

# 基于剪切层扇形分层模型的射流声传播分析

沈哲<sup>1,2</sup>, 王毅刚<sup>1,2</sup>, 杨志刚<sup>1,2</sup>, 贺银芝<sup>1,2</sup>

(1. 同济大学 上海地面交通工具风洞中心, 上海 201804; 2. 同济大学 上海市地面交通工具空气动力与热环境模拟重点实验室, 上海 201804)

**摘要:** 通过计算流体力学建立一种扇形分层剪切层速度模型, 并以此为基础用几何声学方法推导整个射流结构的声传播模型. 以实际开口式风洞为研究对象, 用数值仿真给出射流结构速度分布. 建立速度随角度均匀变化的扇形分层剪切层速度模型. 用声折射理论推导不同速度层之间的声传播. 以声漂移量为指标对射流声传播模型进行声学风洞试验验证, 证明本模型对声漂移量的预测精度更高, 在高速、剪切层较厚的情况下, 优势尤为明显.

**关键词:** 声传播; 射流; 剪切层; 几何声学

**中图分类号:** U476.1

**文献标志码:** A

## Acoustic Propagation Analysis of Jet Flow Based on Stratified Fan-Shaped Shear Layer Model

SHEN Zhe<sup>1,2</sup>, WANG Yigang<sup>1,2</sup>, YANG Zhigang<sup>1,2</sup>, HE Yinzhi<sup>1,2</sup>

(1. Shanghai Automotive Wind Tunnel Center, Tongji University, Shanghai 201804, China; 2. Shanghai Key Laboratory of Vehicle Aerodynamics and Vehicle Thermal Management Systems, Tongji University, Shanghai 201804, China)

**Abstract:** An acoustic propagation model of jet-flow was deduced by geometrical acoustics based on the fan-shaped stratified velocity model of shear layer built by CFD. Taken an actual open-jet wind tunnel as research objects, the velocity characteristics of jet-flow were given by numerical-simulation. A fan-shaped stratified velocity model of shear layer whose speed changed uniformly with the angle, was built. The acoustic propagation between different velocity layers was deduced by using the sound refraction theory. The acoustic propagation model of jet-flow was verified by aero-acoustic wind tunnel experiment which took sound source drift as the index. The results show that this acoustic propagation model is more accurate to predict sound drift. In conditions that jet flow velocity is high and shear layer thickness is

large, the improvement is particularly evident.

**Key words:** acoustic propagation; jet flow; shear layer; geometrical acoustics

声学风洞是研究气动噪声极为重要的测试条件, 而其开口式射流结构影响声从流场内向流场外传播的过程, 干扰流场外进行声学测量尤其是声源定位的结果. 剪切层是射流中势流核心区至静止区的过渡区域, 其厚度随着射流流动的发展变厚, 结构较为复杂, 对声传播作用明显.

国外很早就开始对射流中的声传播问题进行研究, 其中较为成功的是利用几何声学研究整个射流结构对声传播的影响<sup>[1-5]</sup>. 相关研究中基本都将剪切层简化为无限薄后推算对声的折射效应, 忽略了剪切层厚度和剪切层由内向外速度梯度, 造成了物理模型与实际情况的误差. 实际剪切层厚度随距喷口距离近似呈线性增长, 例如喷口面积大于 15 m<sup>2</sup> 的整车风洞中剪切层厚度可达 1 m 以上, 超过了一般定义上中高频噪声的波长, 其影响不可忽略.

本文通过数值计算方法研究了实际风洞流场速度分布, 提出了一种均变分层扇形剪切层速度模型, 并基于此速度模型用几何声学方法建立整个射流结构的声传播模型并进行了验证.

## 1 射流速度模型

建立射流声传播模型, 需要了解整个射流结构特别是剪切层的物理特性, 其中射流速度是影响几何声学的主要物理量, 需重点关注. 本文研究对象是实际全尺寸 3/4 开口式(喷口下边与测试段地面相连)风洞, 数值仿真采用 1:1 数值模型<sup>[6-7]</sup>, 试验也在

收稿日期: 2016-02-23

基金项目: 国家自然科学基金(51375342)

第一作者: 沈哲(1983—), 男, 博士生, 主要研究方向为车辆气动噪声. E-mail: zhe.shen@sawtc.com

通讯作者: 王毅刚(1964—), 男, 教授, 博士生导师, 理学博士, 主要研究方向为车辆气动噪声. E-mail: yigang.wang@sawtc.com

该风洞中进行,保证数据的一致性和可靠性。

### 1.1 射流流动分析

#### 1.1.1 整体速度分布

首先对不同速度下整个射流结构速度场进行分析。图1是3种喷口速度下的速度云图,均为离地高度1.1 m的速度场剖面。

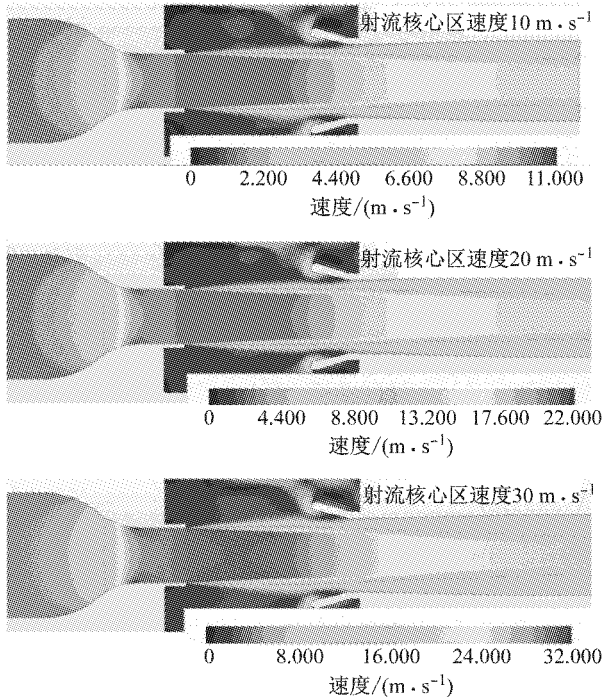


图1 不同射流速度下速度场分布

Fig.1 Velocity distributions at different jet speeds

从数值计算结果可以得到:3种速度下射流的扩散角差别在3%以内,其速度场尤其是剪切层区域是相似的<sup>[8]</sup>,可重点研究某一风速下的速度场结构;由于收集口的存在,驻室后方剪切层受到一定的干扰。本文主要研究风洞流场接近自由射流的部分,即喷口向后8 m内范围。

#### 1.1.2 速度场二维性

本文研究的声传播是平面模型,需要保证速度场在研究的范围内近似二维。图2是离地0.6、1.1和1.6 m剪切层附近的剖面 $x$ (射流)方向的速度分量云图,图3是距地面1.1 m剖面的 $z$ (高度)方向速度分量云图,均为 $30 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 风速下仿真结果。

图2显示,在研究的核心高度1.1 m上下一定的范围内( $z=0.6 \sim 1.6$ ),各个水平面内的速度场分布几乎完全相同。

图3显示,在整个测试段位置离地1.1 m高剖面内 $z$ (高度)方向的速度分量均小于 $2 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ ,尤其是在剪切层附近小于 $0.75 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ ,沿高度方向几

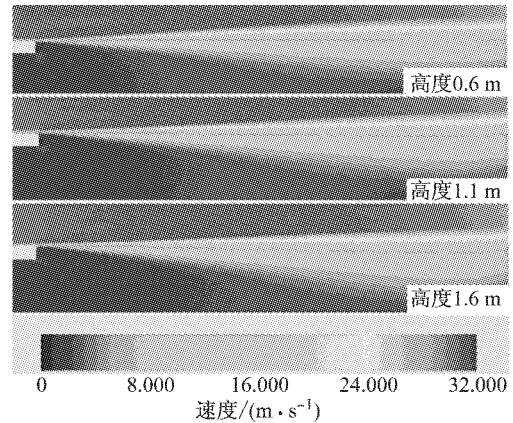


图2 离地面不同高度处速度场分布

Fig.2 Velocity distributions at different heights

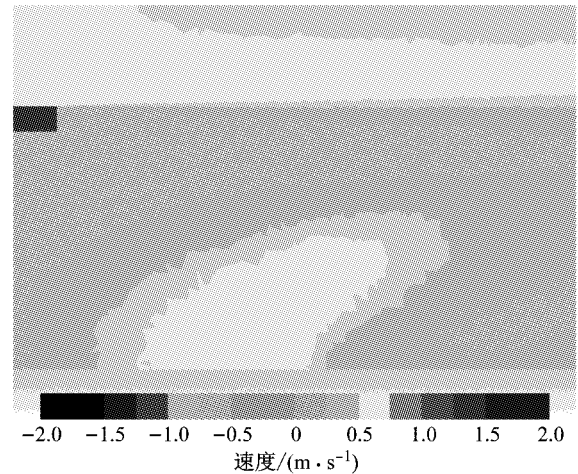


图3 距地面1.1 m剖面 $z$ 方向速度分布

Fig.3 Velocity of  $z$  direction distribution at altitude 1.1 m plane

乎没有流动。

综上所述,可以认为在研究的高度范围内射流速度场是二维的。

#### 1.1.3 剪切层内外边界确定

理论上,射流剪切层的内、外边界的速度分别与射流核心区及场外静止空气区一致。而实际上,按定义的剪切层内、外边界都比较难以确定,剪切层与势流核心区以及静止区的过度区域范围很大,且随着射流距离的变大,剪切层和过渡区域的厚度都不断增大。

为了简化模型,进一步研究声传播的结果,对剪切层内、外边界按如下方式进行直线拟合:将如图4所示喷口的内边沿与喷口径向连线的交点 $O$ 为起点作一条射线,通过调整射线的夹角改变这条射线上若干点的平均速度 $\bar{U}$ ,当 $\bar{U}=0.95U$ 时,该射线即为剪切层的内边界,当 $\bar{U}=0.1U$ 时,该射线即为剪切层的外边界; $U$ 为势流核心区的平均速度。用此方法确

定的剪切层内、外边界如图 5 中点线所示。

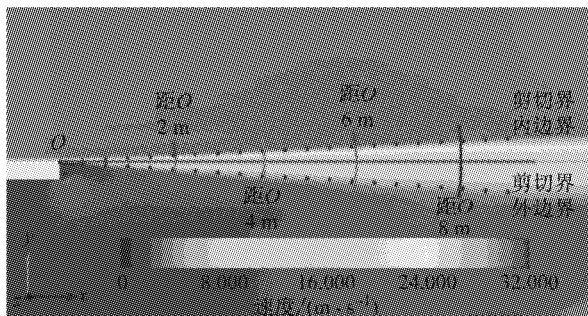


图 4 直线拟合的剪切层边界

Fig. 4 Shear layer boundary of fitting a straight line

#### 1.1.4 剪切层速度分布

通过对剪切层速度云图的观察,发现剪切层部分由内向外速度变化速率比较均匀,近似呈线性。以喷口点  $O$  为原点每间隔 2 m 做一系列穿过剪切层的圆弧,圆弧上点的流体速度如图 5 所示。

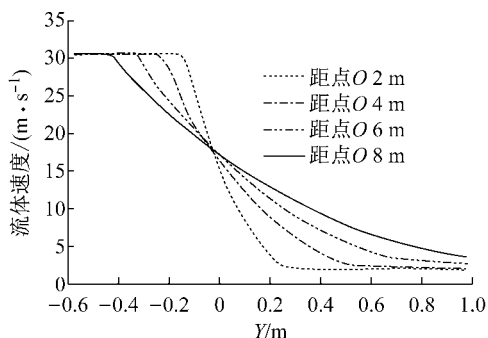


图 5 剪切层区域沿弧由内至外速度分布

Fig. 5 Velocity distributions of different arcs in shear layer region

从图 5 可以看出在很大一部分区域,速度是近似线性下降的。对图 6 中的剪切层内部点进行线性拟合,得到可决系数  $R^2$ 。如表 1 所示,  $R^2$  均大于 0.9, 证明速度变化接近线性。

表 1 弧线上线性拟合可决系数

Tab.1 Linear fitting of determination coefficient on arcs

弧线点与点 $O$ 距离/m	2	4	6	8
可决系数 $R^2$	0.967	0.960	0.938	0.952

#### 1.2 均变分层剪切层速度模型

根据 1.1, 将射流剪切层进行如下的简化:

(1) 整个剪切层是个小角度扇形, 其顶点是喷口的内边沿与喷口径向连线的交点  $O$ , 扇形两边的夹角为  $\alpha$ , 扇形的外弧边在不需要考虑的远处。

(2) 剪切层内边的速度为射流速度  $U$ , 外边的速度为零; 剪切层内速度按角度均匀渐变, 即任意以  $O$

为圆心的弧上的速度在剪切层内部都是由内向外线性递减的。

根据以上条件, 如图 6 所示将整个剪切层从定点按角均分为  $n$  层, 为方便表述, 将势流核心区作为第 0 层, 静止空气区为第  $n+1$  层,  $L_k$  为第  $k$  层的外边界。当  $n$  较大时, 每一层内的速度变化很小。假设在每一层内速度是均匀的, 第  $k$  层内的速度  $U_k$  如下:

$$U_k = U(n+1-k)/(n+1) \quad (1)$$

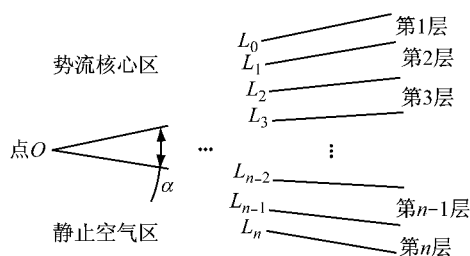


图 6 均分为  $n$  层的剪切层速度模型

Fig. 6 Velocity model of shear layer stratified to  $n$  plies

## 2 声传播模型

#### 2.1 射流几何声学模型

几何声学是用声波阵面的法线表示声传播的路径, 通过几何位置关系来研究声的传播过程。射流对声传播的影响主要有射流势核心区波对流引起的声传播角度改变以及剪切层对声传播方向的折射。早期的研究都是将射流剪切层简化为无限薄, 用 Snell 折射定理来求解声的折射角度。这种模型在一定程度上解决了射流内、外声传播路径的问题。但剪切层的厚度是随着流向距离不断增长的, 距离喷口越远, 剪切层的厚度越大, 用无限薄剪切层推导出的结果精度也随之变差。

图 7 是考虑剪切层厚度随距离增长的二维自由射流的声传播模型。其中方框部分表示剪切层中的声传播路径改变。

图 7 中  $S$  表示实际声源,  $S_0$  表示测量点处观测到的假定声源,  $S$  至  $S_0$  的距离即为声漂移量  $d$ ;  $A_r$  表示测量点。

$V$  表示经过声源  $S$  并与喷口垂直的一条直线, 即射流的流动方向;  $L$  表示以喷口内边为起点, 与  $V$  平行的一条射线, 即为无限薄剪切层模型中的剪切层;  $L$  将  $\alpha$  分为  $\alpha_1$  和  $\alpha_2$  内、外两部分;  $L_0$  和  $L_n$  分别为扇形的剪切层的内、外边界。

$x_s$  表示声源到喷口的轴向距离,  $y_s$  表示声源到

喷口内边的横向距离。

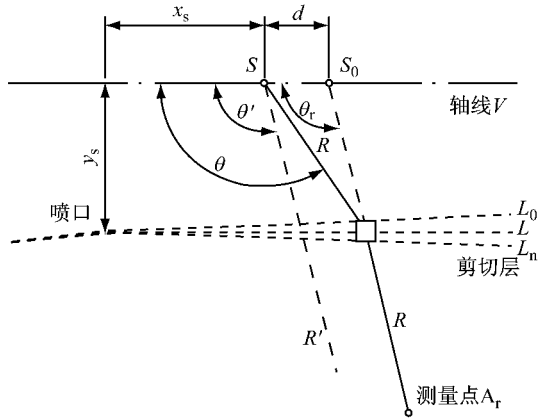


图7 剪切层厚度增长的射流几何声传播模型

Fig. 7 Geometrical acoustics model of jet-flow with increasing thickness shear layer

$R'$ 表示声在静止空气中传播经过的路径,  $\theta'$ 表示  $R'$ 和  $V$ 的夹角。

$R$ 表示声实际传播经过的路径。在流场内, 由于射流的存在, 声的传播方向会向射流的流动方向偏转一定的角度,  $\theta$ 表示  $R$ 在流场内与  $V$ 的夹角; 声经过剪切层时, 由于剪切层的作用会产生折射,  $\theta_r$ 表示  $R$ 与  $V$ 的夹角。

## 2.2 声在不同速度流场层之间的传播

在已有流场速度分层模型的条件下, 声传播模型还需要考虑流体速度对声传播的影响。以下对不同流体速度层之间的声传播关系进行推导。如图8所示, 无限薄的速度剪切层  $L_1$  两边有不同速度  $U_1$  和  $U_2$  的流动,  $\theta'_1$  和  $\theta'_2$  分别表示各自区域内流体速度为零时声传播的角度,  $c_1$  和  $c_2$  表示剪切层两边的固有声速,  $\theta_1, \theta_2$  及  $R_1, R_2$  表示声实际传播经过的角度及方向矢量,  $U_s$  表示沿剪切层方向的声波传播速度。

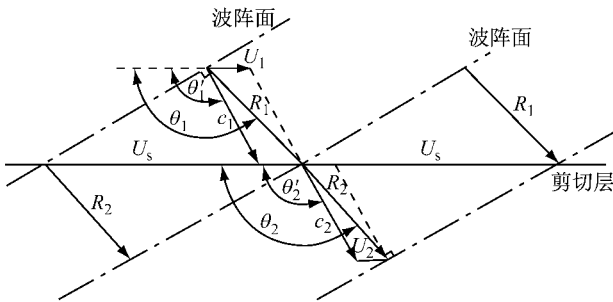


图8 声经过不同马赫数流动介质的折射关系

Fig. 8 Refraction of sound through layers with different Mach numbers

根据 Snell 定理, 波经过两种不同介质的边界时, 沿边界方向声传播的速度是连续的。沿着边界方

向的声波速度  $U_s$  由介质内的流体速度  $U$  和固有声速在边界上的分量  $\frac{c}{\cos \theta'}$  组成, 两个速度层中  $U_s$  应当是相等的。由此可得

$$U_1 - \frac{c_1}{\cos \theta'_1} = U_2 - \frac{c_2}{\cos \theta'_2}$$

在相同介质低马赫数情况下, 可以认为流体中的固有声速与静止空气中的声速  $c$  相等, 即  $c_1 = c_2 = c$ 。

将等式两边同时除以  $c$ , 用  $k$  和  $k+1$  替代 1 和 2, 得到声在穿过两个不同马赫数流动边界的静态传播角关系, 其中  $M_k$  为  $k$  层中的马赫数。

$$\frac{1}{\cos \theta'_k} - \frac{1}{\cos \theta'_{k+1}} = M_k - M_{k+1} \quad (2)$$

第  $k$  层中实际传播角  $\theta_k$  与静态传播角  $\theta'_k$  的关系可以用波对流关系式给出, 即

$$\theta_k = \tan^{-1} \frac{\sin \theta'_k}{\cos \theta'_k - M_k} \quad (3)$$

## 2.3 分层模型中声传播

声在通过图7所示的剪切层过程如图9所示, 其中  $L_k$  为第  $k$  层的外边界,  $P_k(x_k, y_k)$  为声实际传播路径与  $L_k$  的交点, 虚线表示的是与射流流动方向  $V$  平行的一系列法线,  $\theta_k$  为  $k$  层中虚线与实际声传播路径的夹角即实际传播角。

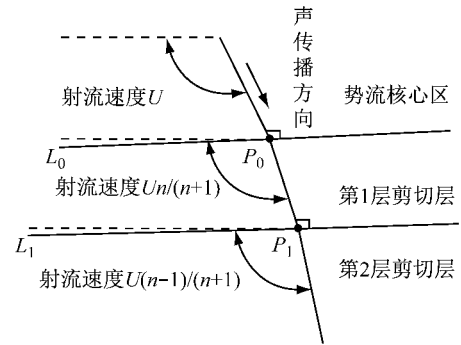


图9 声在多个速度层的传播

Fig. 9 Sound propagation in multi-speed-layers

### 2.3.1 实际传播角

已知势流核心区速度  $U$ , 将剪切层分为  $n$  层, 用式(1)求解每层内的速度, 从势流核心区 ( $k=0$ ) 开始,  $\theta'_0$  即为势流核心区静态传播角  $\theta'$ , 用式(2)递推求解每一层中静态传播角  $\theta'_k$ , 再用式(3)分别得出实际传播角  $\theta_k$ 。

值得注意的是, 递推过程第  $k$  层中静态传播角  $\theta'_k$  与势流核心区静态传播角  $\theta'_0$  有如下关系:

$$\frac{1}{\cos \theta'_0} - \frac{1}{\cos \theta'_k} = M_0 - M_k$$

即不管将剪切层如何分层,  $\theta'_k$  只与  $\theta'_0$  以及两者

的马赫数之差有关系,当  $k=n+1$  时表示进入静止空气层,  $M_{n+1}=0$ ,可表述为

$$\frac{1}{\cos \theta'_0} - \frac{1}{\cos \theta'_{n+1}} = M$$

而  $\theta_{n+1}$  与  $\theta'_{n+1}$  的关系仍然可用公式(3)求解,最终得到流场外静止空气区传播角度  $\theta_{n+1}$  与分层数  $n$  无关,且与用单层无限薄模型的流场外静止空气区传播角度  $\theta_r$  是相等的。

### 2.3.2 路径点坐标

已知剪切层内、外夹角  $\alpha_1, \alpha_2$ ,以扇形剪切层定点  $O$  为整个声传播模型坐标的原点,定义声传播路径与每一层速度边界  $L_k$  的交点为  $P_k(x_k, y_k)$ ,其极坐标为  $P_k(\rho_k, \beta_k)$ ,从图 10 的关系可得

$$\rho_{k+1} = \frac{\rho_k \sin\left(\frac{\pi}{2} + \beta_{k+1}\right)}{\sin\left(\frac{\pi}{2} - \beta_{k+1} - \alpha/n\right)} \quad (4)$$

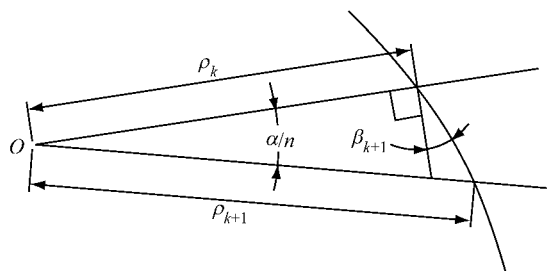


图 10 极坐标下  $\rho_k$  与  $\rho_{k+1}$  的几何关系

Fig.10  $\rho_k$  versus  $\rho_{k+1}$  in polar coordinates

从模型定义

$$\beta_{k+1} = \beta_k - \alpha/n \quad (5)$$

剪切层声入射初始点  $P_0(x_0, y_0)$  坐标可根据图 1 中的位置关系用如下两个关系式求解,其中  $S(x_s, y_s)$  为声源点的坐标。

$$\tan \alpha_1 = y_0/x_0$$

$$\tan(\theta - \pi/2) = (x_0 - x_s)/(y_s - y_0)$$

得到  $P_0$  坐标后,可用式(4),(5)递推得到  $P_k$  的坐标。

## 3 模型验证

### 3.1 分层数影响

本文模型对剪切层可任意分层.图 11 是该模型中两种声源距喷口距离(即剪切层厚度)在不同剪切层分层数  $n$  下的声漂移量的曲线。

由图 11 可知,  $n$  与计算得到的漂移量  $d'$  的关系类似一条对数曲线,  $n$  较小时,声漂移量随着  $n$  的变大快速上升,之后变化速率逐渐变缓.分层数  $n$  大于

20 后对结果影响很小,所以本文  $n$  均取 20。

### 3.2 试验验证

#### 3.2.1 试验介绍

试验在同济大学上海地面交通工具风洞中心整车气动声学风洞中完成.该风洞是 3/4 开口回流风洞,喷口尺寸(宽×高)为 6.50 m×4.25 m;驻室尺寸为 22 m×17 m×12 m.试验段自由场空间的低频截止频率为 50 Hz,背景噪声水平在 160 km·h<sup>-1</sup> 风速下低于 61 dB(A),静压梯度小于 0.001 m<sup>-1</sup>。

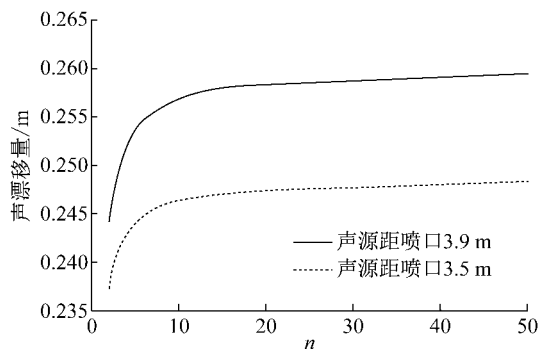


图 11 不同分层数  $n$  下的计算漂移量

Fig.11 Calculated drift distance at different plies numbers

试验所用声源为自行设计的翼型音箱发出的可控声信号。

试验中采用的测量设备为德国 Gfai 公司的 120 通道传声器阵列声源识别系统,声源识别软件为 NoiseImage 4.5.2。

风洞试验现场如图 12 所示。



图 12 风洞试验现场

Fig.12 Wind tunnel experiment

其他试验条件为:声源中心高度 1.1 m,距喷口内边距离  $y_s=2.7$  m,测量阵列正对声源中心。

#### 3.2.2 试验结果

在试验中改变喷口射流速度、声源距喷口位置,得到声源识别设备测量得到的声源位置  $S_0$  与实际声源位置即喇叭所在的位置  $S$  的坐标差,即声漂移

量 $d$ 。表2为声漂移量的试验结果与两种理论的计算结果。

表2 无限薄模型、分层模型和试验漂移量比较

Tab. 2 Comparison of drift distance of infinite thin model and stratified model relative to experiment results

距喷口 距离/m	射流速度/ ( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	漂移量 $d/\text{m}$		
		试验	无限薄单 层理论	扇形分 层理论
3.9	15	0.129	0.122	0.123
3.9	30	0.225	0.246	0.244
5.5	15	0.137	0.122	0.127
3.9	30	0.297	0.247	0.259

由表2可知,无限薄单层理论与扇形分层理论得到的声漂移量与试验值总体比较接近。图13给出这两种理论得到的漂移量与试验值的相对误差率,即(理论值-试验值)/理论值,以比较两种理论的精度。

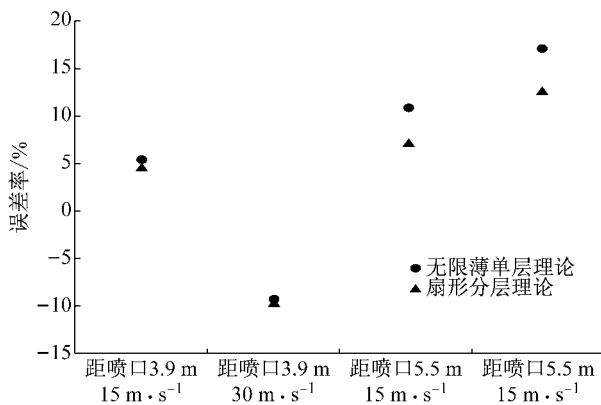


图13 无限薄模型和分层模型相对试验值误差率

Fig.13 Error rate of infinite thin model and stratified model relative to experiment results

结果显示,低速、声源距离喷口较近的情况下,无限薄单层理论与带夹角分层理论与试验值的误差都较小,两者的误差率十分接近;随着射流速度和距喷口距离增大,用理论计算得到的误差都随之变大,风速 $30 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 、距喷口 $5.5 \text{ m}$ 的情况下,扇形分层理论的误差仅为无限薄单层理论的71%,准确度提高明显。

## 4 结论

本文利用数值仿真手段对射流剪切层内的速度

分布特征进行研究,在此基础上,建立了扇形分层剪切层模型,利用几何声学方法推导了剪切层对声漂移量的影响,并利用风洞试验进行了验证。数值计算结果显示,射流剪切层的速度分布呈一个扇形状由内向外速度逐渐降低且在剪切层内大部分区域速度变化是接近线性的。本文提出了一种相比无限薄单层模型与实际情况更为接近的均变分层扇形剪切层速度模型,并在此速度模型基础上用几何声学推导声传播模型。分层模型相比无限薄单层模型,并不改变声波穿过剪切层过程中折射的角度,其影响主要在声传播路径点的坐标发生了变化。预测声漂移量随着模型分层数增大而上升,变化速率逐渐降低。实验证明均变分层剪切层扇形声传播模型相对传统的无限薄单层模型能提高声漂移量的预测精度,尤其在高速射流速度、剪切层厚度较大的情况下,效果显著。

## 参考文献:

- [1] AMIET R K. Refraction of sound by a shear layer [J]. Journal of Sound & Vibration, 1978, 58(4):467.
- [2] AMIET R K. Correction of open jet wind tunnel measurements for shear layer refraction [C] // AIAA Conference on the Exploration of the Outer Planets. New York: AIAA, 1975:75-532.
- [3] MURLLER T J. Aero-acoustic measurement [M]. Berlin: Springer, 2002.
- [4] Balsa T F. Refraction and shielding of sound from a source in a jet [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1976, 76(6):443.
- [5] SCHLINKER R H, AMIET R K. Refraction and scattering of sound by a shear layer [J]. Journal of the Acoustical Society of America, 1981, 70(6):1797.
- [6] 贾青,杨志刚. 不同收集口角度下模型风洞试验段流场的数值模拟与实验研究[J]. 实验流体力学, 2007, 21(1):93.  
JIA Qing, YANG Zhigang. Simulation and test research for a model wind tunnel test section at different collector angles [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2007, 21(1): 93
- [7] 贾青,杨志刚,李启良. 汽车风洞试验段流场的试验研究[J]. 实验流体力学, 2011, 25(6):33.  
JIA Qing, YANG Zhigang, LI Qiliang. Test research of the flow field inside the test section of the automotive wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(6):33.
- [8] 刘沛清. 自由紊动射流[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 1998.  
LIU Peiqing. Free turbulent jet [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1998.