

矩形喷口欠膨胀超声速射流对撞的实验研究*

张强[†] 陈鑫 何立明 荣康

(空军工程大学航空航天工程学院, 西安 710038)

(2012年11月22日收到; 2012年12月16日收到修改稿)

在不同喷口间距和射流压力下开展了矩形喷口欠膨胀超声速射流对撞实验并与自由射流进行了对比. 实验表明: 超声速射流对撞的辐射噪声中存在四种不同的啸音模式, 且随喷口距离和射流压力的变化在不同模式间切换. 在射流压力大于 0.5 MPa 且喷口间距小于 50 mm 时, 射流对撞面在两个喷口外形成两道正激波之间, 啸音基频维持在 3 kHz 左右. 随喷口间距的增大或射流压力的降低, 射流对撞面在一侧喷口外的弓形激波与另一侧喷口外的正激波之间. 对撞面也有可能出现在两个弓形激波之间, 对应的啸音基频约为 9 kHz, 但容易受扰动而回到喷口一侧或是在喷口之间大幅度振荡. 当射流压力小于 0.36 MPa 且喷口间距大于 70 mm 后, 对撞面在两个喷口之间大幅度振荡, 产生基频在 1 kHz 左右并随射流压力的降低和喷口间距的增大而降低的啸音.

关键词: 超声速射流, 啸音, 射流对撞, 激波

PACS: 47.40.Ki, 47.60.Kz, 47.40.Nm, 43.25.-x

DOI: 10.7498/aps.62.084706

1 引言

欠膨胀的超声速射流会产生巨大的噪声, 在噪声频谱上可以观察到离散的频率分量, 称之为啸叫或者啸音^[1,2]. 欠膨胀超声速射流的噪声辐射主要有三种成分, 即湍流噪声、与激波结构相关的激波宽带噪声和离散的啸音^[3]. Powell^[4] 最早提出了关于啸音的反馈机理: 啸音是由射流唇口的扰动沿剪切层向下游传播产生的扰动从外部气流反馈到唇口形成声反馈环所产生^[1,2]. Tam^[3] 认为大尺度的相干结构是超声速射流噪声的主要来源. 超声速射流主要应用在飞行器的推进系统中, 如喷气式发动机和火箭发动机中. 此外, 超声速环形向心射流还能应用到脉冲爆震发动机的点火起爆技术中^[5-7]. 利用热射流对撞强化掺混和激波的相互作用, 在可燃混合气中建立起局部化学反应诱导时间梯度从而起爆爆震波^[8]. 这种起爆点火方式可以降低 DDT (deflagration to detonation transition) 距离并以极高的点火频率工作, 有望解决脉冲爆震发动机工程应用中 DDT 距离太长和工作频率过低的难

题^[9]. 目前, 对圆形喷口的欠膨胀自由射流^[10,11]、不可压流射流对撞^[12]以及超音速平板冲击射流^[13,14]的研究较多, 但尚未有欠膨胀超声速射流对撞研究的报道. 为研究矩形喷口欠膨胀超声速射流的相互作用, 在不同的喷口间距和射流压力下开展了射流对撞实验并与自由射流进行了对比.

2 实验条件

在矩形喷口欠膨胀超声速射流对撞实验中采用长度为 80 mm, 出口截面为 39.90 mm × 10.80 mm 的矩形直喷管. 气源为两台流量为 42 m³/min 的螺杆式空气压缩机, 喷口前各安装有一个容积为 10 L 的稳压罐. 用一个采样率为 48 kHz 的声级计来采集实验噪声信号, 放置在离喷口 3 m 且与喷口中心线在同一水平面上的位置. 图 1 为实验原理示意图, 稳压罐上装有一个压力传感器来测量罐内气体的总压, 同时用纹影仪和数码相机获取流场结构.

3 实验结果及分析

为研究射流压力和喷口间距对流场结构和声

* 国家自然科学基金青年科学基金(批准号: 51106178)资助的课题.

[†] 通讯作者. E-mail: zhangqiangafeu@163.com

场特征的影响,在不同的喷口间距 (30, 50, 70, 90 和 120 mm) 和射流压力 (0.1—0.7 MPa) 下进行了超声速射流对撞实验并在不同射流压力下开展了自由射流实验作为对比,采用纹影仪系统获取流场结构,声级计采集噪声信号.

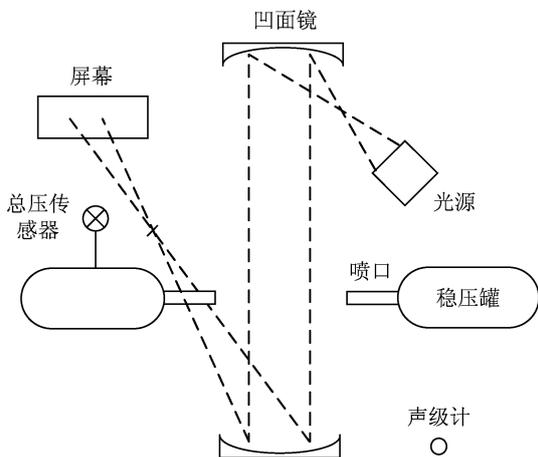


图1 超音速射流对撞实验的原理示意图

3.1 射流压力对自由射流的影响

为对比研究矩形喷口超声速射流特性,在射流对撞实验前有必要考察自由射流的基本特征.图2为矩形喷口自由射流流场中的啸音基频随射流压力的变化.当射流压力大于 0.65 MPa 时,啸音的基频稳定在 3 kHz 左右,其声压级幅值高出湍流噪声 5—10 dB,定义为模式 A.模式 A 的基频对压力不

敏感,此频率不仅出现在自由射流中,也出现在对撞射流的噪声信号之中.

随着射流压力下降,出现一个基频升高的啸音(见图2),定义为模式 B.在高压下,模式 B 的基频约为 5 kHz,随射流压力减小最后升高至 9 kHz 左右,同时声压级的幅值降低.在压力为 0.43 MPa 时,啸音基频有一个切换.啸音基频的切换与欠膨胀超声速射流中的拟周期激波栅格尺寸变化和剪切层的不稳定扰动有关^[15].射流压力在 0.25—0.35 MPa 之间时,啸音基频不稳定,在模式 A 和 B 之间切换.在射流压力小于 0.25 MPa 后,啸音从模式 B 切换回模式 A.模式 B 的啸音随射流压力变化的特性与圆形喷口中的啸音类似^[11].从图3中可以观察到随射流压力降低而尺寸逐渐减小的激波栅格结构,而啸音频率的变化与激波栅格尺寸密切相关.

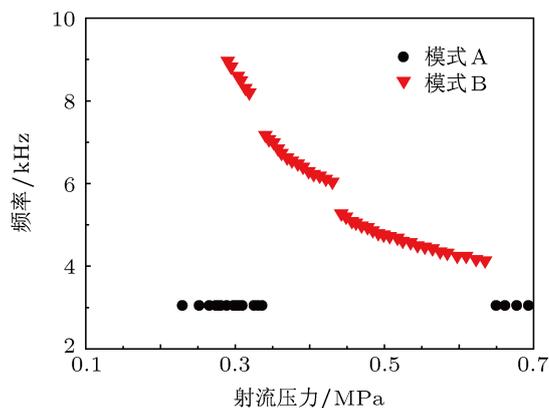


图2 自由射流流场中的啸音基频随射流压力的变化

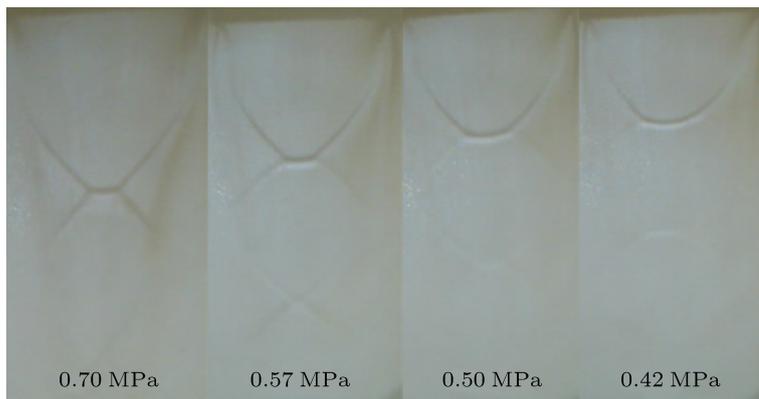


图3 自由射流中激波栅格结构随射流压力的变化

3.2 射流压力对射流对撞的影响

在射流对撞实验中,能观察到两种特征类似于自由射流中出现的啸音模式,同时又出现了两

种新的啸音模式,如图4所示.当射流压力大于 0.52 MPa 时,啸音基频为 3 kHz 左右,且不受压力变化的影响,这与自由射流中的模式 A 情形相同.当射流压力小于 0.52 MPa 后,啸音模式完全转变

成模式 B, 频率升高到 5 kHz 左右. 模式 B 的基频不太稳定, 期间有较短的切换到一个基频在 9 kHz 附近的模式, 称之为模式 C. 射流压力进一步降低, 啸音完全转换到模式 C. 模式 C 持续的压力范围较小, 且基频随压力降低略有减小. 当压力降低到 0.36 MPa 后, 啸音基频在 1 kHz 左右, 并随射流压力减小而降低, 此模式称之为模式 D. 模式 D 与自由射流中的模式 B 随射流压力变化相反, 且声压级幅值高出湍流噪声约 20 dB, 超过了上述三种模式啸音的幅值. 模式 D 啸音的出现是对撞射流辐射噪声与自由射流辐射噪声的最大不同之处. 这是由对撞射流与自由射流的流场结构显著不同决定的.

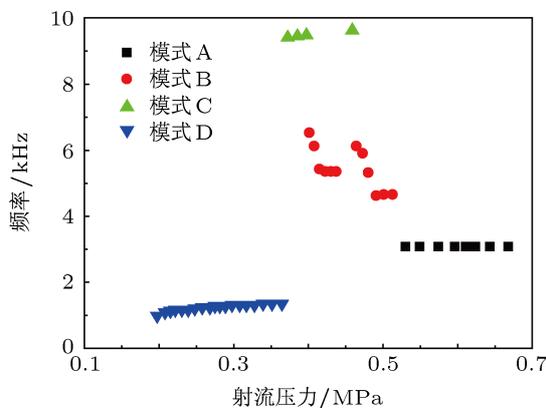


图 4 喷口间距为 70 mm 时, 啸音基频随射流压力的变化

在不同的射流压力下, 超声速射流对撞流场的结构有不同的特点. 在较高的压力下, 对撞面在靠近一侧喷口的平衡位置上小幅脉动. 当辐射噪声从模式 A 切换到模式 B, 流场结构没有大的变化, 如图 5(a) 和 (b) 所示. 从图中可知, 一侧喷口外形成了完整的第一级激波室和弓形激波结构, 而另一侧喷口前只有一道脱体正激波. 由于喷口出口的正激波较强, 这种流场结构较为稳定, 但在外界的扰动下对撞面可能从一侧转移到另一侧. 所以对撞射流与自由射流的模式 A 和 B 随射流压力变化的特性是相类似的, 但对撞射流的流场比自由射流更不稳定.

模式 C 的流场结构相对模式 A 和 B 发生了较大改变. 对撞面在两个喷口之间的中心线附近, 而不是靠近其中一个喷口, 如图 5(c) 所示. 由于射流压力下降, 激波栅格结构减小, 两侧的喷口出口都形成了弓形激波. 对撞面限制在弓形激波之间的区域快速小幅度脉动, 大部分气流都从垂直于纸面的方向流出, 从图 5(c) 中也清晰可见对撞面附近的湍流区域. 对撞面振荡引起湍流区域边界的不断变化, 并辐射出高频的离散单音.

从模式 C 到模式 D, 噪声功率的突然增大和啸音基频的切换表明流场发生了突变. 由于压力进一步降低导致激波栅格尺寸持续减小, 弓形激波间距增大, 对撞面无法在弓形激波之间保持平衡, 而是在两个喷口之间大幅度的振荡, 由此产生了低频大功率的噪声. 模式 D 的流场结构与模式 A 和 B 相似 (见图 5(d)), 但由于压力下降, 激波强度减弱, 流场结构失稳. 对撞面无法再维持在一个位置上小幅振荡而是在喷口之间大幅度的振荡, 从而达到了一个动态平衡. 模式 C 和 D 啸音的形成原因有别于自由射流, 其特性也不相同, 这是由射流对撞流场结构特性所决定的. 对撞面的存在使得射流无法在射流方向充分发展, 而对撞面在平衡位置脉动幅度加剧最终引起流场失稳.

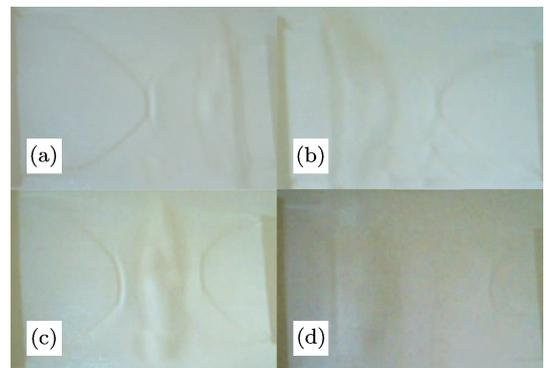


图 5 喷口间距为 70 mm 时, 不同压力下射流对撞的激波结构 (a) 弓形激波在左, 正激波和对撞面在右; (b) 与 (a) 相反; (c) 对撞面在两个弓形激波之间; (d) 对撞面在两个喷口之间振荡

3.3 喷口间距对射流对撞的影响

喷口间距影响到欠膨胀超声速射流碰撞在两个喷口之间形成的的激波结构和流场的稳定性, 进而影响到流场辐射噪声的特性. 在不同的喷口间距和射流压力下, 噪声频谱中的啸音呈现不同的模式, 如图 6 所示.

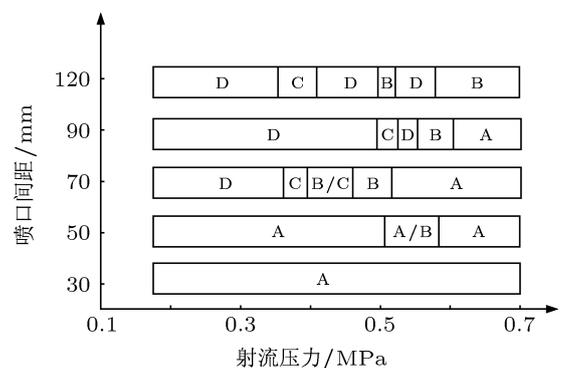


图 6 不同喷口间距和射流压力下的啸音模式

喷口间距为 30 mm 时,射流对撞的噪声以湍流噪声为主,啸音一直稳定在模式 A,没有出现其他模式的啸音.喷口之间的波系如图 7 所示,两个喷口出口都无法形成弓形激波,而是各形成一道强的脱体正激波(图 7(a)).在喷口间距较小和射流压力较大时,气流经过一道正激波压缩后,仍有较大的压力,能形成衍生激波结构(图 7(b)).模式 A 的啸音也出现在喷口间距为 70 和 90 mm 的射流对撞噪声中.模式 A 的基频对射流压力和喷口间距变化不敏感,但随喷口间距增大其对应的射流压力范围减小,到喷口间距为 120 mm 时就不再出现(图 6).



图 7 喷口间距为 30 mm 时,射流对撞流场的激波结构 (a) 垂直视图; (b) 水平视图

喷口间距增大为 50 mm 后,射流对撞的噪声特性没有大的改变,高压下也还是以湍流噪声为主,同样也有模式 A 的啸音,流场结构随压力的变化也与喷口间距为 30 mm 射流对撞类似.但在压力为 0.52—0.6 MPa 时,啸音在模式 A 和 B 之间切换.这可能与间距增加,对撞面平衡位置脉动幅度增大有关.模式 B 为对撞面在靠近一侧喷口出口脉动所形成,容易与其他模式发生切换,是一种不稳定的模式.随喷口间距增大,其基频略有增加且第一次出现对应的射流压力升高.

当间距大于 70 mm 后,出现了模式 C 的啸音.模式 C 的啸音易受外界细微扰动的影响,难以预测其出现的压力范围,具有一定的随机性,是四种模式中最不稳定的.这是由于对撞面的平衡位置在两个弓形激波之间,稳定性较差,较小的扰动就会引

起流场失稳.

当射流对撞面不能维持在两侧喷口外的弓形激波之间而是在喷口之间振荡时,产生模式 D 的啸音.随着喷口间距增大,模式 D 的基频下降而首次出现时对应的射流压力增大,如图 8 所示.同时,在不同的喷口间距下,模式 D 的基频都随射流压力减小而降低.喷口间距的增大使得流场结构的稳定性下降,容易形成某种形式的耦合共振,所以模式 D 出现时对应的射流压力随喷口间距增加而升高.喷口间距的增大和射流压力的降低(激波栅格尺寸减小)都使得射流对撞面在两侧喷口之间振荡的幅度增大,从而使得啸音基频下降.

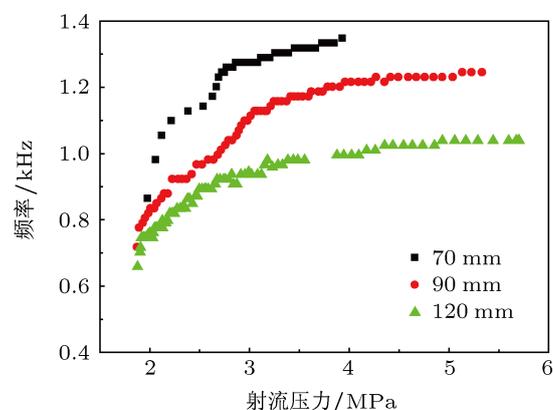


图 8 不同喷口间距下模式 D 的基频随射流压力的变化

4 结论

在不同的喷口间距和射流压力下开展了矩形喷口欠膨胀超声速射流对撞实验,并与自由射流进行了对比,得到了以下结论.

1) 在不同的射流压力和喷口间距下,对撞射流的噪声中出现了四种啸音模式,其中模式 A 和 B 也出现在自由射流中.模式 A 对应的射流压力范围随喷口间距增大而减小,在喷口间距为 120 mm 时消失;模式 B 和 C 是不稳定的模式,在扰动下诱发两种模式之间或者与其他模式切换;模式 D 对应的射流压力范围随喷口间距的增大而增大,基频随射流压力的减小而降低.

2) 每一种啸音模式对应的流场和激波结构都有各自的特点.当射流对撞面在一侧喷口外的弓形激波与另一侧喷口外的正激波之间脉动时,高压下辐射出频率稳定、强度较弱的模式 A 的啸音;射流压力降低后则对应啸音频率较高、但不稳定的模式 B;当对撞面在两个喷口外形成的弓形激波之间

脉动时产生的啸音为模式 C; 当射流对撞面在两个喷口间大幅振荡时, 流场主导的噪声辐射为模式 D 的啸音.

总之, 在不同的射流压力和喷口间距下, 超声

速对撞射流的流场和辐射噪声呈现出不同特征, 流场结构稳定性随射流的压力降低和喷口间距的增大而减弱.

-
- [1] Tam C K W 1998 *Theoret. Comput. Fluid Dyn.* **10** 393
- [2] He F, Yang J L, Shen M Y 2002 *Acta Phys. Sin.* **51** 1918 (in Chinese) [何枫, 杨京龙, 沈孟育 2002 物理学报 **51** 1918]
- [3] Tam C K W 1995 *Annu. Rev. Fluid Mech.* **27** 17
- [4] Powell A 1953 *Proc. Phys. Soc. London* **66** 1039
- [5] Levin V A, Nechaev J N, Tarasov A I 2001 *High-Speed Deflagration and Detonation* (Moscow: ELEX-KM) p223
- [6] Jackson S I, Shepherd J E 2004 *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit* Fort Lauderdale, USA, July 11–14, 2004 p3919
- [7] Li H P 2010 *Ph. D. Dissertation* (Xi'an: Air Force Engineering University) (in Chinese) [李海鹏 2010 博士学位论文 (西安: 空军工程大学)]
- [8] Lee J H, Knystautas R, Feriman A 1984 *Combustion Flame* **56** 227
- [9] Zhang Q, He L M, Chen X, Rong K 2012 *J. Propulsion Technol.* **33** 499 (in Chinese) [张强, 何立明, 陈鑫, 荣康 2012 推进技术 **33** 499]
- [10] Berland J, Bogey C, Bailly C 2006 *12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference* Cambridge, UN, May 8–10, 2006 p2496
- [11] Panda J, Raman G, Zaman K B M Q 2004 *NASA/TM* 2004-212481
- [12] Shen Z G, Ma S L, Lian Q X, Xing Y S, Liu C H 1988 *Powder Science and Technol.* **4** 12 (in Chinese) [沈志刚, 麻树林, 连淇祥, 邢玉山, 刘承晖 1998 粉体技术 **4** 12]
- [13] He F, Xie J S, Yao C H 2002 *J. Propulsion Technol.* **29** 98 (in Chinese) [何枫, 谢俊石, 姚朝晖 2002 推进技术 **29** 98]
- [14] Cui X G, Yao C H 2008 *J. Propulsion Technol.* **29** 98 (in Chinese) [崔新光, 姚朝晖 2008 推进技术 **29** 98]
- [15] He F, Hao P F, Zhang X W 2003 *Acta Acustica* **28** 182 (in Chinese) [何枫, 郝鹏飞, 张锡文 2003 声学学报 **28** 182]

An experimental study of rectangular under-expanded supersonic jets collision*

Zhang Qiang[†] Chen Xin He Li-Ming Rong Kang

(Aeronautics and Astronautics Engineering Institute of Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

(Received 22 November 2012; revised manuscript received 16 December 2012)

Abstract

Rectangular under-expanded supersonic jet collision experiment is carried out under different nozzle distances and jet pressures and compared with that in the case of free jet. Experiments indicate that there are four screech tone modes of supersonic jet collision, switched from one mode to another depending on the nozzle distance and jet pressure. Two normal shock waves are present between nozzles as jet pressure is more than 0.5 MPa and nozzle distance is less than 50 mm, radiating a stable screech tone with a frequency of about 3 kHz. With nozzle distance increasing or jet pressure decreasing, a bow shock is present at one nozzle exit and a normal shock wave appears at the other exit with the collision surface oscillating between them. Collision surface might be kept balanced in the centre of two nozzles with a 9 kHz frequency screech tone, however, it is vulnerable to disturbance and would return to the equilibrium position near nozzle exit or oscillate between nozzles with large amplitude. When jet pressure is less than 0.36 MPa and nozzle distance greater than 70 mm, the collision surface substantially oscillates between the nozzles, radiating a screech tone with a frequency of about 1 kHz which decreases with jet pressure decreasing and nozzle distance increasing.

Keywords: supersonic jets, screech tone, jets collision, shock wave

PACS: 47.40.Ki, 47.60.Kz, 47.40.Nm, 43.25.-x

DOI: 10.7498/aps.62.084706

* Project supported by the Young Scientists Fund of the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 51106178).

[†] Corresponding author. E-mail: zhangqiangafeu@163.com