

射流间的声屏蔽对啸叫的作用^{*}

何 枫, 张东东

(清华大学 工程力学系, 北京 100084)

摘 要: 用纹影流动显示、声学特性测量和理论分析相结合方法, 研究欠膨胀超声速双射流布局对声学特性的影响。欠膨胀超声速双射流的啸叫基频模式与单自由射流相比, 在模式切换对应压比上不同, 但基本规律相同。但双射流的三维空间流动特性, 使不同空间方位上测得的声学特性不同, 射流间对彼此处于螺旋啸叫 C 模式的声辐射有显著的屏蔽作用, 在上、下游靠近主轴的方位角处屏蔽效果最大。利用双射流的声屏蔽特性, 可达到降噪目的。

关键词: 双射流⁺; 声屏蔽; 啸声; 纹影摄影

中图分类号: TR601

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2003) 03-0247-04

Effect of twin jets shielding on screech tones

HE Feng, ZHANG Dong-dong

(Dept. of Engineering Mechanics, Tsinghua Univ., Beijing 100084, China)

Abstract: The effects of arrangements of twin jets on the acoustical characteristics were investigated by the schlieren visualization, noise measurement and theoretical analysis. For under-expanded supersonic twin jets, the fundamental frequencies and modes were similar to those for a single jet; The pressure ratios corresponding to switching from one mode to another mode were different compared with the single jet. Due to three-dimensional flow characteristics, acoustical properties were different in different azimuthal measurement planes. Shielding occurred for under-expanded supersonic twin jets, especially for the helical screech mode C. The shielding reduced the screech intensities most effectively in the upstream and downstream directions near the jet axis. The noise attenuation can be achieved by acoustical shielding.

Key words: Twin jets⁺; Acoustic screening; Whistler; Schlieren photography

1 引 言

关于两个以上的多喷嘴超声速射流的研究并不多见, 由于多射流啸叫间的耦合可以产生足够的动态压力而引起结构破坏, 这引起了研究者的注意^[1~3]。Wlezien^[1]研究了不同喷嘴间距下射流啸叫模式以及强度, Norum^[2]针对美国 B-1 飞机排气双喷嘴结构疲劳破坏做了具体研究, 发现间距过小的双喷嘴啸叫发生时, 传到喷嘴出口处的噪声声压级比单个喷嘴高出 20dB。Raman^[3]等研究双矩形超声速射流, 虽然同时发生了啸叫, 但并没有改变其频率, 只是幅值增强了。

20 世纪 70 年代人们发现射流对来自射流之外的声波有屏蔽作用^[4~6], 并针对如何设计放置超声速巡航机的双喷嘴开展了研究。研究分析主要基于不

考虑气体动力学问题, 建立固定的单一频率点声源, 无限长圆柱均匀射流是声源的声屏障, 建立气动声学模型^[7~9]。

利用多射流的降噪, 主要还是基于大横截面积喷嘴用若干小面积喷嘴代替, 从而使啸叫频率向高频移动, 但如果喷嘴出口直径大于 5mm 时, 啸叫基频在人耳的感知频率范围内^[10], 而多数大喷嘴超声速欠膨胀射流, 啸叫的发生是不可避免的。

本文主要研究了欠膨胀超声速双射流在不同的啸叫模式下的屏蔽效果及其原因和原理。

2 实验装置

实验采用螺杆式压缩机提供气源, 气流经过过滤进入 0.8m³ 稳压容器。实验采用 $d = 6\text{mm}$ 的等直径

* 收稿日期: 2002-07-22; 修订日期: 2002-09-14。

作者简介: 何 枫 (1963—), 女, 博士, 副教授, 研究领域为工程流体力学。

轴对称喷嘴,长径比为 3,双喷嘴圆心间距分别选择 $s = 1.5d$ 和 $s = 2d$ 。通过调压阀获得不同的来流滞止压力和环境压力之比。实验中使用瞬时光源为高压放电式火花光源,火花光源的阴极为黄铜制钝头圆柱体,直径为 1cm。火花光源的阳极为铂金丝,直径约为 1.5mm,有效发光时间约为 2 μ s。流场摄影用胶卷为富士 400ASA(27 定)黑白负片。声学测量在 3.2m $\times$ 3.2m $\times$ 2.2m 的半消声室内进行,其本底噪声 18dB,截止频率 170Hz,使用了 ACO7610 传声器,响应频率 100kHz,以及 ACO 6139 声级计。远场指向性测量,传声器距离壁面大于 0.3m,距离喷嘴出口 1m,与喷嘴中心线在同一水平面,并距地面 1m 以上,传声器与喷嘴轴线或(双射流)中心线的夹角在 15 $^{\circ}$ ~ 180 $^{\circ}$ 间,每增加 15 $^{\circ}$ 测量射流 A 声压级或总声压级噪声。

对双喷嘴在空间上规定如图 1 所示的平面 xz (方位角 $\psi = 0^{\circ}$) 和平面 xy (方位角 $\psi = 90^{\circ}$) 不同的声学测量平面及在各测量平面中选定的测量声指向角 θ 。

3 双射流的声屏蔽

欠膨胀超声速射流在不同压比下,啸叫基频模式出现跳跃间断,见图 2,其中无量纲 Strouhal 数 $St = f d / u$, f 为啸叫基频, d 为喷嘴出口直径, u 为射流平均速度。啸叫基频模式可划分为 A_1 , A_2 , B 和 C 不同的啸叫

基频模式,对应的流态也有所不同,大多数射流工作在对称的 B 模式和以螺旋为主体的 C 模式下。啸叫基频的大小和单自由射流的基本相同,只是在小间距下,双射流的啸叫基频模式在 C 模式之后多出了 D 模式。

双射流的一方是否会对邻近射流声的传播产生影响? 从声学理论分析,如果在声源和受者之间存在障碍物,将会出现声衍射现象,声波在遇到障碍物后会改变传播方向,甚至可能出现没有声波的声影区。

图 1 为 $\psi = 90^{\circ}$ 方位平面,进行远场声学指向性测量,反映射流对邻近射流辐射声场的声屏蔽效应。

图 3 给出了 $\psi = 0^{\circ}$ 和 $\psi = 90^{\circ}$ 两方位平面内远场指向性声压级之差,其中负值表示在 $\psi = 90^{\circ}$ 方位平面内,一射流对邻近的另一射流起到了声屏蔽的作用。图中画上了 ± 1 dB 的偏差带,远高于 ± 1 dB 的声压级差异尤其是不可忽视的,图 3 反映了以下特征: (1) 亚声速、低压比欠膨胀超声速射流没有明显的屏蔽效果 ($p_0/p_a < 2$); 测量平面 $\psi = 0^{\circ}$ 和 $\psi = 90^{\circ}$ 上得到的声指向性基本相同。 (2) 对于射流处于啸叫 B, D 模式以及处于不同模式切换的不稳定过程中,双射流也不具备明显的屏蔽效果,甚至在 $\psi = 90^{\circ}$ 平面内的远场声压级比 $\psi = 0^{\circ}$ 平面内还高; (3) 若双射流处于啸叫 C 模式,有较明显的屏蔽效应,在指向角为 $\theta < 70^{\circ}$ 和 $\theta > 110^{\circ}$ 范围内,总声压级差大于 2dB,最大屏蔽可达 10dB 左右。

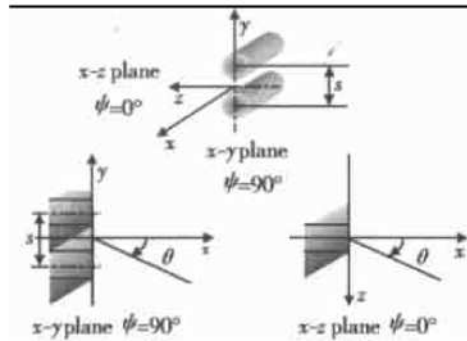


Fig. 1 Sketch of the azimuthal measurement planes for twin jets

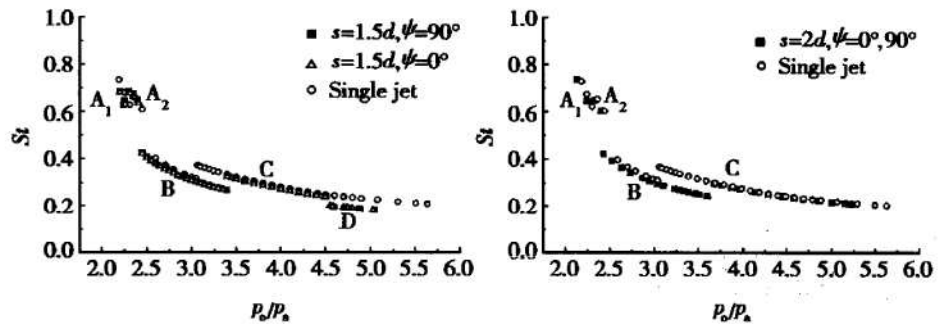


Fig. 2 Fundamental frequencies and mode switching

(A_1 , A_2 , B, C and D are different screech modes)

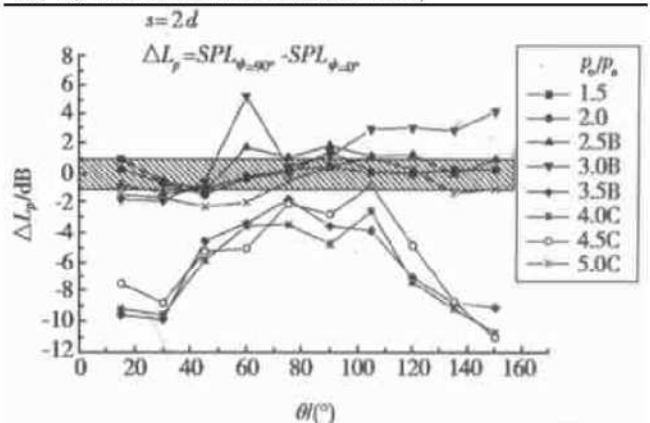
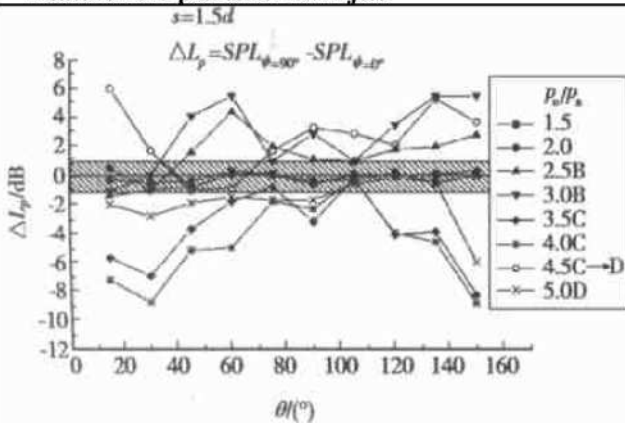


Fig. 3 Differences in the directivity function between $\psi = 0^{\circ}$ and 90°

以图 4 所示的平面入射声波通过柱形流动边界后的透射原理为例,射流辐射的声波,将会冲击到相邻的射流。其中 V 为媒介的运动速度, c 为媒介声速,不考虑气体动力学问题,在运动介质中入射波折射角度 β 满足^[7]

$$\beta = \cos^{-1} [c \cos \alpha / (c_0 - V \cos \alpha)] \tag{1}$$

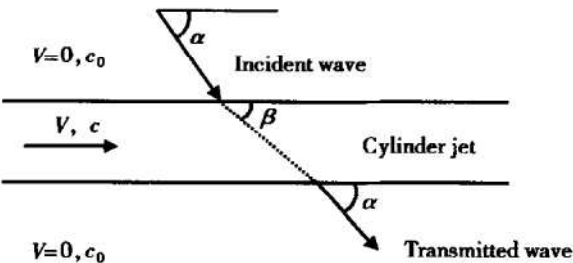


Fig. 4 Acoustic transmission through a cylinder jet
(V is the velocity of motion layer, and c is the sound speed)

如果没有透射,则 $\beta=0$, 则有式 (1) 对应的入射波临界角度 $\alpha=\alpha_c$ 为^[7]

$$\alpha_c = \cos^{-1} \left| \frac{c_0/c}{1+M} \right| \tag{2}$$

忽略静止和运动介质中声速的差异,式 (2) 进一步可近似为

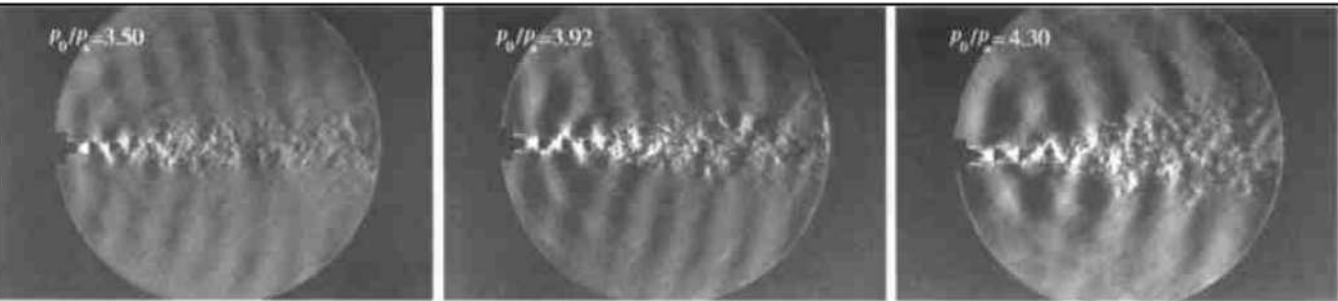


Fig. 5 Schlieren visualization of instantaneous radiation for C helical mode

图 6 为对啸叫 C 模式辐射下的独特的扰动波的声屏蔽原理分析,从纹影图上可见某一射流的扰动波的半波角 ε ,其传播方向应垂直于波面,在该辐射波和声波受体之间,如果存在另一射流,会对这种扰动波起到屏蔽的作用。参考图 3,射流处于 C 模式啸叫下,屏蔽使总声压级相对降低,说明噪声的主体成份受到了屏蔽作用。进一步从图 7 所示在测量平面 $\Psi=90^\circ$ 上得到射流处于 C 模式啸叫下、指向性为 30° 处的频谱可以看出,与测量平面 $\Psi=0^\circ$ 上测量结果 (图 7 中实曲线) 相比,屏蔽作用主要使 C 模式离散啸叫基频对应的峰值声压级强度明显的降低了许多,其它噪声成份没有明显的变化。之所以其它啸叫模式下的声屏蔽不明显,是因为在其它模态对应的压比下,

$$\alpha_c \approx \cos^{-1} \left| \frac{1}{1+M} \right| \tag{3}$$

若入射波满足 $\alpha<\alpha_c$, 则运动介质将屏蔽入射波。在啸叫 C 模式对应的压比下,根据式 (3) 可近似估算出发生声屏蔽的临界入射角 α_c , 参见表 1。

Table 1 Critical incident angle α_c for the screech C helical mode

	$s=1.5d$	$s=2d$
Screech C mode p_0/p_a	3.4~4.5	3.69~5.25
$\alpha_c/(^\circ)$	$\pm(65.9\sim67.7)$	$\pm(66.5\sim68.6)$

实验测得的发生屏蔽的临界角约为 70° 和 110° (或 -70°)。由于实际的射流为三维流动,在空间上会有衍射、被衰减的部分声波透射现象,并不是完全的声屏蔽,在 $\theta<70^\circ$ 和 $\theta>110^\circ$ 范围内的屏蔽强度是不同的,上下游靠近主轴远场声屏蔽效果较好,实验测得在靠近 30° 和 150° 指向方位处远声场的屏蔽效果最为突出,高达 10dB 左右。

大量的流动显示发现,单自由射流在啸叫 C 模式下,其远场存在明显的类螺旋锥面的扰动波阵面,从纹影图上可以测量到其传播方向对应的 α 角远小于临界角,因此受邻近射流的屏蔽的影响非常大。

射流剪切层的发展以及与激波之间的相互作用各有不同,其辐射声波的形态,不再具备 C 模式下的有独特传播方向的波阵面形式,如图 8 所示。

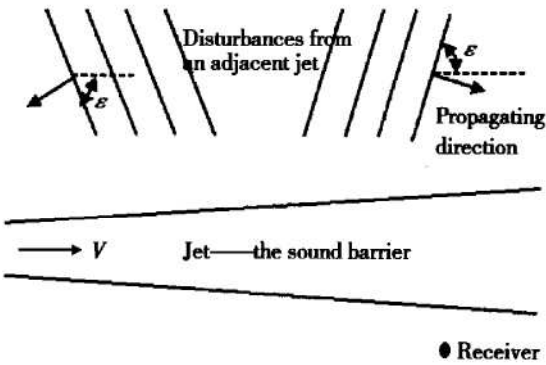


Fig. 6 Schematic diagram of shielding for screech C mode

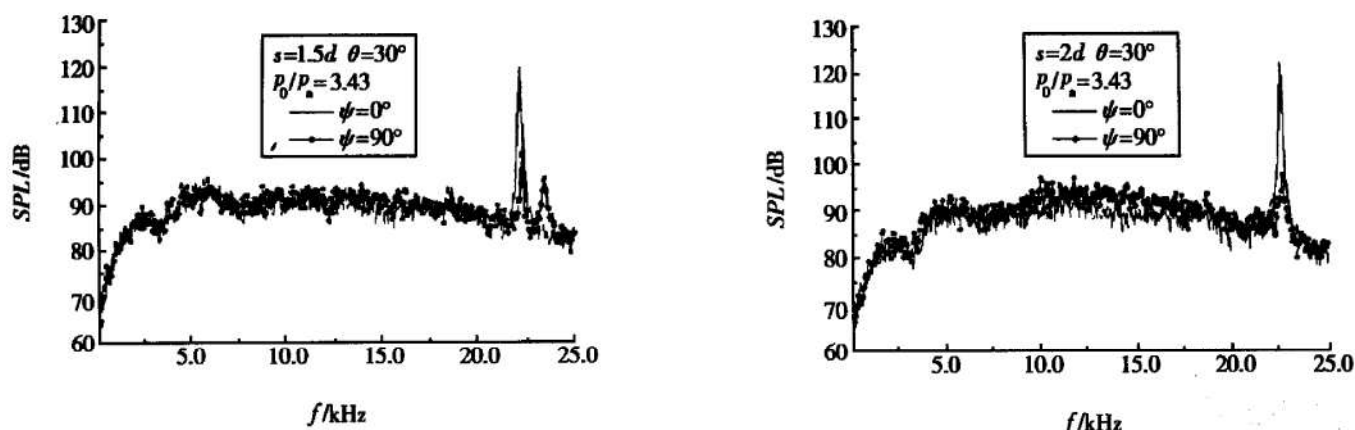
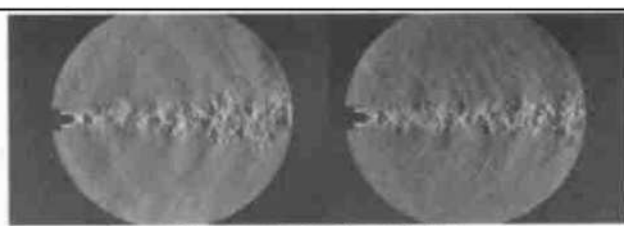


Fig. 7 Screeching intensity reduction at $\psi = 90^\circ$ due to shielding



(a) $p_0/p_a = 2.34$ (left); 2.75(right)



(b) $p_0/p_a = 6.36$ (left); 7.35(right)

Fig. 8 Schlieren visualization

4 结 论

在 $\psi = 90^\circ$ 测量平面上主要反映的是射流间的屏蔽效应。实验表明: (1) 亚声速、低压比欠膨胀超声速射流没有屏蔽效果($p_0/p_a < 2$); (2) 射流处于啸叫 B, D 模式, 以及各模式切换的不稳定过程中, 双射流不具屏蔽效果; (3) 双射流的声屏蔽对啸叫 C 模式具有较明显的屏蔽效果, 屏蔽作用主要使 C 模式下的离散啸叫基频对应的远场声压级强度明显的降低, 特别是射流上下游靠近主轴的指向角处。

致 谢: 本文得到了清华大学工程力学系流体动力与控制研究中心同事的支持和帮助, 其中流动显示测量得到了杨京龙博士的精心帮助, 在此一并表示感谢。

参考文献:

- [1] Wlezien R W. Nozzle geometry effects on supersonic jet interaction[J]. *AIAA Journal*, 1989, 27(10): 1361~ 1367.
- [2] Norum T D, Shearin J G. Dynamics loads on twin jet exhaust nozzles due to shock noise[J]. *Journal of Aircraft*, 1986, 23(9): 728~ 729.

- [3] Raman G, Taghavi R. Coupling of twin rectangular supersonic jets[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1998, 354.
- [4] Jones D S. The mathematical theory of noise shielding[J]. *Prog. Aerospace Sci.*, 1977, 17: 149~ 229.
- [5] Cowan S J, Crouch R W. Transmission of sound through a two-dimensional shielding jet[R]. *AIAA 73-1002*.
- [6] Howe M S. The attenuation of sound by a randomly irregular impedance layer[C]. *Proc. Roy. Soc. Lond*, 1976, A347, 513~ 535.
- [7] Yu J C, Fratello D J. Measurement of acoustic shielding by a turbulent jet[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1985, 98: 183~ 212.
- [8] Gerhold C H. Analytical model of jet shielding[J]. *AIAA Journal*, 1982, 21(5): 694~ 698.
- [9] Balsa T F. The shielding of a convected source by an annular jet with an application to the performance of multitube suppressors[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1976, 44(2): 179~ 189.
- [10] 中野政身. 空力騒音と流れの特性について[J]. 油圧と空気圧, 1997, 28(7): 686~ 694 (in Japanese).

(编辑: 王居信)