

流经矩形喷嘴的超音速射流啸叫模式切换的实验研究

陈喆 吴九汇 陈鑫 雷浩 侯洁洁

Experimental study on screech tone mode switching of supersonic jet flowing through rectangular nozzles

Chen Zhe Wu Jiu-Hui Chen Xin Lei Hao Hou Jie-Jie

引用信息 Citation: [Acta Physica Sinica](#), 64, 054703 (2015) DOI: 10.7498/aps.64.054703

在线阅读 View online: <http://dx.doi.org/10.7498/aps.64.054703>

当期内容 View table of contents: <http://wulixb.iphy.ac.cn/CN/Y2015/V64/I5>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

基于 NPLS 的超声速后台阶流场精细结构及其非定常特性

Fine structures and the unsteadiness characteristics of supersonic flow over backward facing step via NPLS

物理学报.2014, 63(13): 134701 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.63.134701>

激波与层流/湍流边界层相互作用实验研究

Experimental investigation of interactions between laminar or turbulent boundary layer and shock wave

物理学报.2014, 63(8): 084703 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.63.084703>

超声速层流/湍流压缩拐角流动结构的实验研究

Experimental investigations on structures of supersonic laminar/turbulent flow over a compression ramp

物理学报.2013, 62(18): 184702 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.62.184702>

矩形喷口欠膨胀超声速射流对撞的实验研究

An experimental study of rectangular under-expanded supersonic jets collision

物理学报.2013, 62(8): 084706 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.62.084706>

流经矩形喷嘴的超音速射流啸叫模式切换的实验研究*

陈喆¹⁾²⁾ 吴九汇^{1)2)†} 陈鑫³⁾ 雷浩¹⁾²⁾ 侯洁洁¹⁾²⁾

1)(西安交通大学机械工程学院, 西安 710049)

2)(西安交通大学机械结构强度与振动国家重点实验室, 西安 710049)

3)(空军工程大学航空航天工程学院, 西安 710038)

(2014年7月16日收到; 2014年8月19日收到修改稿)

通过实验分析比较了对于相同高度不同宽度的四种矩形喷嘴, 当压力在 0.2 MPa 到 0.8 MPa 之间变动时, 欠膨胀超音速自由射流的啸叫特性和对应的流场纹影结构. 结果表明: 不同宽高比喷嘴的超音速自由射流辐射噪声中的单频离散啸叫存在两种不同的啸叫模式, 且随着射流压力的变化会出现模式间的切换. 所谓模式切换是指不同模式的轮流占优和消失的现象. 啸叫模式间的切换及占优区间的宽度随着喷嘴宽高比的减小而缩短. 其中, 宽高比为 2 的射流啸叫模式中的一种模式所占的射流压降区间异常小, 此现象未在相关文献中提及; 喷嘴宽高比为 4 的射流啸叫占优区间内, 啸叫基频-射流压力曲线在 0.49 MPa 时出现了间断、跳跃现象. 随着压力的降低激波纹影的轴线出现了抖动, 不同宽高比下流场结构的稳定性随压力变化的规律各异. 射流压力在 0.70 MPa 到 0.45 MPa 区间内, 随着宽高比减小, 第一波节格栅的激波致密度减弱, 且出现轴向脉动, 第二波节后方的流场变得紊乱; 当射流压力低于 0.45 MPa 时, 激波串结构随着宽高比的增大而趋于稳定, 在此压力区间内周期性激波格栅结构较射流压力在 0.45 MPa 以上时有所减弱. 结合啸叫频谱及纹影图分析, 可初步认为, 第二、三波节也会对啸叫频率的声压幅值起到反馈增强作用.

关键词: 超音速射流, 啸叫模式切换, 激波, 扰动波

PACS: 47.40.Ki, 47.60.Kz, 43.25.-x, 47.27.De

DOI: 10.7498/aps.64.054703

1 引言

超音速射流会伴随产生三类主要噪声: 湍流噪声、激波相关的宽频噪声以及单频离散啸叫^[1]. Powell^[2,3]于1953年最早针对啸叫机理提出了反馈环模式, 即啸叫是由喷嘴处沿剪切层向下游传播的扰动同激波结构与剪切层结构相互作用产生的向上游传播的扰动间的相互作用, 而形成的反馈环结构. Tam^[4]认为大尺度的波涡相干结构是射流噪声的主要声源. 超音速射流广泛地应用于飞行器的推进系统和脉冲爆震发动机的起爆技术等领域. 由于啸叫会引起喷嘴结构共振, 导致喷嘴结构

的破坏, 研究啸叫的模式改变及其基频的预测是解决脉冲爆震发动机频率过低这一难题的关键^[5,6]. 近十几年对射流的研究工作, 主要集中于圆形喷嘴的欠膨胀自由射流^[7,8]、超音速平板冲击射流^[9,10]、大宽高比 (Aspect Ratio, 矩形喷嘴的宽为 W , 高为 H , 长度为 L , 喷嘴的宽高比定义为 $AR = W/H$, 以下简称 AR 比) 下相同出口面积的矩形喷管射流^[11,12]、激波剪切层与射流之间的相互作用^[13]和矩形喷嘴欠膨胀超音速射流对撞^[6]的实验和数值研究. 目前, 对相同高度、小 AR 比下的矩形喷嘴欠膨胀超音速射流尚未见到较系统的研究报道. 为了更加系统的探讨相同高度下不同 AR 比的矩形喷嘴欠膨胀超音速射流啸叫模式的占优、切换机理, 基

* 国家自然科学基金青年科学基金 (批准号: 51106178) 和长江学者和创新团队发展计划资助 (批准号: IRT1172) 资助的课题.

† 通信作者. E-mail: ejhwu@mail.xjtu.edu.cn

于不同 AR 比的矩形喷嘴和不同喷嘴压力进行了自由射流实验.

2 实验设备及测试方案

过往文献 [11, 12] 中研究的大宽高比分别为 1, 4, 8, 12, 16, 而文献 [6] 中所研究的喷嘴的 AR 比近似为 4, 为了详细分析小 AR 比下矩形喷嘴口欠膨胀超音速自由射流的啸叫机理, 实验中采用长度为 110 mm, 出口截面高为 10 mm、宽分别为 40 mm, 30 mm, 20 mm 和 10 mm 的矩形喷管. 实验环境压力为 1.01×10^5 Pa, 环境温度 288 K. 使用

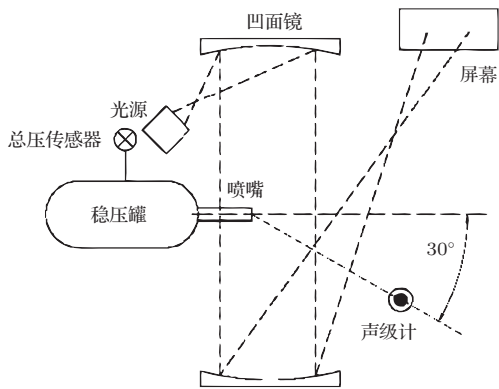


图 1 超音速射流实验原理示意图

B&K2270 型声级计对实验声压信号进行采样, 其分析频率为 25.6 kHz, 采样麦克风布放于距喷嘴 2 m 且与喷嘴来流方向成 30° 的位置. 采用图 1 所示的设备布置方式对实验纹影结构及声音信号进行采集获取.

3 实验结果及分析

3.1 射流压力对啸叫模式的影响

射流啸叫的模式定义及分析是应用比较广泛的方法, 可对欠膨胀自由射流的啸叫特性进行全面的研究. 图 2 给出不同 AR 比下四种矩形喷嘴自由射流流场中的啸叫基频随射流压力变化的规律. 整个射流压力变化区间内, 存在一个在 2600 Hz 附近跳动的啸叫基频, 其声压级幅值高出湍流噪声 5—10 dB, 定义为模式 A [6]. 随着 AR 比的减小, A 模式的基频在整个压降区间内的分布先分散, 后在 AR 比为 2 时 A 模式的基频较为集中, 而当 AR 比为 1 时 A 模式基频的分布又趋于分散.

如图 2 所示, 随着射流压力的下降, 有一频率随之升高的啸叫, 定义为 B 模式 [6]. 相同射流压力下 B 模式的基频随 AR 比的下降而升高, 当 AR 比为 1 时 B 模式的频率最高可达到 14553 Hz. 且随着

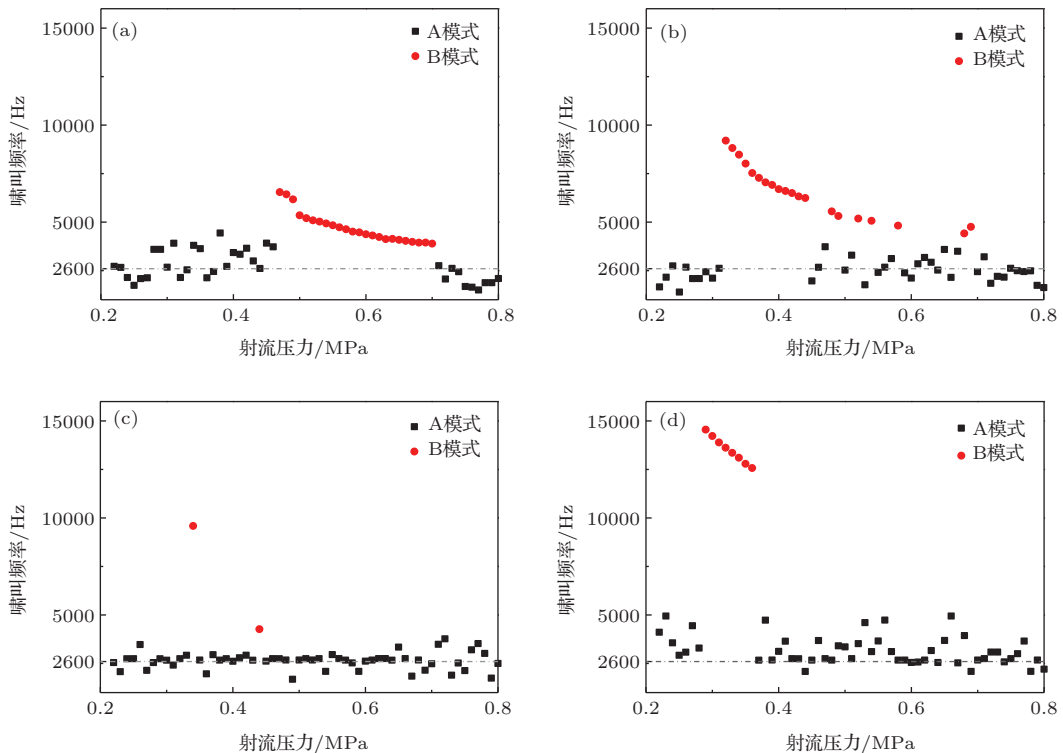


图 2 啸叫基频随射流压力的变化 (a) AR = 4; (b) AR = 3; (c) AR = 2; (d) AR = 1

AR比的不同B模式在射流压降范围内所占空间亦不同,将不存在切换的区间定义为A模式(或B模式)占优区间,由图2可以看出B模式占优区间随着AR比的下降逐渐向射流低压区域移动,且其区间逐渐缩短.

AR比为4的啸叫频率在B模式占优区间(射流压力为0.49—0.47 MPa的压降范围内)出现了间断跳跃现象.当AR比为3时出现了A, B模式交替占优的啸叫转换区间,且转换区间有0.2 MPa之宽,将啸叫转换的射流压力区间定义为A, B模式切换区间.

当AR比为2时, B模式占优区间异常短,也就是说,其射流啸叫模式近乎只有一种,此现象未在相关文献中提及.截取喷嘴 $AR = 2$, 压力在

0.32—0.35 MPa时的瞬时声压频谱(图3).可以看出,在此压降区间范围内, B模式的啸叫在低于0.35 MPa时出现,与A模式是共存的.随着压力的降低, B模式的声压先增大后逐渐减弱,且A模式所处的湍流噪声区的频率范围有变宽的趋势.其他研究成果表明,啸叫基频的切换与欠膨胀超声速射流中的准周期激波栅格尺寸变化和剪切层的不稳定扰动有关[5].因此可认为此趋势是由于此喷嘴的激波栅格结构与其他喷嘴有所差异形成.随着射流压力的变化不同AR比喷嘴的啸叫模式切换并无确定的规律, A模式基本不受射流压力变化所影响,但B模式对其变化非常敏感,且随着AR比的减小,啸叫模式的切换点向射流压力低压区间移动并伴随着B模式占优区间趋于减小.

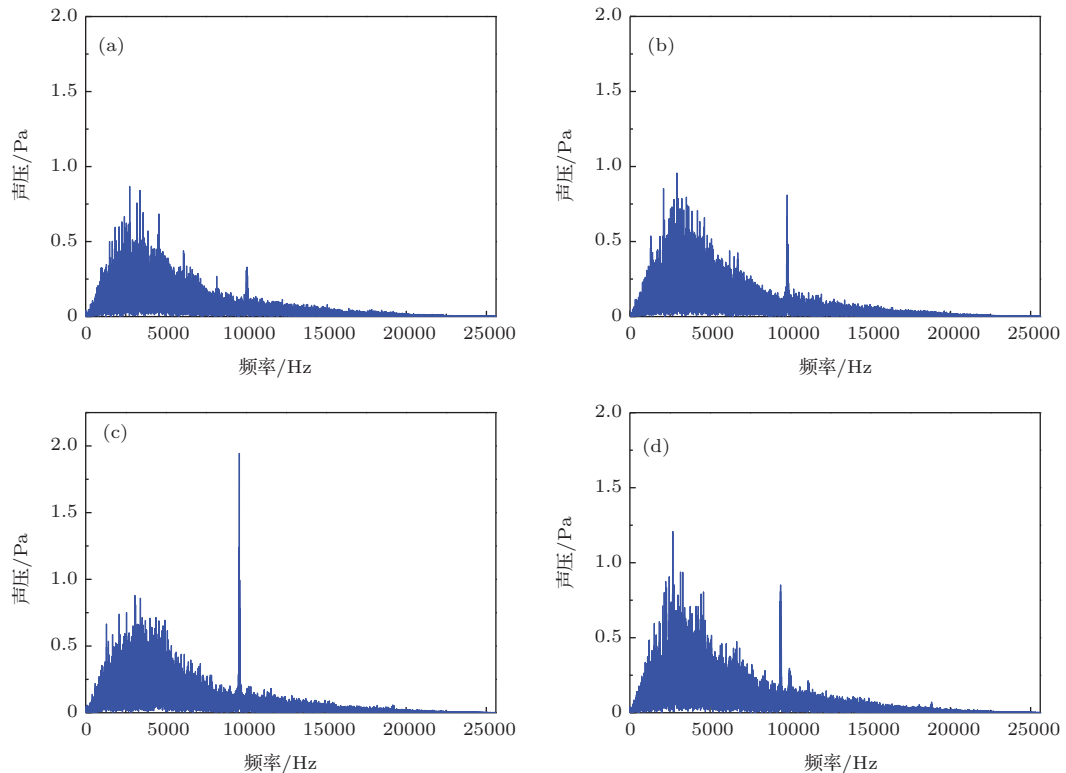


图3 AR = 2的喷嘴在0.32—0.35 MPa下A/B模式切换的瞬时频谱图 (a) 0.32 MPa; (b) 0.33 MPa; (c) 0.34 MPa; (d) 0.35 MPa

3.2 啸叫模式的声压占优及共存三维谱规律

在不同AR比下射流实验中,发现在整个射流压降范围内啸叫的A, B模式表现出占优、共存及切换现象,因此为了研究A, B模式占优、共存及切换的声压变化特性,对其进行了三维频谱图分析(图4).

从图4可以看出,不同AR比的啸叫A模式整体的啸叫声压幅值随着AR比的降低而缓慢下降,且随着射流压力的降低其声压幅值亦呈现下降的趋势; B模式的声压幅值随着AR比的变化差异较大,它是在射流压力降低到某一特定值后才出现,随着此射流压力值的进一步降低,其声压幅值先增大后减小直至消失,并切换到A模式, B模式占优区间随AR比的降低先缩短后变宽.

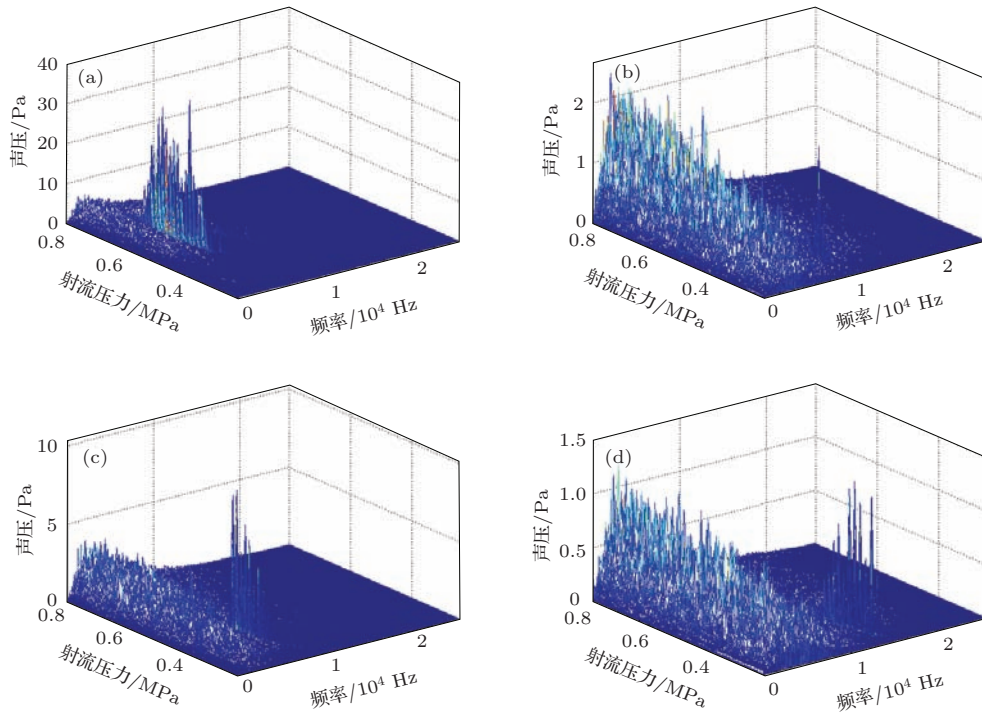


图4 自由射流流场中不同AR比喷嘴随射流压力变化的三维动态谱 (a) AR = 4; (b) AR = 3; (c) AR = 2; (d) AR = 1

A模式的最大声压幅值随着AR比的减小呈现等差下降(图5), 分别为6.867, 4.054, 2.435和1.209 Pa, 其对应的频率值为1647, 2620, 1746和2677 Hz; 而B模式的最大声压幅值随着AR比的减小呈现出类指数函数形式下降(图5), 分别为36.674, 9.437, 1.943和1.416 Pa, 对应的最大声压峰值的频率表现为等差形式增加, 分别为4933, 6327, 9590和13358 Hz. 从图5中可以看出, 当AR比为2时, 啸叫B模式的最大声压值低于A模式.

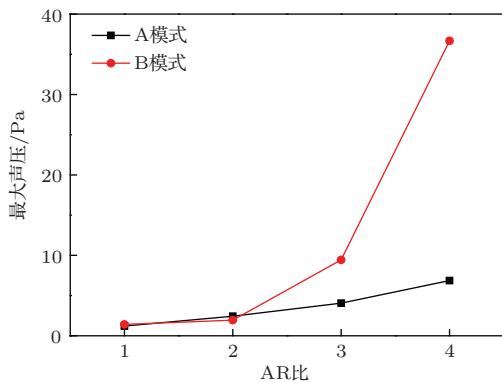


图5 不同AR比下A, B模式最大声压值变化趋势

AR = 4时啸叫B模式的声压明显强于A模式声压及湍流噪声, 且出现了两次明显的啸叫高峰, 第二次啸叫B模式的高峰的声压高于第一次, 此即

前节中所发现的B模式占优区间内出现的间断跳跃现象. 对比纹影图(图6)观察到, 在此压降区间内出激波格栅边界的斜激波、马赫盘及滑移边界层的密度致密区域的密度先降低后增强, 且出现了波

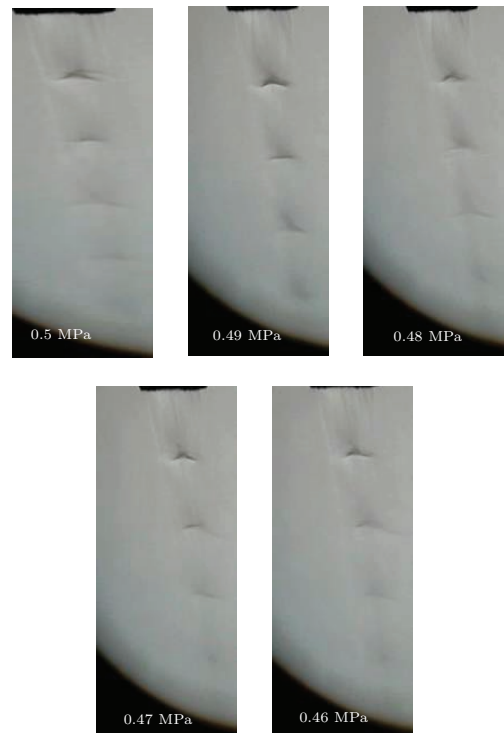


图6 AR = 4喷嘴在射流压力0.50—0.46 MPa区间内激波格栅纹影变化

节轴线旋转偏移、相同尺寸下波节数随之增加的现象. 初步推断, 啸叫B模式基频的突变现象的出现主要由于波节边界的密度变化以及波节数的影响.

3.3 流场纹影特性与啸叫模式切换对比分析

不同 AR 比下自由射流的啸叫模式切换和声压占优、共存的分析结果表明, 啸叫模式的切换、占优主要与流场激波栅格尺寸结构密切相关. 因此, 需要对不同 AR 比下的射流流场激波栅格结构纹影进行分析, 以期探讨激波栅格结构对啸叫模式的影响.

图 7 为不同 AR 比下随着射流压力降低的流场

瞬时纹影图, 如图所示, 不同的 AR 比喷嘴的纹影均随着射流压力的降低, 激波串的波节尺度也随之减小, 且纹影轴线出现了抖动, 而随着 AR 比的减小, 发生抖动的压力区间随之下降, 且随着压力的下降, 波节的膨胀程度逐渐缩小, 其滑移边界层间尺寸逐渐缩小且密度降低, 两道斜激波尺寸逐渐缩小, 夹角逐渐增大, 马赫盘尺寸逐渐缩小.

射流压力为 0.50 MPa 时候, AR 比为 4 的喷嘴出现了第 2, 3 波节的弓形激波增强现象, 而对应于前节中的声压出现了二次增强, 可以认为, 啸叫 B 模式的基频主要受到第一波节各参数影响, 第二、三波节的强度也会对其进行反馈, 从而增强了啸叫的反馈强度.

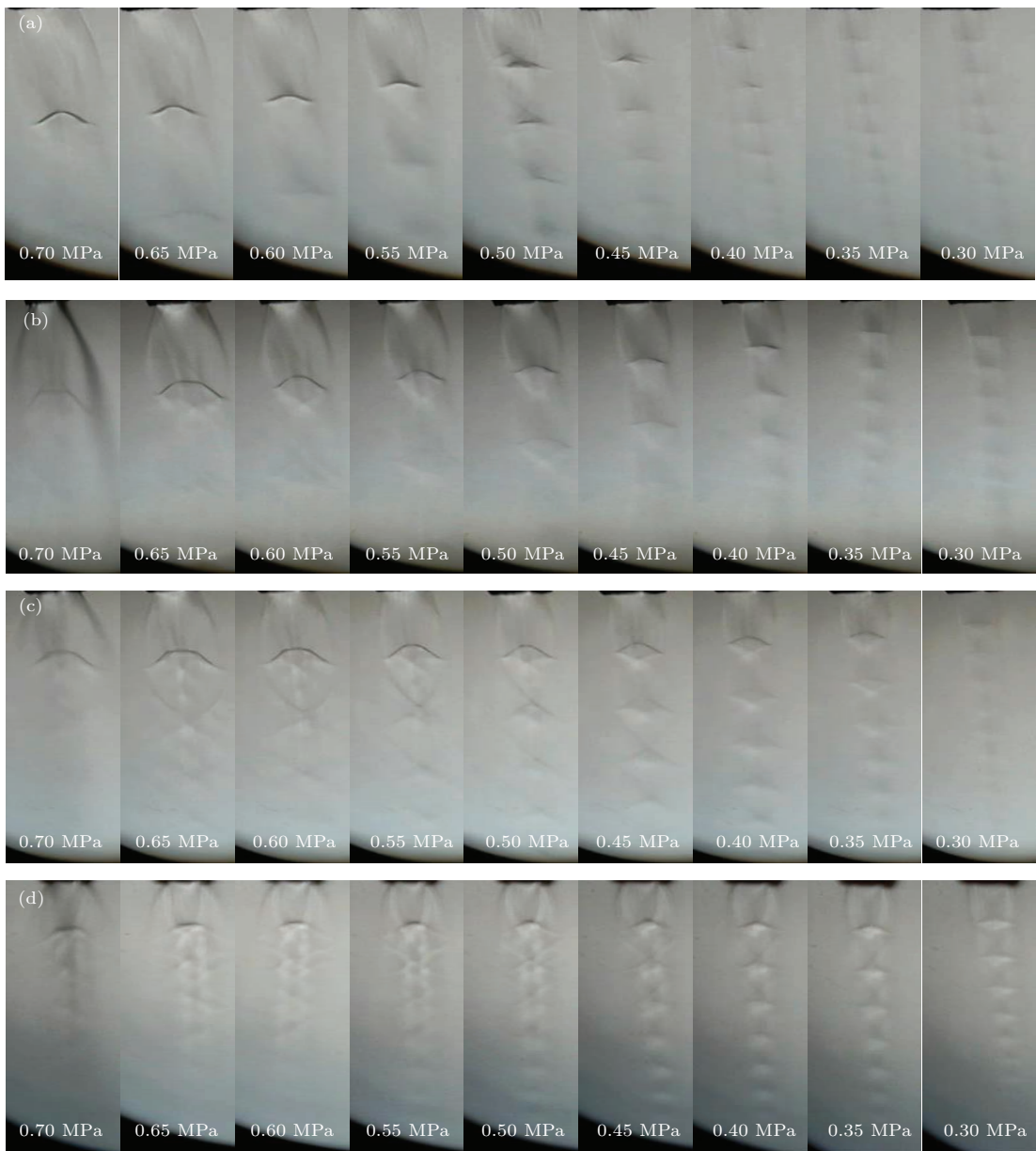


图 7 不同 AR 比喷嘴的激波栅格结构随射流压力的变化 (a) AR = 4; (b) AR = 3; (c) AR = 2; (d) AR = 1

随着AR比的减小,激波串结构随之变得紊乱,第二波节内部的紊流现象随着AR比减小而增强,AR比为4,3的喷嘴形成的激波串结构受压降改变的影响较大,尤其是第一波节尺寸;AR比为2的喷嘴形成的激波串结构与其他AR比下的有所差异,表现为随着压降的变化激波串结构变化较小,这也解释了本文所发现的AR比为2的啸叫B模式占优区间异常短的特殊现象;AR比为1的喷嘴形成的激波串结构,当射流压力在0.70—0.45 MPa之间时,第二波节及其后的波系结构较为紊乱,因此,此喷嘴的射流噪声主要表现为湍流噪声,而当压力降至0.40 MPa后,整体的激波串结构随着压力的变化流动变得较为稳定,但是由于射流压力较小,其结构强度较弱,形成的啸叫反馈响应也较弱。

4 结 论

对相同高度、AR比分别为1, 2, 3, 4的四种矩形喷嘴,在射流压力为0.2—0.8 MPa的条件下进行了欠膨胀超音速自由射流啸叫模式转换实验得到了以下结论:

1) 自由射流辐射噪声中的单频离散啸叫表现出两种异于湍流噪声和激波相关的宽频噪声的啸叫模式:模式A的啸叫基频夹杂于湍流噪声中,此模式的基频受射流压力及AR比的变化影响较小,随着射流压力的变化分布于2600 Hz附近;模式B的基频明显高于湍流噪声,随射流压力的升高,此模式的基频随之降低.随着AR比的下降,B模式占优区间逐渐缩短,并向射流低压区移动,AR比为2时,未出现明显的B模式占优区间。

2) A模式的啸叫声压最大峰值及其对应的频率随着AR比减小而逐渐缓慢下降,呈现等差形式递减;B模式的啸叫声压最大峰值随着AR比的减小呈现出类指数函数形式下降,其对应的频率表现为等差形式递增.当AR = 4时,B模式占优三维谱图中出现了B模式的二次增强峰,对比纹影图分析发现,啸叫B模式的基频主要由第一波节格栅尺寸节特性决定,而第二、三波节亦会对此频率的声压幅值起到反馈增强作用。

3) 不同AR比下均出现了纹影轴线的抖动,且随着AR比减小,发生抖动的压力区间逐渐缩

短,在射流压力为0.50—0.70 MPa区间内,激波串结构随着AR比的减小变得紊乱,在射流压力为0.30—0.50 MPa区间内,随着AR比增大,激波串结构强度受压降的影响变大,形成的啸叫反馈响应弱于湍流噪声。

综上所述,本文再次验证了相同高度、不同AR比喷嘴的超音速自由射流的啸叫A模式的基频不受射流压力影响,而啸叫B模式的基频均随着射流压力降低和AR比的减小而增加这一规律,发现了流场结构随着射流压力的降低会出现抖动、AR比为2的B模式占优区间极短、AR比为4的啸叫频率在B模式占优区间出现了间断跳跃的现象,并对以上现象进行了初步机理分析。

感谢空军工程大学航空航天工程学院张强博士、荣康博士在研究中的讨论及帮助。

参考文献

- [1] Tam C K W 1998 *Theoret. Comput. Fluid Dynam.* **10** 393
- [2] Powell A 1953 *Proceedings Phys. Soc. London.* **66** 1039
- [3] Powell A 1953 *Journal Acoust. Soc. An.* **25** 385
- [4] Tam C K W 1995 *Annu. Rev. Fluid Mech.* **27** 17
- [5] 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]
- [6] Zhang Q, Chen X, He L M, Rong K 2013 *Acta Phys. Sin.* **62** 084706 (in Chinese) [张强,陈鑫,何立明,荣康 2013 物理学报 **62** 084706]
- [7] Berland J, Bogey C, Bailly C 2006 *12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference* Cambridge, UN, May 8–10 2006 p2496
- [8] Panda J, Raman G, Zaman K B M Q 2004 NASA/TM 2004-212481
- [9] 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]
- [10] 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]
- [11] Zhang B Ji H H 2005 *Journal of Aerospace Power* **20** 0104 (in Chinese) [张勃,吉洪湖 2005 航空动力学报 **20** 0104]
- [12] Zhang B, Ji H H, Cao G Z, Huang W 2010 *Journal of Aerospace Power* **25** 2244 (in Chinese) [张勃,吉洪湖,曹广州,黄伟 2010 航空动力学报 **25** 2244]
- [13] Zhu Y Z, Yi S H, He L, T L F, Zhou Y W 2013 *Chin. Phys. B* **22** 014702

Experimental study on screech tone mode switching of supersonic jet flowing through rectangular nozzles*

Chen Zhe¹⁾²⁾ Wu Jiu-Hui^{1)2)†} Chen Xin³⁾ Lei Hao¹⁾²⁾ Hou Jie-Jie¹⁾²⁾

1) (School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

2) (State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

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

(Received 16 July 2014; revised manuscript received 19 August 2014)

Abstract

An experiment was carried out to analyse and compare the screech tone characteristics and schlieren structures of an under-expanded jet flowing through four rectangular nozzles, aspect ratios of which are different (having the same height but different widths), with the jet pressure ranging from 0.2 to 0.8 MPa. Results indicate that there exist two different screech tone modes in the noise generated by supersonic jet flowing through the rectangular nozzles with different aspect ratios, and a mode switching can be found by altering the jet pressure. Mode switching is a phenomenon that different mode dominates or disappears according to the change of jet pressure. The switching time of fundamental frequencies in the screech tone modes and the width of the domination interval would be shortened as the aspect ratio decreases. The jet flow pressure drop interval of one mode, whose aspect ratio is 2, is extremely small. This phenomenon has never been mentioned in the literature. When the aspect ratio of the rectangular nozzle is 4, there exists an interruption and skip on the fundamental frequency-jet pressure curve within the jet flow domination interval for jet pressure at 0.49 MPa. As the pressure reduces, the axes of the schlieren figures begin to shake, and the structure stability of the flow field with different aspect ratio varies with the jet pressure. When the jet pressure is within the range of 0.45 to 0.70 MPa, the density in the first shock-cell decreases as the aspect ratio reduces. Meanwhile, axial pulsation and disorder of the flow field behind the second shock-cell appear. When the jet pressure is under 0.45 MPa, the flow field structure of the shock wave becomes more stable as the aspect ratio increases. In this pressure region, the periodical shock-cell structure is weaker than those above 0.45 MPa. Analyzing the screech frequency spectrum and the schlieren figures, we can find that the second and third shock-cells also have feedback and enhancement for the sound pressure of the screech frequency.

Keywords: supersonic jet, screech switch, shock wave, disturbance wave

PACS: 47.40.Ki, 47.60.Kz, 43.25.-x, 47.27.De

DOI: 10.7498/aps.64.054703

* Project supported by the Young Scientists Fund of the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 51106178), and the Program for Changjiang Scholars and Innovative Research Team in University of Ministry of Education, China (Grant No. IRT1172).

† Corresponding author. E-mail: ejhwu@mail.xjtu.edu.cn