

等离子体合成射流对超声速混合层的混合增强*

王鹏 沈赤兵†

(国防科技大学, 空天科学学院, 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073)

(2019年5月6日收到; 2019年6月9日收到修改稿)

采用实验加仿真方法研究了等离子体合成射流对超声速混合层的影响. 使用基于纳米粒子的平面激光散射技术 (nanoparticle-based planar laser scattering, NPLS)、粒子图像测速技术 (particle image velocimetry, PIV) 以及纹影手段获取了单次脉冲对混合层的影响. 采用二维数值仿真对布置在不同位置的高频激励器的混合效果以及激励器的性能进行了研究. 通过对比有扰动和无扰动的 NPLS、PIV 以及纹影实验结果, 发现等离子体合成射流对超声速混合层有明显的扰动, 射流喷出时会产生较强的斜激波. 对数值仿真结果的分析表明, 等离子体合成射流可以有效地增强混合层的厚度. 对比激励器布置在不同位置工况下的混合层厚度, 可以看出在激励器隔板末端对混合层的扰动效果最好, 混合层对在隔板末端的激励器扰动响应也是最快的. 对等离子体合成射流激励器的性能分析表明, 在隔板末端的激励器输出的能量最多. 通过分析等离子体合成射流的作用过程, 可以看出激励器在隔板上下表面布置的作用形式是通过作用来流进而影响混合层, 在隔板尾端布置的等离子体合成射流激励器直接作用在混合层上, 实现混合增强.

关键词: 混合增强, 等离子体合成射流, 流动控制, 超声速混合层

PACS: 47.85.lk, 52.30.-q, 47.85.L-, 47.15.St

DOI: 10.7498/aps.68.20190683

1 引言

随着高超声速飞行器的发展, 作为实现方式之一的超燃冲压发动机成为研究热点. 在超燃冲压发动机中, 燃料和氧化剂的快速掺混可以减小燃烧室的长度, 提高燃烧效率^[1-3]. 由于燃料和空气在燃烧室内停留时间为微秒量级^[4], 如何快速地实现燃料和氧化剂的混合, 是发展超燃冲压发动机的关键技术之一. 以此为背景的超声速混合层增强混合成为一个研究的热点. 相对于亚声速混合层, 超声速混合层厚度的空间增长率较低^[5], 随着压缩性增强的混合难度越来越大^[2]. 寻找超声速混合层增强混合的方法具有十分重要的实际意义.

增强混合的装置一般是基于加快失稳、加快诱导涡结构原理设计的. 混合增强的方式可以分为主

动增强和被动增强^[6]. 被动增强是改变尾缘结构, 常见的被动混合增强构型有波瓣、锯齿等^[7-9]. 主动增强是向流场周期性的注入能量, 常见的方式有机械振动、射流扰动和放电激励^[10-12]. 被动增强混合虽然具有简单易行的特点, 但是不能根据情况改变. 较被动增强混合方式而言, 主动增强混合方式可以弥补这一缺陷, 并且能在增强混合的同时降低总压损失. 虽然主动增强混合是较为有效的增强混合方式, 但传统的主动增强混合手段仍存在能量较低、响应慢、需要附加气源等方面的不足.

等离子体合成射流是一种新的控制手段, 具有能量密度高、响应速度快、无需额外的气源和没有机械活动部件的优势, 弥补传统主动增强混合的不足^[13-15]. 此外等离子体合成射流的扰动还具有一定的方向性. 等离子体合成射流工作原理可以简单表述为: 在激励器腔内放电将气体加热, 腔体内气体

* 国家自然科学基金 (批准号: 11572346) 资助的课题.

† 通信作者. E-mail: cbshen@nudt.edu.cn

受热后压力上升, 气体从小孔喷出对外膨胀做功. 等离子体合成射流不同于直接暴露在流场中的放电激励. 等离子体合成射流是通过产生的射流和压缩波对流场进行扰动. 直接暴露在流场中的放电激励是通过快速局部焦耳热效应产生的压缩波和电动力学效应对流场实现扰动^[16].

以等离子体合成射流作为控制手段, 在超声速流动中主要应用于边界层和激波的控制^[17–19], 对于混合层的控制主要还停留在亚声速. Hardy 等^[20]实验研究了等离子合成射流对亚声速射流的控制, 实验结果表明等离子体合成射流诱导出涡结构使射流剪切层变厚. Huet^[21]采用数值仿真方法研究了等离子体合成射流对亚声速射流的流动控制, 实现了降低噪音. Chedevergne 等^[22]采用实验加数值仿真的方法研究了等离子体合成射流对马赫数为 0.6 的高雷诺数射流的流动控制机理. 作为一种对混合层的控制手段, 等离子体合成射流在亚声速中表现出较强的控制能力.

等离子体合成射流用于超声速混合层的控制目前研究的较少. 本文将采用实验加仿真的方法, 验证等离子合成射流对超声速混合层控制的有效性, 分析对比激励器布置位置不同对激励器性能以及混合增强效果的影响, 为在超声速流场中设计高效的增强混合方案提供参考.

2 实验设备

2.1 实验风洞

实验在低噪声超声速混合层风洞中进行. 混合层风洞如图 1 所示, 实验段长度为 350 mm, 高度为 60 mm, 宽度为 200 mm. 为消除流向压力梯度, 风洞的上下壁面有 1°的张角. 厚度为 10 mm 的隔板从风洞入口到喷管出口将风洞从中间分为两部分. 风洞实验段实物图如图 2 所示. 风洞上侧喷管马赫数为 1.37, 风洞下侧喷管马赫数为 2.39, 根据对流马赫数 (Mc) 计算公式^[23,24]

$$Mc = \frac{U_2 - U_1}{a_1 + a_2}, \quad (1)$$

其中 U_1 是上侧气流流向速度, U_2 为下侧气流流向速度, a_1 为上侧气流声速, a_2 为下侧气流声速. 所得对流马赫数为 0.3, 具体参数见表 1. 上侧气流的总压调节器用于在实验段实现静压匹配.

2.2 等离子体合成射流激励器

等离子体合成射流的详细原理在文献^[25–27]中有较多的介绍. 图 3 是安装有等离子体激励器阵列隔板的示意图. X , Y , Z 分别代表流向、横向和展向的方向. 激励器安装在距离隔板尾端约 15 mm

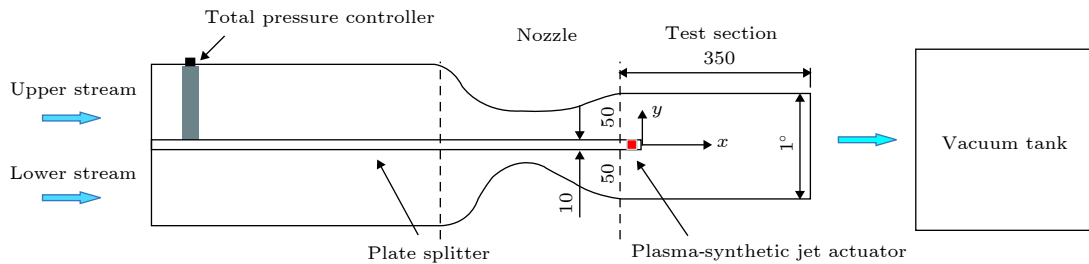


图 1 超声速混合层风洞示意图

Fig. 1. Schematic of the supersonic mixing layer wind tunnel.



图 2 超声速混合层风洞实物图

Fig. 2. The test section of supersonic mixing layer wind tunnel.

表 1 压力匹配情况下校测流场参数

Table 1. Flow parameters of supersonic mixing layer.

马赫数 <i>Ma</i>	速度 <i>U</i> /m·s ⁻¹	静温 <i>T</i> /K	总温 <i>T</i> ₀ /K	运动黏度 μ / 10 ⁻⁵ m ² ·s ⁻¹
1.37	405.16	218.39	300	1.4312
2.39	567.18	139.87	300	0.9635

处, 实现对上侧气流的扰动. 5 个激励器采用串联放电方式工作. 每个激励器由圆柱形放电腔体和一对电极组成. 采用抗放电烧蚀能力强的钨针作为电极, 电极直径为 1 mm, 腔体采用的是树脂材料. 放电电极之间的间距为 1 mm. 圆柱形放电腔体的直径为 12 mm、高度为 6 mm、体积为 678.24 mm³. 有一个直径为 2.5 mm 的射流孔, 如图 4 所示. 电源采用 KD-1 高压脉冲电源^[16], 最大输出电压为 10 kV, 脉冲频率为 1—50 Hz, 单次脉冲最大输出能量为 20 J. 本次实验使用的放电电容为 640 nF.

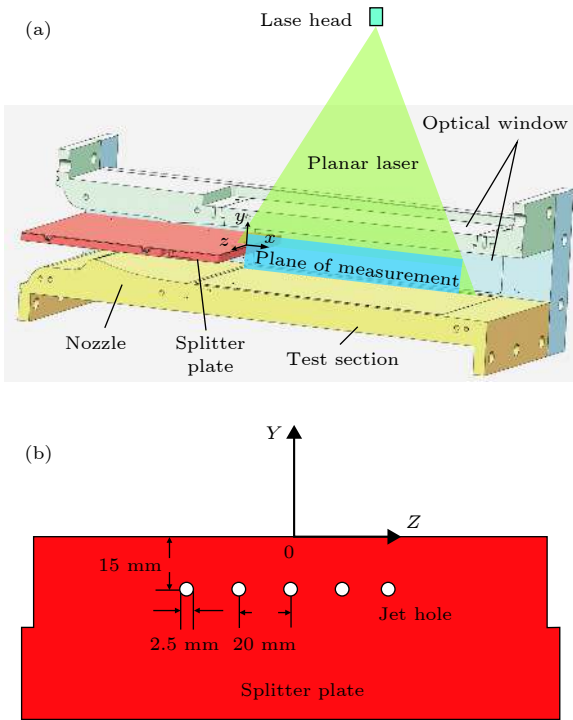


图 3 安装有等离子体合成射流激励器隔板在风洞中的位置 (a) 隔板在风洞中位置; (b) 激励器在隔板上的位置
Fig. 3. Schematic of the wind tunnel and the actuator mounted inside a plate: (a) Splitter plate in the wind tunnel; (b) actuator in the splitter plate.

2.3 测量设备

使用纹影系统观测等离子体合成射流对混合层的扰动过程. 纹影系统主要包括光源、高速相机、凹面镜、刀口. 纹影系统与试验段的位置如

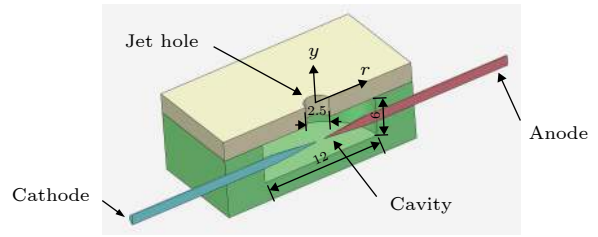


图 4 两电极等离子体合成射流激励器
Fig. 4. Two-electrode plasma synthetic actuator.

图 5 所示. 凹面镜直径为 200 mm、焦距为 2 m. 光源采用的是连续的碘钨光源. 相机的曝光时间为 1 μ s, 拍摄频率为 30000 Hz, 拍摄的像素为 1024 pixel \times 688 pixel.

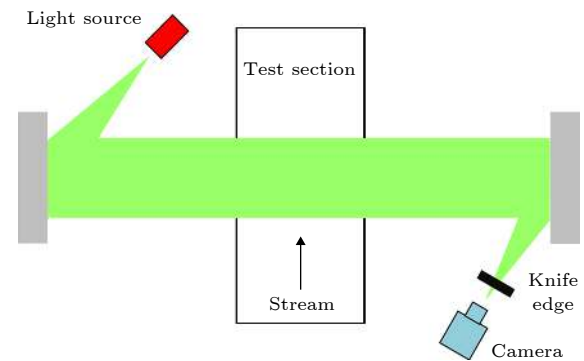


图 5 纹影系统示意图
Fig. 5. The schematic diagram of schlieren system.

实验使用基于纳米粒子的平面激光散射技术 (nanoparticle-based planar laser scattering, NPLS) 的系统来获取流场的精细结构. NPLS 系统是由赵玉新等^[28] 基于瑞利散射原理开发出来的. NPLS 系统包含有: 双腔 Nd:YAG 激光器, 波长为 532 nm, 单次脉冲的能量为 350 mJ, 脉冲宽度为 6 ns; 一台跨帧像素为 4008 pixel \times 2672 pixel 跨帧 CCD 相机; 一台控制激光器和相机的同步控制器; 一台纳米粒子发生器; 一台计算机. TiO₂ 被选为示踪粒子, TiO₂ 有效直径为 42.5 nm, 松弛时间为 66.3 ns. TiO₂ 优势在于对超声速气流中小尺度的脉动有较好的跟随性. 流场图片的灰度图与纳米粒子的浓度成比例, 纳米粒子的浓度又与密度成比例, 所以流场图片的灰度值可以反映密度场.

粒子图像测速仪 (particle image velocimetry, PIV) 与 NPLS 系统共用一套设备. 利用纳米粒子良好的跟随性可以获得较为准确的超声速流场速度分布. CCD 相机的最短曝光时间间隔为 0.5 μ s, 根据两幅跨帧图像以及时间间隔可以得

出速度场。

NPLS/PIV 的最大工作频率为 2 Hz, 但是相机的曝光时间仅为 6 ns, 等离子体合成射流激励器作用在流场的时间远小于 1 ms. 等离子体合成射流的扰动需要一段时间之后才能传递到观测区域中间方便观测. 为满足上述的要求, NPLS/PIV 需要在等离子体合成射流激励器工作一段时间之后再开启工作. 用一台信号源发生器先触发等离子体合成射流激励器, 延时一段时间触发 NPLS/PIV 系统. NPLS/PIV 拍摄区域见图 3. 实验系统的具体时序见图 6.

3 实验结果

图 7 为等离子体合成射流单次脉冲的纹影图片. 图 7(a) 是等离子体合成射流没有工作时的状态. 当等离子体合成射流开始放电时设为 T_0 时刻. 图 7(b) 为 ($T_0 + 67 \mu\text{s}$) 时刻的纹影结果, 从图中可以看出在射流出口上游产生一道斜激波, 表明射流开始喷出. 图 7(c) 为 ($T_0 + 233 \mu\text{s}$) 时刻的纹影结果, 可以看到此时的混合层与未受扰动的有所区别, 在射流出口之前激波变为正激波, 说明此时射流强度较大. 图 8 为单次扰动的等离子体合成射流的 NPLS 结果. 图 8(a) 是未受扰动时 NPLS 流场结构图像, 可以看出流场已经是湍流状态. 图 8(b) 为 ($T_0 + 180 \mu\text{s}$) 时刻的 NPLS 结果, 可以看出等离子体合成射流诱导出了大尺度的涡结构. 但是 86 mm 之后由于扰动尚未传播到, 因而未形成此位置之前量级的大尺度涡结构. 图 8(c) 是 ($T_0 + 230 \mu\text{s}$) 的 NPLS 结果, 扰动的随着气流继续向下游运动, 在扰动过后大尺度涡结构继续增长, 相

于图 8(b) 中涡结构尺度有所增大. 图 9 为等离子体合成射流扰动后的 PIV 平均结果, 图 9(a) 为未受扰动的流向平均速度场, 图 9(b) 为 ($T_0 + 230 \mu\text{s}$) 时刻流向速度平均云图. 通过图 9(a) 和 (b) 两幅图的对比可以看出, 在 60—100 mm 之间, 混合层处的流向速度分布有明显不同. 对应到图 8(c) NPLS 结果中, 可看出扰动在这个时刻传递到此处, 说明等离子体合成射流可以对速度场造成较大的扰动. 同时也说明经过系统精确控制, 等离子体合成射流在相同的延时条件下, 流过流场的距离较为稳定. 图 9(c) 为未受扰动时刻的横向速度标准差, 由于横向速度变化较大, 在混合层区域标准偏差较大. 图 9(d) 为 ($T_0 + 230 \mu\text{s}$) 时刻的横向速度标准偏差, 与图 9(c) 对比可以看出在 80—100 mm 处横向速度标准偏差较大, 说明此处受扰动后横向速度脉动量加大.

4 数值仿真

由于实验获取数据较少, 对电源的要求较高, 因而采用仿真手段进行研究. 研究高频激励器布置在不同位置对超声速混合层的影响效果. 仿真对象的射流出口的为大长宽比的窄缝, 当出口的长宽比大于 1:4 的时候可以看作是二维, 进而可以使用二维仿真进行研究^[29]. 分别对无扰动 (unperturbation)、激励器在隔板上表面 (up)、激励器在隔板尾端 (end)、激励器在隔板下表面 (bottom) 四种工况进行仿真, 物理模型见图 10. 模拟频率为 5 kHz, 单次释放能量为 150 mJ. 假设每次释放的热量相同, 假设布置在不同位置激励器释放的热量也相同, 使用 Fluent 15.0 的大涡模拟, 时间精度采用的是二

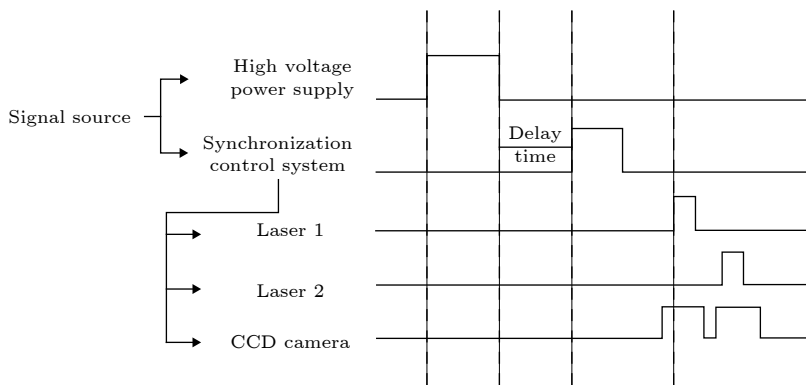


图 6 等离子体合成射流试验系统的时序示意图

Fig. 6. Schematics of the experimental system sequence chart.

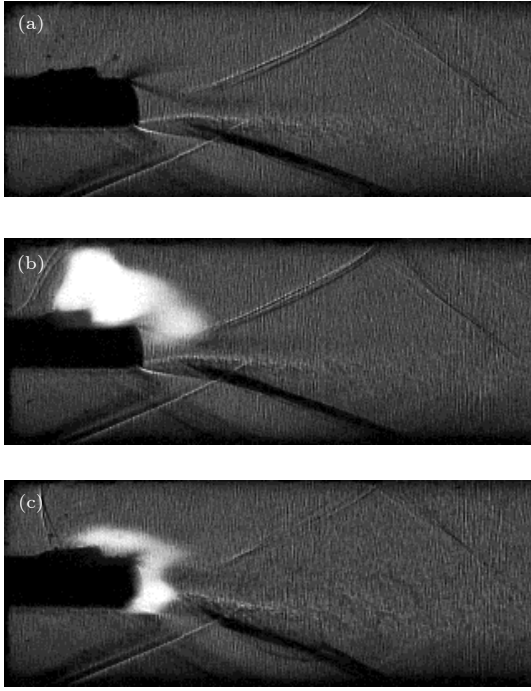


图 7 纹影结果 (a) $T_0 + 0 \mu\text{s}$; (b) $T_0 + 67 \mu\text{s}$; (c) $T_0 + 233 \mu\text{s}$
 Fig. 7. Schlieren images: (a) $T_0 + 0 \mu\text{s}$; (b) $T_0 + 67 \mu\text{s}$; (c) $T_0 + 233 \mu\text{s}$.

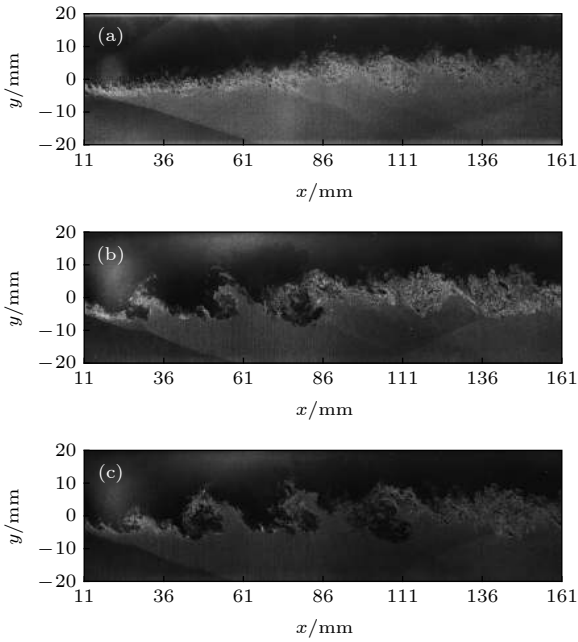


图 8 等离子体合成射流对超声速混层作用的 NPLS 结果
 (a) 未受扰动; (b) $T_0 + 180 \mu\text{s}$; (c) $T_0 + 230 \mu\text{s}$
 Fig. 8. NPLS images of supersonic mixing layer under perturbation and unperturbation: (a) Unperturbation; (b) $T_0 + 180 \mu\text{s}$; (c) $T_0 + 230 \mu\text{s}$.

阶隐式, 对流量项使用三阶 AUSM 离散, 空间项使用三阶 MUSCL 离散.

等离子体对气体加热的过程十分复杂, 本文将

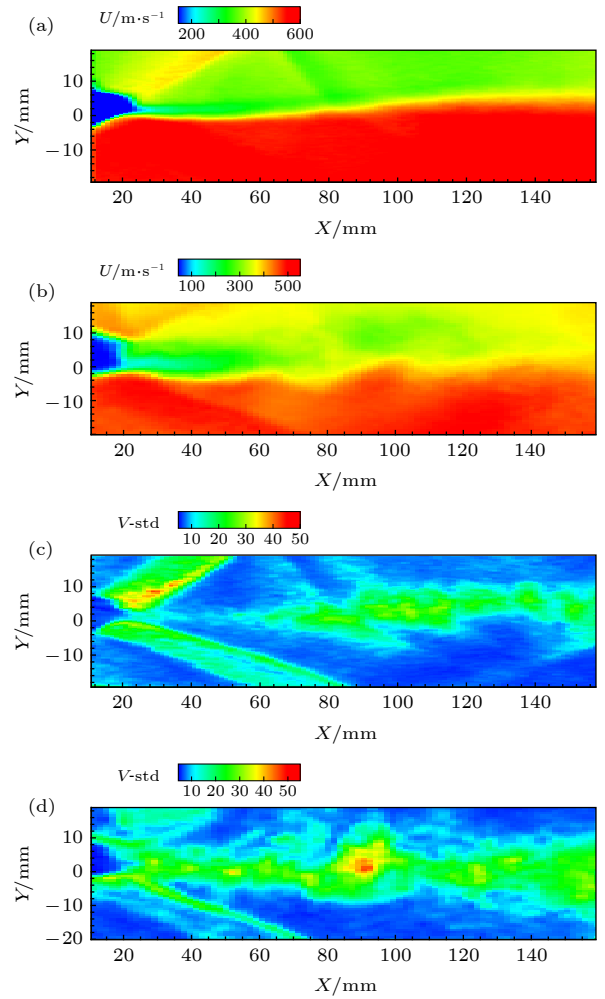


图 9 PIV 的实验结果 (a) 流向速度的平均结果; (b) $T_0 + 230 \mu\text{s}$ 时刻流向速度的平均结果; (c) 横向速度标准差; (d) $T_0 + 230 \mu\text{s}$ 时刻横向速度标准差
 Fig. 9. PIV experimental results: (a) Averaged X-velocity; (b) averaged X-velocity at $T_0 + 230 \mu\text{s}$; (c) Y-velocity standard deviation; (d) Y-velocity standard deviation at $T_0 + 230 \mu\text{s}$.

其简化为一个热源. 将放热过程持续时间设置为 $10 \mu\text{s}$, 假设热量为恒定输出. 根据文献 [30], 其释放热效率取为 10%, 热源密度为

$$\dot{q} = \begin{cases} \frac{\eta_h E_c}{V\tau}, & i/f \leq t \leq \tau + i/f, \\ 0, & \tau + i/f \leq t \leq (1+i)/f, \end{cases} \quad i = 0, 1, 2, \dots, \quad (2)$$

其中 η_h 代表热效率, E_c 代表输入的能量, V 代表激励器腔体的体积, τ 代表放电持续的时间, f 代表的是激励器的频率. 上下面设置为压力远场, 上下入口采用的是压力入口, 具体参数见表 1. 出口设置为压力出口. 腔体材料采用的是树脂材料, 所以将壁面条件近似设置为绝热条件.

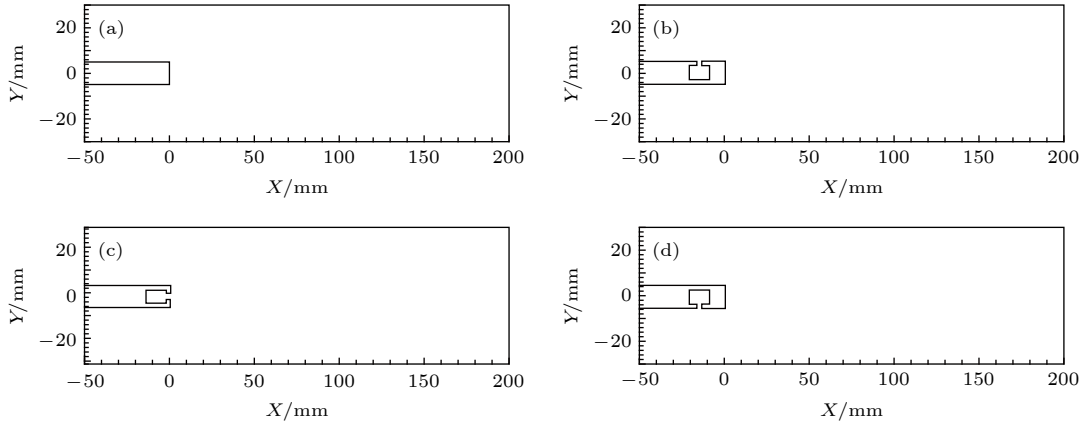


图 10 仿真物理模型 (a) 无扰动; (b) 激励器在隔板上表面; (c) 激励器在隔板尾端; (d) 激励器在隔板下表面

Fig. 10. Physical model: (a) Unperturbation; (b) the actuator at the upper surface of the splitter plate; (c) the actuator at the end surface of splitter plate; (d) the actuator at bottom surface of splitter plate.

4.1 算例及网格无关性验证

仿真模型以及网格加密示意图如图 11 所示, 使用结构化网格对流场进行网格划分, 对隔板上下表面进行网格加密, 隔板上下表面第一层网格为 2×10^{-6} m, 以确保 $y^+ \leq 1$, 满足大涡模拟对第一层网格的要求. 对混合层所在区域进行 y 方向加密. 在流场的入口以及隔板尾端进行 x 方向加密.

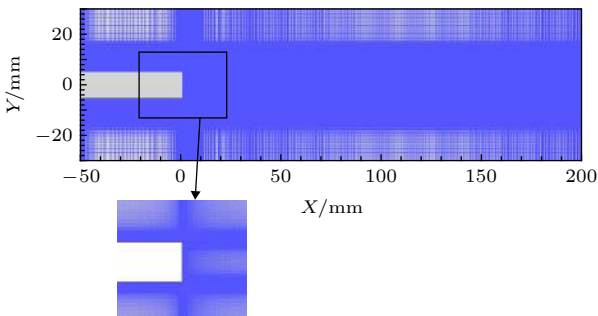


图 11 算例验证的计算模型及网格

Fig. 11. Calculation model and grid for code validation.

使用三套网格进行网格无关性验证, grid-1 网格量为 179640, grid-2 网格量为 334804, grid-3 网格量为 742480. 图 12 为未受扰动工况下三套网格的数值仿真结果和实验结果在流向 $x = 150$ mm 处的流向速度剖面曲线. 从图 12 中可以看出三套网格结果相差不大, 说明满足网格无关性的要求. 本文选取 grid-2 网格做计算.

算例验证主要包括两个方面, 一是计算方法是否可以准确的仿真超声速混合层; 二是计算方法是否可以仿真等离子体合成射流对超声速流场的扰动. 对于对超声速混合层的数值仿真, 从图 12 中可以看出数值仿真结果与实验结果在上侧和下侧

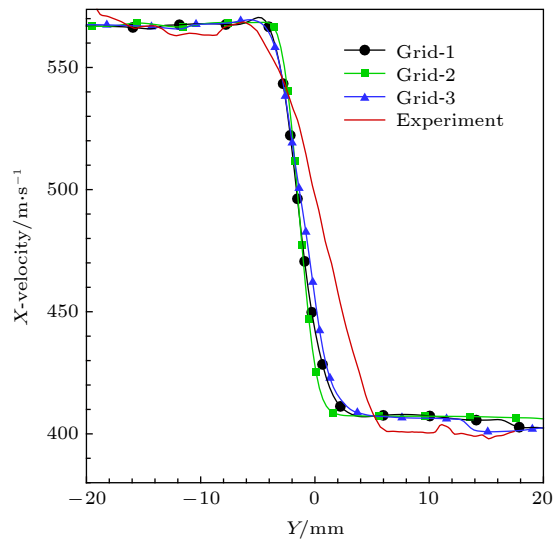


图 12 网格无关性及算例验证

Fig. 12. Certification of grid independence and code validation.

气流处略有偏差. 对于流场上侧和下侧出现偏差的原因主要是: 1)PIV 系统本身存在 1% 左右的误差; 2) 作为数值仿真边界条件的流场测量参数存在测量误差. 在流场的混合区域, 数值仿真结果与实验结果存在一定的误差. 从图 7 和图 8 可以看出, 流场中存在着安装激波、隔板尾端的膨胀波以及混合层相遇产生的再附激波, 经过波系后混合层向上侧倾斜, 并且涡量增大混合更加均匀. 这样就出现了图 12 中的结果, 实验结果的混合区域比数值仿真结果位置偏上, 并且实验结果比数值仿结果速度曲线过渡更加平滑. 总体来说, 采用的计算方法合理且可行.

等离子体合成射流对超声速流场扰动的算例验证, 仿真采用图 10(b) 所示的物理模型. 使用纹

影结果和 NPLS 结果与数值仿真结果进行对比. 如图 13 所示, 在 $(T_0 + 67 \mu\text{s})$ 时刻的数值纹影和纹影实验结果进行对比, 可以看出在射流孔的上游都产生了斜激波. 如图 14 所示, 将 $(T_0 + 180 \mu\text{s})$ 时刻数值仿真密度场和 NPLS 结果进行对比, 可以看出扰动传递到的地方会产生较大的涡结构, 在扰动未传播到的地方, 涡结构较小. 但是数值仿真的扰动传播距离要小于实验中扰动传播的距离. 由于采用二数值仿真, 其腔体大小和出口直径不能完全反映实验工况. 激励器腔体内放电过程较为复杂, 仿真时只是将放电能量沉积过程简化为一个热源对腔体气体加热过程, 其能量传递给腔体气体的

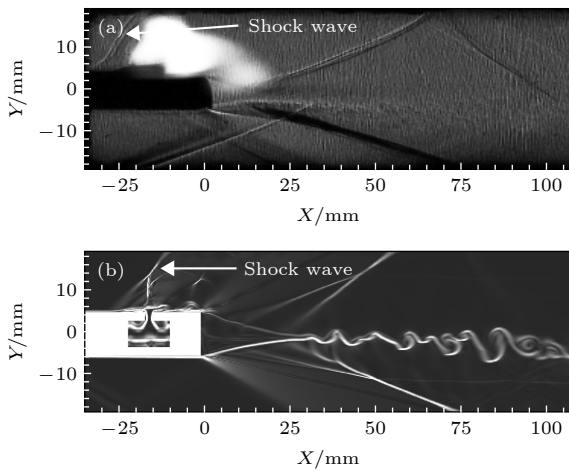


图 13 $(T_0 + 67 \mu\text{s})$ 时刻纹影实验结果与数值纹影结果对比 (a) 纹影实验结果; (b) 数值纹影结果

Fig. 13. $T_0 + 67 \mu\text{s}$, numerical and experimental schlierens: (a) Experimental schlieren; (b) numerical schlieren.

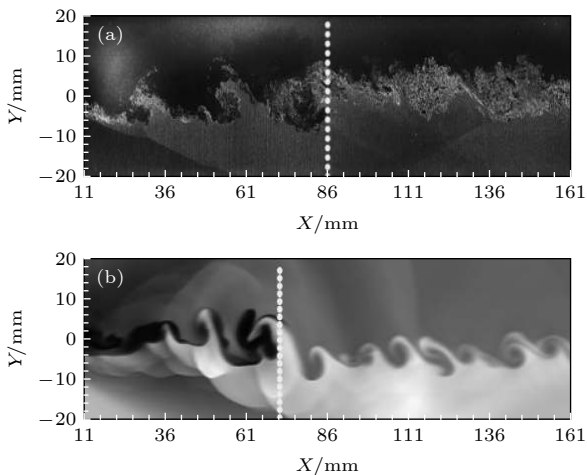


图 14 $(T_0 + 180 \mu\text{s})$ 时刻 NPLS 结果与数值仿真密度场对比 (a) NPLS 结果; (b) 数值仿真密度场

Fig. 14. $T_0 + 180 \mu\text{s}$, contour of density and NPLS result: (a) NPLS result; (b) contour of density.

值也难以准确估算. 因此仿真与实验结果存在一定的差距. 但是数值仿真可以反映超声速混合层受等离子体合成射流扰动的基本形态和发展趋势, 可以进行定性的对比分析.

4.2 激励器位置不同对混合层的影响

图 15 所示为 $(T_0 + 555 \mu\text{s})$ 时刻瞬时数值仿真密度场, 与未受扰动的工况对比, 可以看出这三个工况涡结构都有明显的增大, 扰动已经影响到了整个流场, 诱导出连续大尺度涡结构.

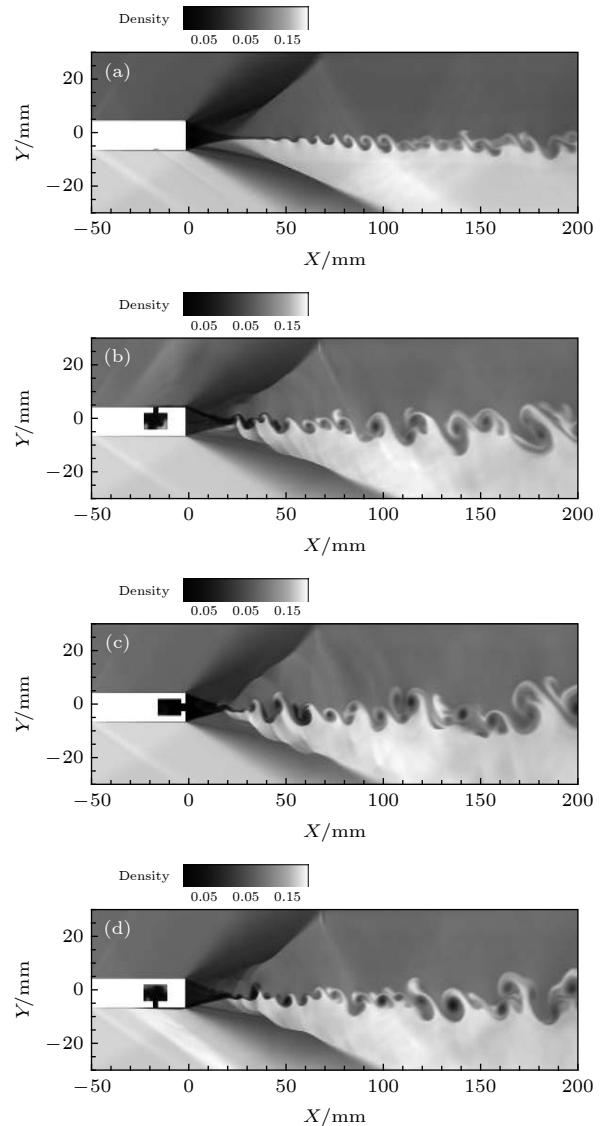


图 15 $(T_0 + 555 \mu\text{s})$ 时刻密度场 (a) 未受扰动; (b) 激励器在隔板上表面; (c) 激励器在隔板尾端; (d) 激励器在隔板下表面

Fig. 15. Contours of density at $T_0 + 555 \mu\text{s}$: (a) Unperturbation; (b) the actuator at the upper surface of the splitter plate; (c) the actuator at the end surface of the splitter plate; (d) the actuator at the bottom surface of the splitter plate.

图 16 为 $(T_0 + 75 \mu\text{s})$ 瞬时温度云图和流线仿真结果. 图 16(a) 中激励器在隔板上表面布置, 可以看出热气流喷出后, 形成一个虚拟型面将来流抬高, 周期性的射流喷出可以实现气流的上下摆动, 使得 y 方向速度脉动量增加, 有助于气流掺混均匀. 图 16(b) 中激励器在隔板的尾端布置, 可以看出等离子体合成射流喷出后直接作用在混合层的再附点上, 从而加快混合层失稳, 达到增强混合的效果. 并且由图 16(a) 和图 16(b) 这两个图可以推知, 由于在隔板尾端布置的激励器可以直接作用在混合层上, 因而混合层对在隔板尾端布置的激励器扰动响应最快.

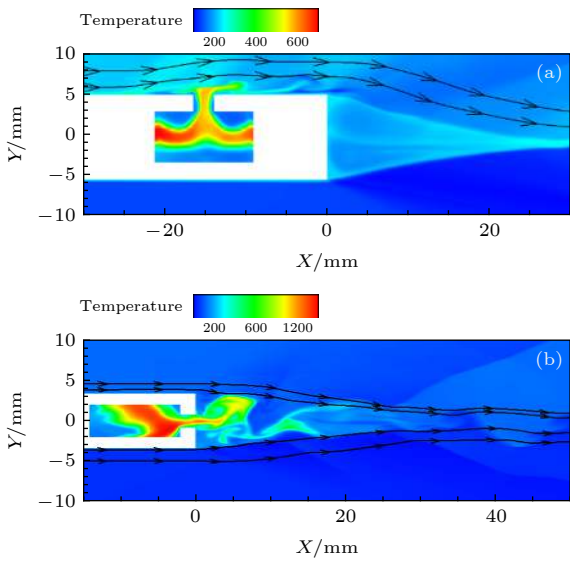


图 16 $(T_0 + 75 \mu\text{s})$ 时刻温度云图和流线 (a) 激励器在隔板上表面; (b) 激励器在隔板尾端

Fig. 16. Simulation of the temperature and flow: (a) The actuator at the upper surface of the splitter plate; (b) the actuator at the end surface of the splitter plate.

图 17 为 $555 \mu\text{s}$ 内的时均速度厚度曲线. 混合层速度厚度 δ 定义为归一化速度 $\bar{U} = 0.1$ 和 $\bar{U} = 0.9$ 之间的横向距离, 归一化速度定义为 [31]

$$\bar{U} = \frac{U(y) - U_2}{U_1 - U_2}, \quad (3)$$

可以看出有扰动工况混合层厚度都比未添加扰动工况大. 在添加扰动的工况中, 在隔板尾端布置激励器的工况混合层厚度最大. 这是由于混合层存在速度拐点, 是天然的不稳定系统, 在隔板尾端布置的激励器喷出的射流直接作用在混合层上. 此外由于仿真工况来流湍流度不高, 混合层对微小扰动较为敏感, 在隔板尾端布置的激励器不工作的时候,

腔体与上下两股气流相互作用也会诱导出大尺度涡结构, 从而增加了时均混合层速度厚度. 在隔板上下表面布置激励器的工况, 混合层厚度相差不大, 但是可以看出布置在上表面的工况混合层厚度大于布置在下表面工况的混合层厚度. 这是由于上面气流的速度以及总压低于下面气流, 上侧添加扰动更容易实现混合层厚度的增长.

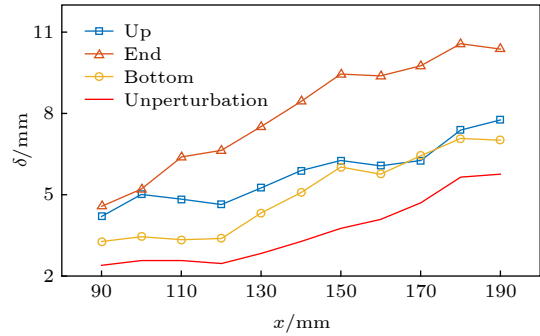


图 17 时均速度混合层厚度

Fig. 17. Time-averaged velocity thickness of mixing layer.

4.3 布置位置不同对激励器性能的影响

图 18 为激励器出口参数. 由于在隔板尾端外部压力较小, 喷出射流获得了较大的速度, 因此气体膨胀做功转化的动能较多, 因而出口的动量是这三个工况中最大的. 而在隔板上下表面布置的激励器, 射流与来流相互作用, 气体膨胀做功转化为动能较少. 但是由于上下两股气流的引射造成隔板尾端布置的激励器腔体内气体密度较小, 因而喷出的射流质量流量最小. 同时可以看出在隔板尾端布置激励器出口压力也小于激励器布置在隔板上下表面的工况.

图 19 为激励器腔体内参数. 图 19(a) 为激励器腔体内气体密度曲线图, 从图中可以发现, 腔体内密度随着放电次数的增加而逐渐降低. 这是由于算例设置的激励器腔体是绝热壁面, 做功过后腔体内温度难以降低, 腔体内维持一定压力造成外部气体难以回吸. 这样就导致随放电次数增多, 激励器做功能力下降. 对于高频的激励器来说, 应该采用六方氮化硼陶瓷等导热能力强的材料作为激励器腔体, 或者采用冲压式激励器 [32]. 图 19(b) 为激励器腔体温度曲线图, 在热源释放热量相同, 腔体体积相同的情况下, 腔体内气体温度的变化与密度成反比. 由于激励器布置在不同位置造成腔体内密度不相同, 因此温度变化也不相同. 在隔板尾端布

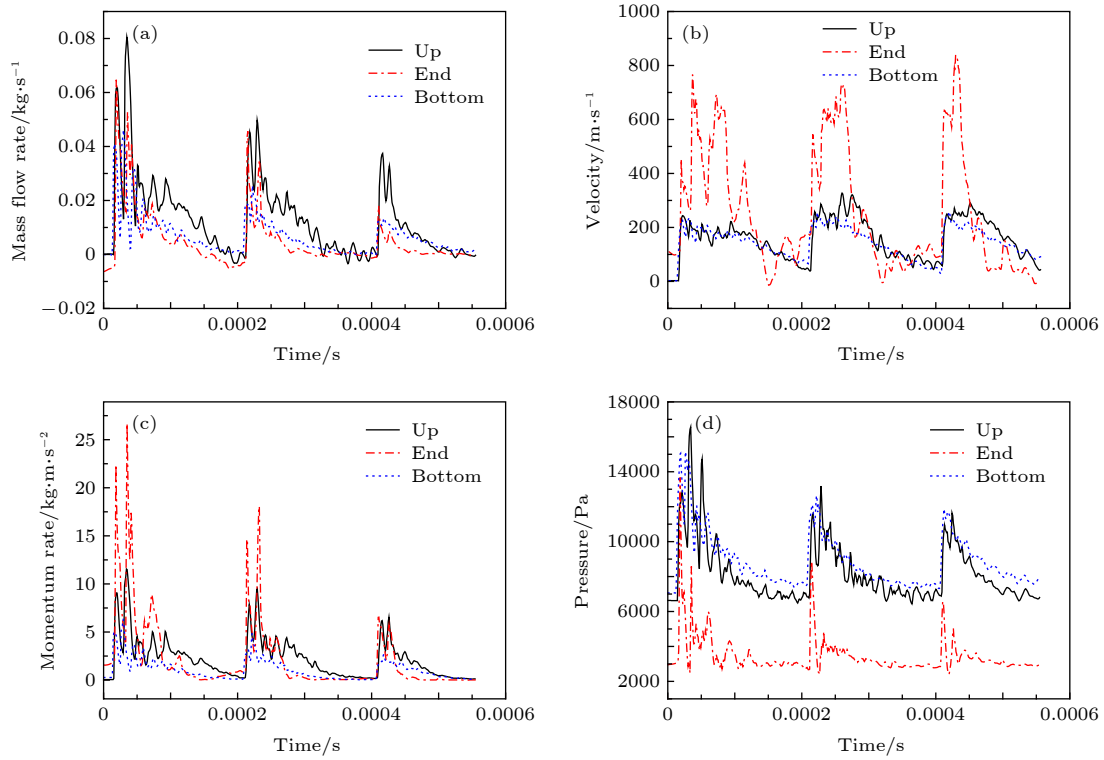


图 18 激励器出口参数 (a) 激励器出口质量流量; (b) 激励器出口速度; (c) 激励器出口动量率; (d) 激励器出口压力
 Fig. 18. The parameters of actuator outlet: (a) The mass flow rate of actuator outlet; (b) the velocity of actuator outlet; (c) the momentum rate of actuator outlet; (d) the pressure of actuator outlet.

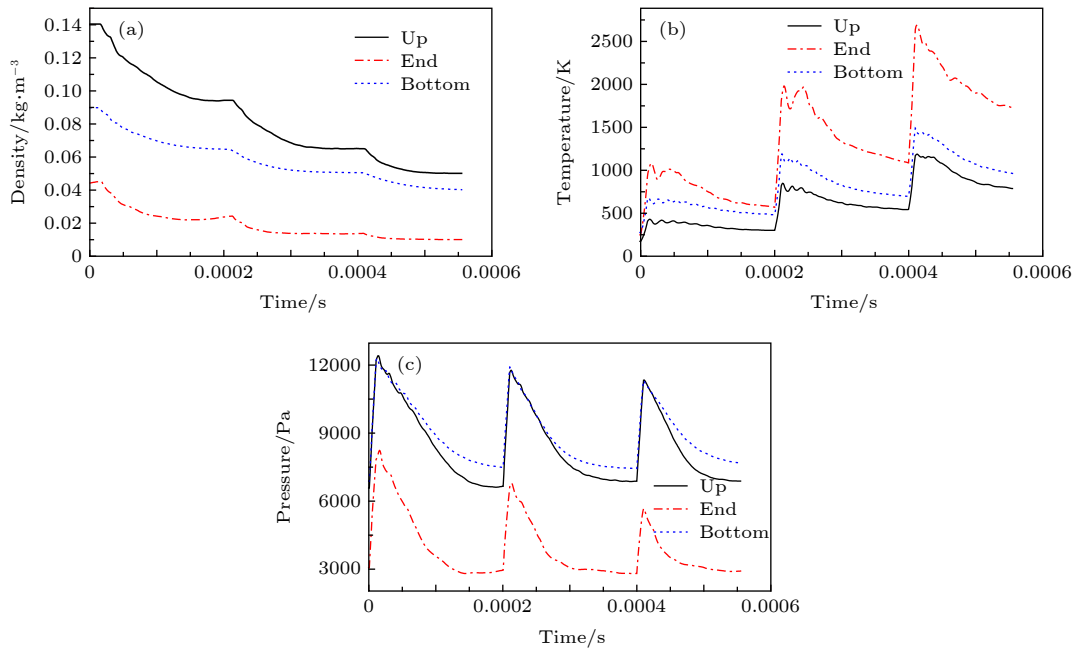


图 19 激励器腔体内参数 (a) 激励器腔体密度; (b) 激励器腔体内温度; (c) 激励器腔体内压力
 Fig. 19. Parameters of actuator cavity: (a) Density of the gas in the actuator chamber; (b) temperature of the gas in the actuator chamber; (c) pressure of the gas in the actuator chamber.

置的激励器由于气体密度最小, 所以温度升高也最高. 图 19(c) 为激励器腔体内压力曲线图, 可见激励器布置在隔板上下表面的工况腔体内的最大压

力是相同, 而在隔板尾端布置的激励器腔体内的最大压力小于其他两个工况. 这可能是由于上下两股气流的引射, 造成腔体内密度较小, 因而最大压力

要小于其他两个工况的最大压力. 同时可以看出这三个工况达到峰值压力的时间差别不大.

5 结 论

本文采用纹影方法研究等离子体射流扰动混合层的过程, 采用 NPLS 和 PIV 方法研究了超声速混合层受等离子体合成射流扰动后的流场特性. 采用数值仿真的方法研究了高频等离子体合成射流布置在不同位置对超声速混合层的影响, 以及布置位置不同对等离子体合成射流激励器性能的影响. 实验表明等离子体合成射流对超声速混合层扰动十分明显. 仿真结果表明高频激励器有效地增强混合层的厚度, 获得以下主要结论.

1) 激励器出口布置隔板上下表面作用机理与激励器出口布置在隔板尾端的作用机理不相同. 布置在隔板上下表面激励器先作用在来流上, 然后再影响混合层发展, 激励器出口在隔板尾端的射流作用在混合层再附点上, 加速混合层的失稳. 并且可以推知混合层对在隔板尾端布置的激励器响应最快.

2) 在激励器腔体内气体吸收的热量是在相同的前提下, 位置不同导致激励器出口的外部环境差别较大, 因而对等离子体合成射流做功能力的影响很大.

3) 高频等离子体合成射流激励器对气体回吸要求较高, 只有气体及时回吸才能保证激励器做功能力不衰减. 因此在设计等离子体合成射流激励器时应该采用导热性能好的材料或者采用冲压式设计, 保证每次做功激励器腔体内气体密度符合要求.

参考文献

- [1] Zang A, Tempel T, Yu K, Buckley S 2005 *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* Reno, Nevada, 10–13 January, 2005 p1423
- [2] Gutmark E J, Schadow C S, Yu K H 1995 *Annu. Rev. Fluid Mech.* **27** 375
- [3] Zhang C X, Liu Y, Fu B S, Yu X J 2018 *Acta Astronaut.* **153** 50
- [4] Haimovitch Y, Gartenberg E, Roberts J A, Northam G 1994 *30th Joint Propulsion Conference and Exhibit* Indianapolis, IN, 27–29 June, 1994 p2940
- [5] Guirguis R, Grinstein F, Young T, Oran E, Kailasanath K 1987 *25th AIAA Aerospace Sciences Meeting* Reno, Nevada,

- 12–15 January, 1987 p0373
- [6] Seiner J M, Dash S M, Kenzakowski D C 2001 *J. Propul. Power* **17** 1273
- [7] Collin E, Barre S, Bonnet J P 2004 *Phys. Fluids* **16** 765
- [8] Fernando E M, Menon S 1993 *AIAA J.* **31** 278
- [9] Kharitonov A, Lokotko A, Tchernyshyev A, Kopchenov V, Lomkov K, Rudakov A 2000 *38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* Reno, Nevada, 10–13 January, 2000 p0559
- [10] Freeman A P, Catrakis H J 2009 *J. Turbul.* **10** 1
- [11] Adelgren R G, Elliott G S, Crawford J B, Carter C D, Donbar J M, Grosjean D F 2005 *AIAA J.* **43** 776
- [12] Zhang D, Tan J, Liang L 2015 *Acta Astronaut.* **117** 440
- [13] Narayanaswamy V, Shin J, Clemens N, Raja L 2008 *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* Reno, Nevada, January 7–10, 2008 p285
- [14] Grossman K, Bohdan C, van Wie D 2003 *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* Reno, Nevada, January 6–9, 2003 p57
- [15] Grossman K, Cybyk B, van Wie D, Rigling M 2004 *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* Reno, Nevada, January 5–8, 2004 p89
- [16] Wang L, Xia Z X, Luo Z B, Zhou Y, Zhang Y 2014 *Acta Phys. Sin.* **63** 194702 (in Chinese) [王林, 夏智勋, 罗振兵, 周岩, 张宇 2014 *物理学报* **63** 194702]
- [17] Narayanaswamy V, Raja L L, Clemens N T 2012 *Phys. Fluids* **24** 076101
- [18] Zhou Y, Xia Z X, Luo Z B, Wang L 2016 *Sci. China Technol. Sc.* **60** 146
- [19] Wang H Y, Li J, Jin D, Dai H, Can T, Wu Y 2017 *Acta Phys. Sin.* **66** 084705 (in Chinese) [王宏宇, 李军, 金迪, 代辉, 甘甜, 吴云 2017 *物理学报* **66** 084705]
- [20] Hardy P, Barricau P, Caruana D, Gleyzes C, Belinger A, Cambonne J P 2010 *40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit* Chicago, Illinois, 28 June–1 July, 2010 p5103
- [21] Huet M 2014 *20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference* Atlanta, GA, June 16–20, 2014 p2620
- [22] Chedevigne F, Léon O, Bodoc V, Caruana D 2015 *Int. J. Heat Fluid Fl.* **56** 1
- [23] Bogdanoff D W 1983 *AIAA J.* **21** 926
- [24] Papamoschou D 1991 *AIAA J.* **29** 680
- [25] Arvind S, Jamey D J 2007 *J. Phys. D: Appl. Phys.* **40** 637
- [26] Zhou Y, Xia Z X, Luo Z B, Wang L, Deng X 2017 *Acta Astronaut.* **133** 95
- [27] Haack S, Taylor T, Z. Cybyk B, H. Foster C, Alvi F 2011 *42nd AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference* Honolulu, Hawaii, 27–30 June, 2011 p3997
- [28] Zhao Y X 2008 *Ph. D. Dissertation* (Changsha: National University of Defense Technology) (in Chinese) [赵玉新 2008 博士学位论文(长沙: 国防科技大学)]
- [29] Luo Z B 2006 *Ph. D. Dissertation* (Changsha: National University of Defense Technology) (in Chinese) [罗振兵 2006 博士学位论文(长沙: 国防科技大学)]
- [30] Narayanaswamy V, Raja L L, Clemens N T 2010 *AIAA J.* **48** 297
- [31] Freeman L J 2014 *Master Thesis* (California Polytechnic State University)
- [32] Zhou Y 2018 *Ph. D. Dissertation* (Changsha: National University of Defense Technology) (in Chinese) [周岩 2018 博士学位论文(长沙: 国防科技大学)]

Mixing enhancement for supersonic mixing layer by using plasma synthetic jet^{*}

Wang Peng Shen Chi-Bing[†]

(*Science and Technology on Scramjet Laboratory, College of Aerospace Science and Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China*)
(Received 6 May 2019; revised manuscript received 9 June 2019)

Abstract

Mixing enhancement for supersonic mixing layer is of great importance for developing scramjet engine. The growth rate of supersonic mixing layer is smaller than that of subsonic mixing layer. As the compressibility increases, the mixing enhancement becomes more difficult. Plasma synthetic jet is regarded as a promising flow control technology. The plasma synthetic jet generator can produce high energy jet. This generator has no moving parts and does not need additional gas source. It is the first time that plasma synthetic jet has been used to enhance the mixing in supersonic mixing layers. The influence of plasma synthetic jet on the supersonic mixing layer is investigated experimentally and numerically. The experiments are conducted in the low noise supersonic mixing layer wind tunnel. The Mach number of upper stream and lower stream are 1.37 and 2.39 respectively. The convective Mach number of this wind tunnel is 0.32. The plasma synthetic jet actuators are installed in the splitter plate. The distance between the jet hole and the splitter plate end is 15 mm. The nanoparticle-based planar laser scattering (NPLS), particle image velocimetry (PIV) and schlieren are used to obtain the response of the supersonic mixing layer to single pulse plasma synthetic jet perturbation. The NPLS successfully captures the large-scaled vortex structures induced by the plasma synthetic jet in the supersonic mixing layers. The effect of plasma synthetic jet is remarkable. The schlieren images show the process of the perturbation. An oblique shock wave is generated when the jet is ejected. The PIV is employed to obtain the influence of plasma synthetic jet on the velocity field. The y -velocity standard deviation increases due to the perturbation. The actuators' mixing enhancement effects and actuators' performances at three locations are investigated by two-dimensional numerical simulation. The three actuators are located on the upper, bottom and end surface of splitter plate respectively. The numerical simulation results show that the mixing layer thickness is increased by the plasma synthetic jet perturbation. There are two mechanisms of perturbations while actuators are located at different positions. The actuators installed on the upper and bottom surface of splitter plate influence the mixing layer through perturbing the upper and lower stream respectively. The actuator installed at the end of splitter plate affects the mixing layer directly. The response time of supersonic mixing layers to the perturbation of the actuator installed at the end of splitter plate is shorter than those of the others. The performance of each actuator is sensitive to the location.

Keywords: mixing enhancement, plasma synthetic jet, flow control, supersonic mixing layers

PACS: 47.85.lk, 52.30.-q, 47.85.L-, 47.15.St

DOI: 10.7498/aps.68.20190683

^{*} Project supported by the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 11572346).

[†] Corresponding author. E-mail: cbshen@nudt.edu.cn