in strut-equipped scramjet combustor[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(3): 577-592. (in Chinese)
- [11] HWANG B J, MIN S K. Research progress on mixing enhancement using streamwise vortices in supersonic flows[J]. Acta Astronautica, 2022, 200: 11-32.
- [12] WAIDMANN W, ALFF F, BOHM M, et al. Supersonic combustion of hydrogen/air in a scramjet combustion chamber[J]. Space Technology, 1995, 15(6): 421-429.
- [13] TETSUJI S, WENDT M, NISHIOKA M. Supersonic mixing and combustion control using streamwise vortices[C]. Cleveland: 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1998.
- [14] TETSUJI S, MAGRE P, BRESSON A, et al. Experimental study of strut injectors in a supersonic combustor using OH-PLIF[C]. Capua: AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies, 2005.
- [15] TETSUJI S, MURAKAMI A, KUDO K, et al. Mixing and combustion control strategies for efficient scramjet operation in wide range of flight mach number[C]. Orleans: AIAA/AAAF 11th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2002.
- [16] TETSUJI S, SCHEEL F. Analysis of mixing enhancement using streamwise vortices in a supersonic combustor by application of laser diagnostics[C]. Orleans: AIAA/AAAF 11th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2002.
- [17] OGAWA H, MASATOSHI K. Physical insight into fuel/air mixing with hypermixer injectors for scramjet engines[J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(5): 1423-1435.
- [18] FUREBY C, NORDIN-BATES K, PETTERSON K, et al. A computational study of supersonic combustion in strut injector and hypermixer flow fields[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(2): 2127-2135.
- [19] HIEJIMA T. Theoretical analysis of streamwise vortex circulation induced by a strut injector[J]. Physical Review Fluids, 2016, 1: 054501.
- [20] HIEJIMA T. Effects of streamwise vortex breakdown on supersonic combustion[J]. Physical Review E, 2016, 93(4): 43115.
- [21] HIEJIMA T, ODA T. Shockwave effects on supersonic combustion using hypermixer struts[J]. Physics of Fluids, 2020, 32(1): 16104.

-
- [22] IWABAYASHI N, MATSUSHITA K, OKADA S, et al. Shock-induced supersonic combustion with a streamwise vortex[J]. *Physics of Fluids*, 2024, 36(3): 36117.
- [23] RUST B, GERLINGER P, AIGNER M. An improved lobed strut injector concept for supersonic combustion[C]. Nashville: 46th AIAA/ASME Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2010.
- [24] HRVOJE J. Error analysis and estimation for the finite volume method with applications to fluid flows[D]. London:Imperial College London, 1996.
- [25] ZHANG H W, ZHAO M J, HUANG Z W. Large eddy simulation of turbulent supersonic hydrogen flames with OpenFOAM[J]. *Fuel*, 2020, 282:118812.
- [26] GUTIÉRREZ L F, TAMAGNO J, ELASKAR S. rhoCentralRfFoam: An OpenFOAM solver for high speed chemically active flows – simulation of planar detonations [J]. *Computer Physics Communications*, 2017, 219:209-222.
- [27] CHENG L D, DENG X, XIE B, et al. A new 3d openfoam solver with improved resolution for hyperbolic systems on hybrid unstructured grids[J]. *Applied Mathematical Modelling*, 2022, 108: 142-166.
- [28] PRASANTH P N, SURYAN A, NARAYANAN V. Modal analysis of mixing characteristics in scramjet combustor with passive struts[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2022, 47(81): 34656-34675.