

DOI: 10.7652/xjtuxb201805009

矩形喷嘴超声速射流啸叫模式切换的分布性研究

陈喆¹, 吴九汇¹, 任阿丹^{2,3}, 陈鑫⁴, 赵梓廷¹, 郝梦男¹

(1. 西安交通大学机械工程学院, 710049, 西安; 2. 航空工业航宇救生装备有限公司, 441003, 湖北襄阳;
3. 航空防护救生技术航空科技重点实验室, 441003, 湖北襄阳; 4. 空军工程大学航空航天工程学院, 710038, 西安)

摘要: 为了研究矩形喷嘴超音速自由射流噪声的湍流噪声、啸叫以及激波相关宽频噪声这 3 类成分的分布特性及其各成分的切换特性,通过准阵列实验方式对宽高比为 4 的矩形喷嘴射流噪声进行了分析研究,并与理论结果进行了对比验证。通过改变射流下游测点的径向距离和测点与射流轴线的夹角,研究了射流下游噪声信号的模式特性。通过分析得到,射流下游噪声主体是湍流噪声,其基频不受角度变化影响,并且噪声模式切换的随机性较高。研究发现:随着径向距离的增大,湍流噪声基频在 5 和 2.6 kHz 之间跳动,高频湍流噪声强度随之减弱,基频逐步稳定;随着射流上游测点角度的增大,啸叫的占优特性增强,在 120°时啸叫的占优区间最长,而且在此位置的射流初始阶段出现了激波相关宽频噪声的占优区间,与理论结果进行对比,得出啸叫的第一阶主频和激波相关宽频噪声是向射流上游传播,并呈现一定的范围。此项研究可为工程中避免小尺度的结构疲劳破坏及对相关工作人员的声防护提供一定的参考依据。

关键词: 矩形喷嘴;超音速射流噪声;啸叫;疲劳破坏

中图分类号: TJ85;TH411 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2018)05-0062-07

Mode-Switch Distribution Characteristics of Supersonic Jet Screech Through Rectangular Nozzles

CHEN Zhe¹, WU Jiuhui¹, REN Adan^{2,3}, CHEN Xin⁴, ZHAO Ziting¹, HAO Mengnan¹

(1. School of Mechanical Engineering Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
2. AVIC Aerospace Life-Support Industries, Ltd., Xiangyang, Hubei 441000, China;
3. Aviation Key Laboratory Science and Technology on Life-Support Technology, Xiangyang, Hubei 441000, China;
4. Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: This paper studies the distribution and switching characteristics of three components in supersonic free jet noise through rectangular nozzles, including turbulence noise, screech and broadband shock-associated noise. The quasi-array experiments were conducted to analyze the jet noise through the rectangular nozzle with an aspect ratio of 4, and good agreements with theory were obtained in the comparison. The mode properties of jet-flow downstream noise signal were studied by changing the radial distances of the downstream measuring points and the angles of the line passing through the measuring points and the central point of nozzle exit with the jet axis (referring to as measuring point angle). Analysis indicates that turbulence noise is the main component of jet-flow downstream noise, the fundamental frequency is stable and irrelevant to angles changing, and the randomness of noise mode switching is relatively high. As radial

distance increases, the dominant feature of the screech increases, the fundamental frequencies of turbulence noise change between 5 and 2.6 kHz, the high-frequency turbulent noise intensity decreases, and the fundamental frequency stabilizes gradually; as the measuring point angle increases, the dominant feature of screech increases with a longest pressure drop interval at the measuring point angle of 120° , wherein the dominant interval of the broadband shock-associated noise appears in the initial stage of the jet. According to the theory, the first-order fundamental frequency and the broadband shock-associated noise propagate to the upstream of the jet flow and present as a narrow beam. These conclusions will provide reference for sound protection and avoiding small-scale structural fatigue damage.

Keywords: rectangular nozzle; supersonic jet noise; screech; fatigue damage

军用飞机噪声随着推力的增加而增加。目前,对声压级大于 150 dB 的噪声,没有有效的防护措施使之迅速衰减,这种强度的声压会迅速导致人的听力受损。飞机发动机尾部气流射流噪声是飞机整体的噪声声源^[1],超声速欠膨胀射流会产生湍流噪声、单频啸叫及激波相关宽频噪声(BBSAN),这 3 类噪声产生的机理、特性和声源均不相同^[2]。湍流噪声是由射流边界层大尺度相干结构的不稳定及小尺度涡破碎而产生的,在射流下游方向,射流噪声主要是由湍流噪声组成。Powell 最先提出了针对啸叫的声反馈环机理^[3],啸叫主要向上游传播,而 BBSAN 是由超声速射流中向下游传播的不稳定波、大尺度湍流结构和准周期激波波节末端之间的弱相互作用所产生的,其主要向射流上游传播,谱峰值频率随着不同的测试位置而不同^[4]。

国内外有许多针对超音速射流及其噪声特性的研究^[5-6],但是大多数都集中于圆形喷嘴,而喷嘴的几何尺寸及形式的不同会产生不同的射流啸叫形式^[7]。陈等通过对不同宽高比喷嘴的自由射流噪声特性进行了研究,发现虽然啸音是向射流上游传播的,但是在射流下游位置处,啸叫依然存在,且在一定的压降区间内啸叫的声压级大于湍流噪声^[8]。

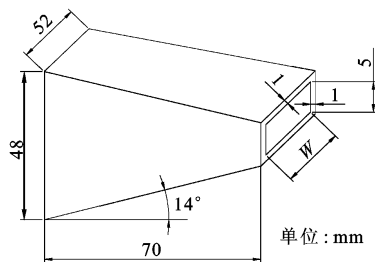
矩形喷嘴的周期性波节振荡具有对称和非对称振荡射流模式,不同的振荡模式会导致不同的射流啸叫模式和各噪声成分强度不同,并且在不同出口边的射流噪声是不同的^[9]。结合这种振荡特性,Chen 等研究了喷嘴结构的出口面积和宽高比这两个参量对射流噪声的影响^[10],发现并解释了在噪声模式切换过程中的迁移机理,射流噪声的能量从高频的啸叫传递给中低频部分的湍流噪声,而最终声能汇聚更低的湍流噪声区。

较强啸叫会引起喷嘴结构的共振,破坏结构^[11]。近年来,在相关射流研究中尚没有见到有关

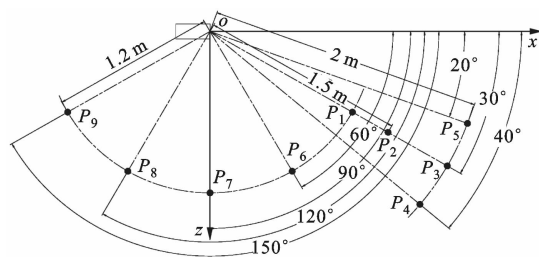
矩形喷嘴的噪声成分分布和模式切换特性的研究,大部分集中于啸叫的传播和抑制及射流下游湍流噪声传播等。Neilsen 等对 F-22A 飞机发动机喷管(矩形喷嘴)的湍流噪声特性进行了分析^[12]。但是,射流噪声声场是由 3 类噪声组成的,为了全面分析这 3 种射流噪声成分分布特性、指向性及其之间的切换规律,本文对宽高比为 4 的喷嘴进行了准阵列实验研究分析,发现了各噪声成分的传播方向及其切换规律,可为避免工程中的结构破坏及改善相关工作人员的声振舒适性提供一定的参考。

1 实验设备及测试方案

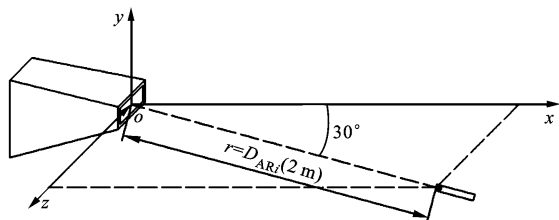
文献[10]分析了矩形喷嘴的宽度 W 、高度 H 、出口面积和宽高比对超音速欠膨胀射流噪声的影响。为了更好地研究射流噪声各成分的指向性和分布规律,选取宽高比为 4(以下简称 AR4)喷嘴进行实验,实验喷嘴及测试点布放图如图 1 所示。实验环境压力为 1.01×10^5 Pa,环境温度为 273 K,射流压力比 R_p 由 7 下降到 2。为了对矩形喷嘴射流噪声 3 种成分的传播特性进行详细分析,进行了准阵列实验分析,共 9 个测试点,采用准相控阵方式进行数据采集。使用 B&K2270 型声级计和 B&K4189 型 $1/2''$ 自由场麦克风对实验声压信号进行采样,采样频率为 65.536 kHz,动态声压测量范围为 14.6 ~



(a) 喷嘴几何参量



(b) 测量点布置图



(c) 麦克风布置图

图1 实验喷嘴及测试点布置图

146 dB,由采样定理可知,在进行模拟/数字信号的转换过程中,当采样频率大于信号中最高频率的2倍时,采样之后的数字信号可以完整地保留原始信号中的信息,一般实际应用中保证采样频率为信号最高频率的2.56~4倍,B&K采集的信号设定为2.56倍,分析频率为25.6 kHz。

2 矩形喷嘴射流噪声分布特性

2.1 噪声模式分析

利用射流啸叫模式可对欠膨胀自由射流的啸叫特性进行全面的分析,啸叫基频随射流压力的变化如图2所示。整个射流压力变化区间内,存在一个在2.6 kHz附近波动的基频,其声压级幅值高出湍流噪声3~10 dB,定义为模式A^[10],即湍流最大噪声。随着宽高比的减小,模式A的基频在整个压降区间内的分布先分散,后在宽高比为2时模式A的基频较为集中,而当宽高比为1时模式A基频的分布趋于分散。

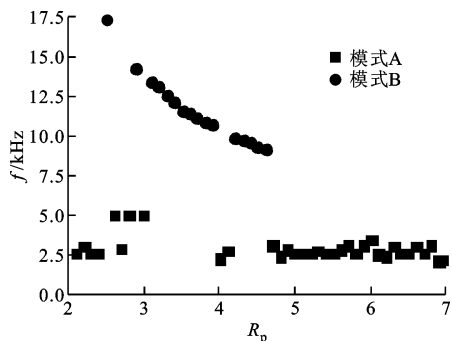
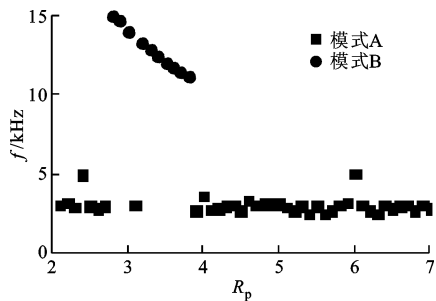
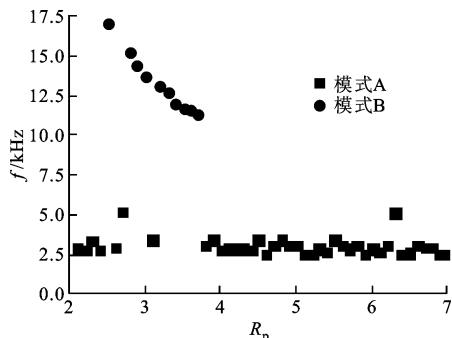
随着射流压力的下降,有一频率随之升高的基频噪声,定义为模式B^[10],将不存在模式间切换的区间定义为模式A(或模式B)的占优区间。不同宽高比下,流场结构随着射流压力的降低会出现抖动,宽高比为4的啸叫频率在模式B占优区间出现了间断跳跃的现象。

2.2 射流下游噪声分布特性

文献[8]研究的测试点位于(2 m,30°),为了分析射流下游30°位置附近的噪声占优及变换特性,

对AR4喷嘴进行了(2 m,20°)、(2 m,30°)、(2 m,40°)相同径向距离、不同角度噪声位置点的信号采集,以期得到(2 m,30°)位置点附近啸叫模式的改变规律。为了更好地测试随着径向距离变化的特性,测试了(1.2 m,30°)、(1.5 m,30°)、(2 m,30°)这3个位置点的啸叫变化特性,以此分析径向变化对啸叫占优的影响规律。

对于相同径向距离、30°附近的(2 m,20°)、(2 m,30°)、(2 m,40°)这3个位置处的射流噪声模式进行分析,结果如图2所示。由图2可知,随着 R_p 的降低,这3个位置点处模式A的基频值变化较小,在2.6 kHz附近波动,出现了模式B的占优和模式A、B的切换区间,在(2 m,20°)点处模式B的占优区间在 $R_p=4.6$ 时出现,在[3.9,4.2]内出现了模式A、B切换区间的情况;在(2 m,30°)、(2 m,

(a) $\theta=20^\circ$ (b) $\theta=30^\circ$ (c) $\theta=40^\circ$ 图2 $r=2\text{ m}$ 时啸叫基频随射流压力比的变化

40°)位置点处,当 $R_p < 4$ 时,模式 B 的占优情况才出现,在 $[3, 4]$ 内,这 3 个位置点均处于模式 B 的占优区间。由此可知,在区间 $[3, 4]$ 内,啸叫和反馈环的作用最强。

当 R_p 下降到 3 以后,在 $(2\text{ m}, 20^\circ)$ 、 $(2\text{ m}, 40^\circ)$ 位置处,噪声模式出现了模式 A、B 之间的切换,模式 A 的值升高到 5 kHz 左右,并在 $(2\text{ m}, 30^\circ)$ 位置点 $R_p = 2.4$ 时出现了模式 A 的值升高到 5 kHz 附近的情况,这可能是因为随着射流压力的降低,模式 B 的强度降低,声压能量逐步转换给模式 A,从而形成了两个频率之间的一个迁移主频。结合反馈环机理,这一过程可描述为:流场中小尺度的涡结构受到声反馈影响,最初的转移能量使高频段湍流噪声区域整体能量增强,从而使得高频段湍流噪声区的基频声能量增强;随着 R_p 的降低,低、高频段湍流噪声区能量随之下降,但是高频段湍流区噪声能量衰减比低频段湍流区更为显著。

为了对整体射流压降区间内的能量转换特性及其切换特性进行分析,对这 3 个位置点的总声压级 L 进行了计算,结果如图 3 所示。由图 3 可知,随着 R_p 的降低 L 随之降低,但是当 R_p 为 6 时, $(2\text{ m}, 30^\circ)$ 位置的 L 出现了增大并高于 $(2\text{ m}, 20^\circ)$ 位置的情况。通过对射流下游不同角度的噪声模式特性分析发现,当 R_p 较高还未出现模式 B 占优的区间内,模式 A 的基频较为稳定,其值波动是由于湍流尺度的涨落脉动引起的;当噪声模式由模式 B 完全切换回模式 A 后,模式 A 的基频值出现相应的能量迁移现象;在射流下游远场 2 m 附近模式 B 的占优区间段与角度位置的联系较弱,但是由于模式 B 受到流场的影响,会出现模式 A、B 切换区间,所以具有较强的随机性。

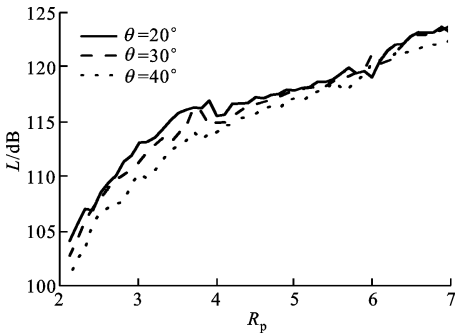


图 3 $r = 2\text{ m}$ 时总声压级随射流压力比变化规律

分析具有相同角度、不同径向距离的 3 个位置点 $(1.2\text{ m}, 30^\circ)$ 、 $(1.5\text{ m}, 30^\circ)$ 、 $(2\text{ m}, 30^\circ)$ 的模式切换特性,啸叫基频随射流压力比的变化如图 4 所示。

由图 4 可知,在位置点 $(1.2\text{ m}, 30^\circ)$ 处,射流噪声均表现为模式 A,且模式 A 的值在 5~2.6 kHz 之间跳动,这有可能是由于这个位置点处于或者临近远场射流边界层附近,而射流边界层附近的湍流漩涡较多,并且啸叫是在边界层外部向射流上游传播的。但是,随着 r 的增大,当 $R_p < 3$ 时,模式 A 的值跳动的现象逐渐消失,说明 $(1.2\text{ m}, 30^\circ)$ 位置点比较临近射流边界层,从而在整个射流压降区间段内未出现模式 B 的情况。

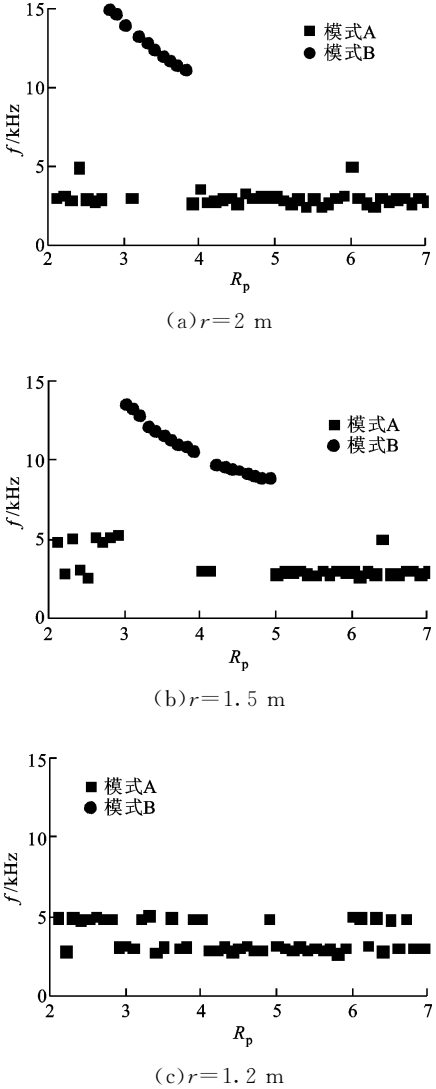


图 4 $\theta = 30^\circ$ 啸叫基频随射流压力比的变化

总声压级随射流压力比变化规律如图 5 所示。由图 5 可知,当 R_p 降低至 4 以后,随着模式 B 的出现, $(1.5\text{ m}, 30^\circ)$ 、 $(2\text{ m}, 30^\circ)$ 位置点的总声压级曲线均出现了增强而后逐步减弱的情况,证明射流的 L 随着模式 B 出现而增强。在射流下游测试点中,随着径向距离的增大,测试点与射流边界层的距离增大,小尺度湍流涡形成的高频噪声减弱,湍流噪声以

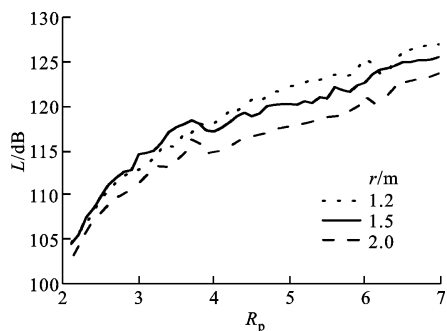


图5 $\theta=30^\circ$ 时总声压级随射流压力比变化规律

大尺度为主,湍流噪声基频变得逐步稳定。

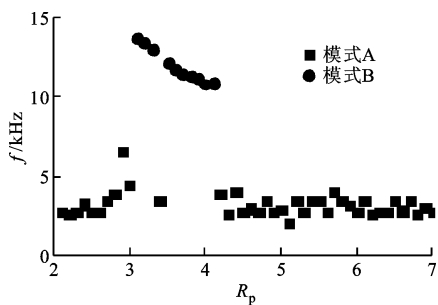
2.3 射流上游噪声(啸叫、BBSAN)分布特性

根据文献[13]的分析可知,射流噪声中的啸叫和BBSAN均是向射流上游方向传播,为了全面分析射流噪声各成分传播方向及其切换特性,测试了 $(1.2\text{ m}, 60^\circ)$ 、 $(1.2\text{ m}, 90^\circ)$ 、 $(1.2\text{ m}, 120^\circ)$ 和 $(1.2\text{ m}, 150^\circ)$ 这4个位置点的噪声特性,各点的模式切换特性如图6所示。

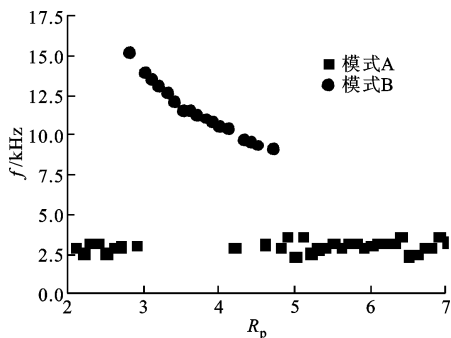
结合图4b可知,随着测试角度的增加,模式A随 R_p 的降低变得较为平稳,在 $(1.2\text{ m}, 90^\circ)$ 和 $(1.2\text{ m}, 120^\circ)$ 位置时波动性最小。在 $(1.2\text{ m}, 60^\circ)$ 位置点处, $R_p=2.9$ 时模式A的频率值跳转到 6.5 kHz 附近,并且此位置模式A的波动较大。与射流下游位置点的模式A有所不同,随着测试角度的增大,模式A的基频值随之逐步增大,而 $(1.2\text{ m}, 150^\circ)$ 位置处的模式A的基频值大约为 3.7 kHz 。随着位置点向上游排布,模式B占优特性随之增强。在 $(1.2\text{ m}, 120^\circ)$ 位置点处,模式B的占优区间最长,模式B的传播方向主要是向射流上游的 $90^\circ\sim 120^\circ$ 角度范围内传播的。

由图6c可知,在 R_p 为 $6.7\sim 7$ 区间段内,出现了模式B的基频频率值在 11 kHz 附近,因此提取频谱进行分析,结果如图7所示。由图7可知,频率值为 11 kHz 的应该为BBSAN,而此时有一个基频值为 7 kHz 的啸叫存在,但是由于BBSAN强度高于啸叫频率,因此可以知道此时模式B主要是BBSAN,这进一步说明了啸叫和BBSAN的传播方向主要沿垂直于射流方向,向射流上游传播。

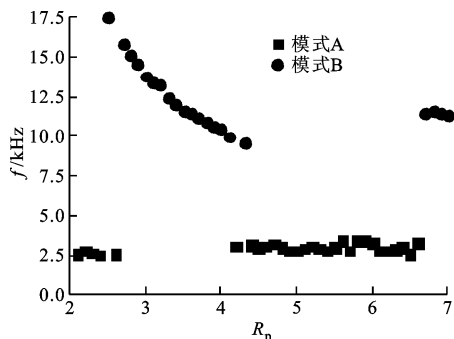
由于大部分的实验研究都是在射流上游方向进行的,因此为了验证本文实验啸叫数据的正确性,将实验数据与Raman的实验数据[14]进行了数据对比分析,结果如图8所示,可知本实验数据的变化趋势和数值与Raman的[14]吻合性较好,仅仅当 $M_j>1.5$ 时本实验数据比Raman的实验数据[14]大,这可能



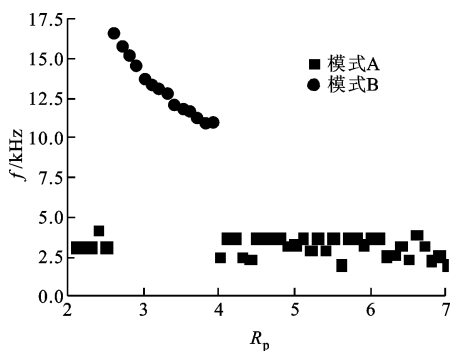
(a) $\theta=60^\circ$



(b) $\theta=90^\circ$



(c) $\theta=120^\circ$



(d) $\theta=150^\circ$

图6 $r=1.2\text{ m}$ 时啸叫基频随射流压力比的变化

是由当量出口面积的差异造成的。

当啸叫较强时会辐射产生更高阶的谐声,而且每阶谐声的传播方向是不同的。根据文献[13]的实验数据,包括啸叫在内啸叫的各阶谐声辐射角度的

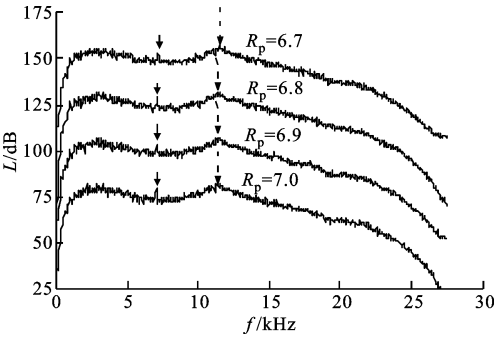


图 7 射流噪声瞬时声压级谱

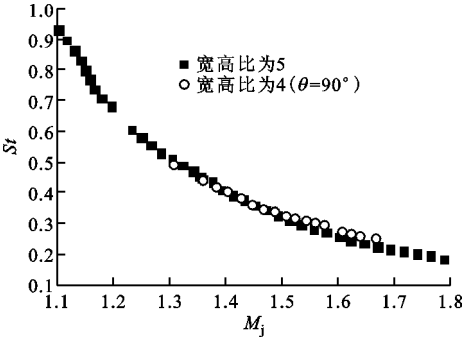


图 8 啸叫基频斯特哈尔数变化规律对比

计算公式为

$$\phi_{mn} = \arccos \frac{a_{\infty}}{v_c} = \arccos \left(\frac{1}{M_c} - \frac{n}{m} \frac{\lambda}{L_s} \right) \quad (1)$$

式中: $m、n$ 为整数, $n \leq m$; $M_c = u_c/a_{\infty}$, u_c 为射流出口速度; L_s 为波节尺寸; λ 为啸叫基频的波长; a_{∞} 为当地声速; v_c 为声源传播速度。

为了对比分析本文啸叫数据变化特性, 结合 Tam 的理论^[13] 进行了啸叫基频传播方向的理论计算, 结果如图 9 所示。由图 9 可知, 随着 R_p 的降低, 基频传播方向由上游向下游传播, 其传播范围主要位于 120° 以上。

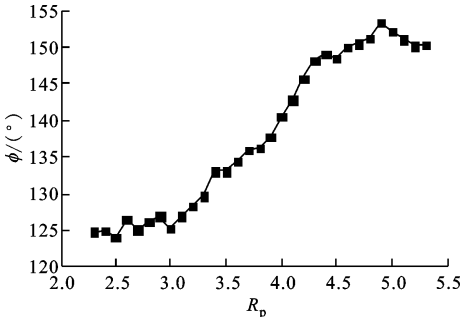


图 9 第一阶啸叫指向性图

提取模式 B 占优区间段内模式 B 的声压级进行分析, 结果如图 10 所示, 可知随着 R_p 的降低, 模式 B 的声压级随之下降, 120° 位置的模式 B 声压级大于其他角度的模式 B 声压级, 由此可进一步说明

模式 B(啸叫)的传播方向主要在 120° 附近, 这与 Tam 的理论计算^[13] 相吻合。

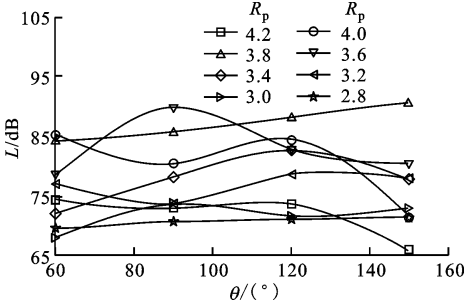


图 10 不同测试点模式 B 声压级

计算 $r=1.2\text{ m}$ 的各个点位置所测 L , 结果如图 11 所示, 可知在整个 R_p 变化范围内 ($1.2\text{ m}, 30^\circ$) 的 L 均大于其余范围内的, 这说明整体噪声主要随着射流流场向下游传播, 证明了 ($1.2\text{ m}, 30^\circ$) 位置临近或处于射流边界层内部的假设。 $60^\circ、90^\circ、120^\circ$ 这 3 个位置的 L 较为相近, 而 150° 位置的 L 明显低于这 3 个位置, 啸叫的主要传播方向是在 120° 附近, 且具有一定范围。

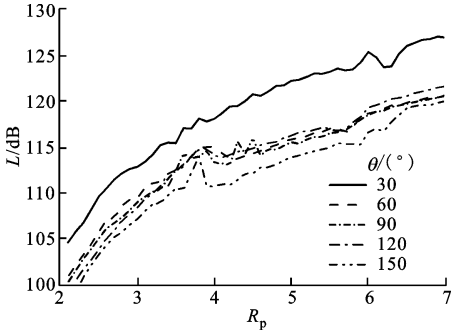


图 11 $r=1.2\text{ m}$ 总声压级随位置的变化

根据文献^[15]所给的半经验理论公式可知, 对于本文中所测试的实验数据, 可以根据公式计算出射流上游测试点 120° 的 BBSAN 曲线, 结果如图 12 所示。由图 12 可知, 120° 位置点的实验谱图与理论曲线在第 1 个峰值位置点上基本一致, 而第 2 峰值点却有所差异, 实验曲线位于第 2 峰值处而理论曲线处于谷值的情况, 是由于矩形喷嘴宽高比不为 1 的喷嘴的声压谱主要是由啸叫和其谐声组成, 宽高比的差异会形成不一致性, 但是总体来看整体理论曲线和实验曲线在某些特定频率段内变化趋势、声压级及峰值频率上面还比较相符的。与 Milo 分析过的整体趋势^[16] 大致相同, 但是峰值频率位置点和数值上的差异是由理论模型中较多的未完全确定的参量和其形成机理机制所导致的。

通过不同位置点的湍流噪声、啸叫及 BBSAN

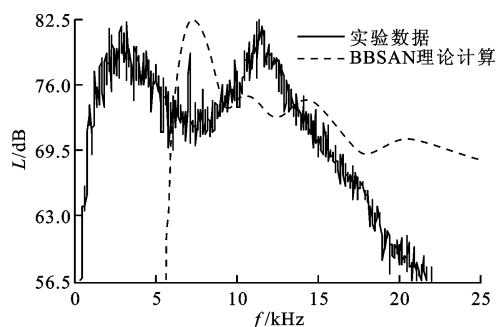


图12 BBSAN理论与实验数据对比曲线

的对比验证分析发现,射流噪声主要是向射流下游传播,湍流噪声也向下游传播,啸叫主要是向着上游方向传播,而BBSAN传播方向主要是垂直于射流方向,并呈现一定的范围。

3 结 论

本文通过准阵列方法对矩形喷嘴的超音速射流噪声的模式切换特性进行了研究,分析了矩形喷嘴超音速射流噪声的湍流噪声、啸叫以及激波相关宽频噪声这3类成分的分布特性及其指向性规律,得到的结论如下。

(1)通过对射流下游相同径向距离、不同角度的模式切换和 L 变化规律分析发现,湍流噪声主要是伴随射流流场移动而向射流下游传播的,虽然啸叫是向上游传播的,但是当啸叫较强时,下游依然存在啸叫成分。

(2)通过对射流下游相同角度、不同径向距离的噪声成分特性进行分析,发现测试位置临近射流边界层时由于湍流涡较多较为复杂,会引起模式A的基频在5和2.6 kHz之间跳动,随着径向距离的增大,这种跳动现象逐步减弱,这种跳动也会引起 L 突发性的增强。

(3)通过对射流上、下游噪声的分布特性分析,发现(1.2 m, 120°)位置处模式B的占优区间最长,验证了以往分析所发现的射流啸叫向上游传播这一结论,进一步与Tam的理论模型^[15]进行对比验证,发现BBSAN的传播方向主要是向射流上游的 $90^\circ \sim 120^\circ$ 角度范围内传播,且传播范围较窄。

参考文献:

- [1] MAHESH N, JONAATHAN B. Control of supersonic jet noise using linear feedback [C] // 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2016: 3055.
- [2] TAM C K W. Jet noise: since 1952 [J]. Theoretical

and Computational Fluid Dynamics, 1998, 10: 393-405.

- [3] POWELL A. On the mechanism of choked jet noise [J]. Proceedings of the Physical Society: Section B, 1953, 66(12): 1039-1056.
- [4] TAM C K W, PARRISH S A, ENVIA E, et al. Physics of acoustic radiation from jet engine inlets [C] // 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2012: 1-40.
- [5] PILON A R, POWERS W R, MCLAUGHLIN D K, et al. Design and analysis of a supersonic jet noise reduction concept [J]. Journal of Aircraft, 2017, 54: 1705-1717.
- [6] 张勃, 吉洪湖. 宽高比对矩形喷管射流湍流强度影响试验 [J]. 航空动力学报, 2010, 10: 2244-2248.
ZHANG Bo, JI Honghu. Numerical study of internal and external flow mixing for rectangular nozzles with large aspect ratio [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 10: 2244-2248.
- [7] 张强, 陈鑫, 何立明, 等. 矩形喷嘴欠膨胀超声速射流对撞的实验研究 [J]. 物理学报, 2013, 62: 368-373.
ZHANG Qiang, CHEN Xin, HE Liming, et al. An experimental study of rectangular under-expanded supersonic jets collision [J]. Acta Physica Sinica, 2013, 62: 368-373.
- [8] 陈喆, 吴九汇, 陈鑫, 等. 流经矩形喷嘴的超音速射流啸叫模式切换的实验研究 [J]. 物理学报, 2015, 64(5): 291-297.
CHEN Zhe, WU Jiuhui, CHEN Xin, et al. Experimental study on screech tone modes switching of supersonic jet flowing through rectangular nozzles [J]. Acta Physica Sinica, 2015, 64(5): 291-297.
- [9] BEHROUZI P, MCGUIRK J J, AVENELL C. Effect of scarfing on rectangular nozzle supersonic jet plume flow characteristics [J]. AIAA Journal, 2018, 56: 301-315.
- [10] CHEN Z, WU J H, REN A D, et al. Energy transfer mechanism of supersonic jet noise through rectangular nozzles [J]. Noise Control Engineering Journal, 2017, 65(2): 110-120.
- [11] HAYJ A, ROSEE G. In-flight shock cell noise [J]. Journal of Sound Vibration, 1970, 11: 411-420.
- [12] NEILSEN T B, GEE K L, WALL A T, et al. Similarity spectra analysis of high-performance jet aircraft noise [J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 2013, 133: 2116-2125.

(下转第141页)