

基于简化射线模型的剪切层相位修正方法

张 军, 陈 鹏, 张俊龙, 卢翔宇

(中国空气动力研究与发展中心 气动噪声控制重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 给出了基于简化射线模型的三维有限厚度风洞剪切层相位修正方法, 利用数值模拟结果对该方法的物理依据进行了解释, 并将其与传统的 Amiet 方法和平均马赫数法进行了对比研究, 通过风洞试验对简化射线法的有效性进行了验证, 最后给出了简化射线法对空间弯曲的剪切层的相位修正方法。结果表明: 在来流马赫数小于等于 0.3、测量角在 $40^{\circ} \sim 140^{\circ}$ 的范围内, 当声源和传声器在同一个平面内时, 对于风洞剪切层引起声波相位畸变修正, 简化射线法、平均马赫数法和 Amiet 方法之间没有明显的差别, 三种方法之间的相对误差小于 1%。

关 键 词: 简化射线模型; 剪切层相位修正; 传声器阵列; 声源定位; 空间弯曲剪切层

中图分类号: V211.74; O43

文献标志码: A

A shear layer phase shift correction method based on simplified ray model

ZHANG Jun, CHEN Peng, ZHANG Junlong, LU Xiangyu

(Key Laboratory of Aerodynamic Noise Control,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: A shear layer phase shift correction method for three-dimensional finite thickness wind tunnel based on simplified ray model was presented. And its physical basis was explained with the help of numerical simulation. A comparison of the simplified ray model with Amiet's method and average Mach number method was given. The presented simplified shear layer correction method was validated experimentally using a microphone array to localize an inflow source. Lastly, the curved shear layer phase shift correction method using the simplified ray method was given. It was found that if inflow Mach number was less than and equal to 0.3 and measurement angle ranged from 40° to 140° , when the source and microphones were on the same plane, the difference between the three correction methods was less than 1%.

Key words: simplified ray model; shear layer phase shift correction; microphone array; source location; curved shear layer

气动噪声试验一般在声学风洞开口试验段进行, 试验过程中通常把模型放置在气流内部, 传声器(或阵列)放置在气流外部, 这样可以消除气流-

传声器相互作用产生的自噪声, 从而达到提高信噪比的目的。但是声波在到达气流外部传声器之前需要穿过射流剪切层, 剪切层内部存在的速度

收稿日期: 2017-06-20

基金项目: 国家自然科学基金(11504417)

作者简介: 张军(1983-), 男, 助理研究员, 博士, 主要从事气动噪声产生机理与控制方法研究。E-mail: jzhang@nudt.edu.cn

引用格式: 张军, 陈鹏, 张俊龙, 等. 基于简化射线模型的剪切层相位修正方法[J]. 航空动力学报, 2018, 33(10): 2458-2464. ZHANG Jun, CHEN Peng, ZHANG Junlong, et al. A shear layer phase shift correction method based on simplified ray model[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(10): 2458-2464.

梯度将使得声波产生折射,同时在运动气流中声波还将受到对流效应的影响。因此在对流、折射效应的作用下,声波的传播路径会产生弯折,使得实际的声源—传声器传播延迟时间与静止介质中的不同。声学风洞中的噪声源定位通常使用波束形成算法,声源定位的准确性依赖于由声波相位确定的聚焦向量^[1-2]。因此需要根据风洞剪切层的特点发展相应修正方法才能快速可靠地得到噪声源位置信息。

Amiet^[3-4]将剪切层等效为无限薄的涡流面,根据几何声学原理得到了剪切层相位修正公式。在声波波长远小于风洞喷口尺寸的条件下(高频声波),该方法得到了 Ahjua 的试验验证^[5]。由于 Amiet 将声源位置限定在风洞射流中心线上,为了突破这个限制条件,Morfe 等人^[6-7]利用射线法得到了偏离射流中心线声源的剪切层修正公式,但是其推导过程繁琐,修正公式的表达形式复杂。假设剪切层内部的速度分布是线性的,王毅刚等人^[8]得到了剪切层为有限厚度条件下的修正公式,利用该公式对高速列车噪声源的声漂移量进行了计算。Ewert 等人^[9-10]提出了基于计算气动声学(CAA)的修正方法,先利用 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)方法得到剪切层的非均匀流场,再通过求解线化欧拉方程(LEE)得到穿过剪切层后的畸变声场。Jiao 等人^[11]利用 CAA 方法计算了声波穿过矩形喷口剪切层的相位和幅值变化,研究发现安装模型后剪切层的沿流向的弯曲对修正结果有重要影响。CAA 方法的计算精度比几何声学方法高,且不受声波频率的限制,但是需要消耗极大的计算资源,从而不适合在波束形成算法中使用。

本文根据惠更斯原理给出了基于简化射线模型的三维有限厚度剪切层相位修正方法,全文的组织结构如下:第 1 节对传声器阵列波束形成算法进行了简要回顾;第 2 节给出了基于简化射线模型的剪切层相位修正公式,并通过具体算例将简化射线法与平均马赫数法和 Amiet 方法进行了对比研究;第 3 节通过风洞试验对本文提出的方法进行了验证;第 4 节给出了简化射线法对空间弯曲剪切层的相位修正方法。

1 波束形成算法

波束形成算法是一种空间谱估计方法,主要用来获取噪声源的空间位置、强度等信息。风洞中的噪声源定位需要使用传声器阵列,在数据处

理时首先根据各通道采集的时域声压数据生成互谱矩阵(cross spectrum matrix, CSM)。具体计算时,先将每个通道的信号数据分块(以减小随机噪声的影响),然后采用快速傅里叶变换将时域数据转换为频域数据。传声器阵列的互谱矩阵可以表示为

$$\hat{\mathbf{G}} = \begin{bmatrix} G_{11} & G_{12} & \cdots & G_{1N} \\ \vdots & G_{22} & & \vdots \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{N1} & G_{N2} & \cdots & G_{NN} \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中 N 为阵列传声器的数量,互谱矩阵 $\hat{\mathbf{G}}$ 为 Hermite 型矩阵, $G_{m'}$ 可以表示为

$$G_{m'}(f) = \frac{2}{KW_s T_b} \sum_{k=1}^K [P_{nk}^*(f) P_{n'k}(f)] \quad (2)$$

式中 K 为传声器阵列数据分块数, T_b 为数据块大小; $P_{n'k}(f)$ 表示第 n' 个传声器第 k 段数据块的频域信号, W_s 为频谱分析的加窗幅值恢复系数。上标 $*$ 号表示复共轭。互谱矩阵 $\hat{\mathbf{G}}$ 的下三角元素与上三角元素复共轭相等。对于空间任意一点,阵列的聚焦向量定义为 $\mathbf{g} = [g_1, g_2, \cdots, g_N]^T$,其中 $g_n (n=1, 2, \cdots, N)$ 为均匀流中单位强度单极子声源的解,即

$$g_n = \frac{-\exp[-i2\pi f \Delta t_d(\mathbf{x}_n, \boldsymbol{\xi})]}{4\pi \sqrt{[\mathbf{Ma} \cdot (\mathbf{x}_n - \boldsymbol{\xi})]^2 + \beta^2 \|\mathbf{x}_n - \boldsymbol{\xi}\|_2^2}} \quad (3)$$

其中 f 为声波的频率, Δt_d 为从声源到传声器的声传播延迟时间。 $\mathbf{x}_n$ 为传声器位置向量, $\boldsymbol{\xi}$ 为扫描点位置向量, $\mathbf{Ma}$ 为来流马赫数, $\beta^2 = 1 - |\mathbf{Ma}|^2$ 为常数。由互谱矩阵和聚焦向量可以得到传声器阵列的自功率谱:

$$A = \frac{\mathbf{g}^* \hat{\mathbf{G}}_0 \mathbf{g}}{\|\mathbf{g}\|_2^4} \quad (4)$$

为了减小背景噪声的影响,通常将互谱矩阵的对角线元素置零,得到矩阵 $\hat{\mathbf{G}}_0$ 。根据式(4)就可以得到试验模型的噪声源图。在开口风洞试验条件下,声源到传声器传播延迟时间 Δt_d 受到剪切层折射的影响,需要根据适当的方法进行修正。

2 剪切层相位修正方法

在声学理论的范畴内,剪切层相位修正方法主要分为两大类,即基于波动声学的修正方法和基于几何声学的修正方法。基于波动声学的修正方法(例如 Lilley 方程)不受声波频率限制,计算精度高,但是计算量大、编程实现比较困难。在工程应用上,对于高频声波,基于几何声学的修正方

法已有足够的精度^[4],并且容易集成到波束形成算法中。

2.1 Amiet 方法和平均马赫数法

如图 1 所示,风洞核心射流与周围的静止空气之间存在剪切层,假设声源位于射流中心线上, θ' 为声波的初始发射角,即声波的传播方向与来流方向的夹角。在静止空气条件下,声波将按照路径 1 传播。路径 2 为声源—传声器之间的连线, θ_n 为测量角。在核心射流和剪切层的共同作用下,实际声线将按照路径 3 传播并达到传声器位置 n 处, θ 为对流角, θ_0 为折射角。 R_t 表示风洞的喷口的半宽, R_n 为声源—传声器之间的测量距离。根据图中的几何关系、对流关系和声波折射的 Snell 定律,Amiet^[3-4]得到了如下的角度修正关系:

$$R_n \cos \theta_n = R_t \cot \theta + (R_n \sin \theta - R_t) \cos \theta_0 \quad (5)$$

$$\tan \theta = \frac{\sin \theta'}{\cos \theta' - Ma} \quad (6)$$

$$Ma = \frac{1}{\cos \theta'} - \frac{c_0/c_t}{\cos \theta_0} \quad (7)$$

式(7)中 c_0 和 c_t 为别为射流内部和外部的声速, $Ma=U/c_0$ 为来流马赫数, U 为来流速度。式(5)~式(7)组成了关于 $\cos \theta'$ 、 $\cos \theta$ 和 $\cos \theta_0$ 的非线性方程组,可用牛顿迭代法求解。然后,根据图 1 计算声波从声源到传声器的传播延迟时间:

$$\Delta t_d = \frac{R_t}{\sin \theta'} + \frac{(R_n \sin \theta_n - R_t)}{\sin \theta_0} \quad (8)$$

Amiet 方法假设剪切层为以喷口半宽为半径的无限薄柱面。对于方形喷口(例如 FL-17 风洞),Amiet 方法显然与实际情况不符。

假设整个测量空间充满平均马赫数^[12]

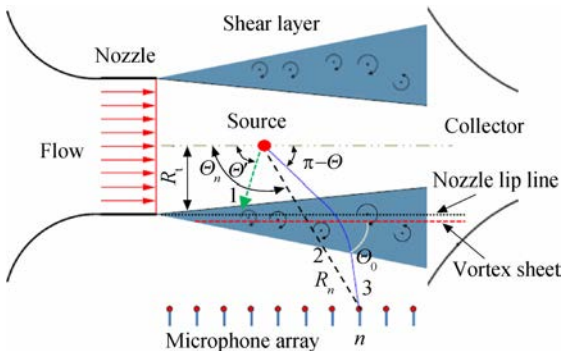


图 1 剪切层相位修正的几何示意图

Fig. 1 Schematic of shear layer phase shift correction

$$Ma_{avg} = Ma \cdot \frac{z_2 - z_1}{z_2} \quad (9)$$

可以确定声源—传声器传播延迟时间, z_1 为剪切层到传声器的距离, z_2 为声源到传声器的垂直距离。

$$\Delta t_d = \frac{R' - Ma_{avg} \cdot (x_n - x_s)}{c_0 \beta^2} \quad (10)$$

$$R' = \sqrt{\|x_n - x_s\|_2^2 \cdot \beta^2 + [Ma_{avg} \cdot (x_n - x_s)]^2} \quad (11)$$

其中 $\beta^2 = 1 - |Ma_{avg}|^2$, $\| \cdot \|_2$ 表示距离的 2 范数。

2.2 简化射线法

如图 2 所示,根据惠更斯原理,声波在下一时刻的波阵面由上一时刻的波阵面上发出的子波的包络面构成。经过时间 t_1 后,声线由声源位置 x_s 到达剪切层位置 x_0 处。声波的波阵面到达剪切层后,在其界面上产生了一系列子波,剪切层外部的声波波阵面由这些子波的包络面构成^[13]。经过时间 t_2 后,声线到达测量点 x_n 。

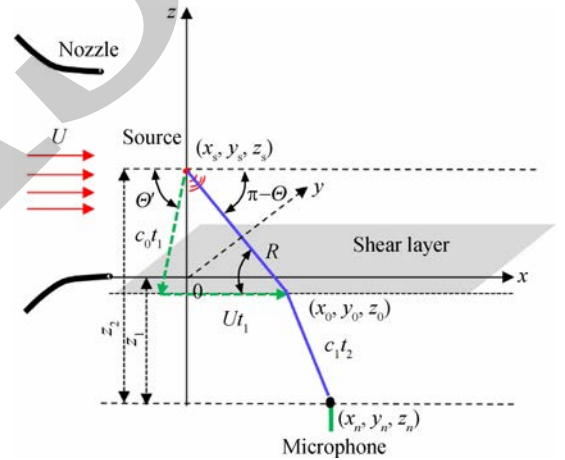


图 2 基于简化射线模型的延迟时间计算几何示意图
Fig. 2 Schematic of delay time calculation based on simplified ray method

根据图上的几何关系,可以得到

$$(c_0 t_1)^2 = R^2 + (U t_1)^2 - 2 R U t_1 \cos(\pi - \theta) \quad (12)$$

$$R \sin\left(\theta - \frac{\pi}{2}\right) = x_0 - x_s \quad (13)$$

$$R = \|x_0 - x_s\|_2 =$$

$$\sqrt{(x_0 - x_s)^2 + (y_0 - y_s)^2 + \left[-\frac{\delta_x(x_0)}{2} - z_s\right]^2} \quad (14)$$

假设风洞剪切层为有限厚度,根据湍流边界

层理论剪切层厚度 δ_x 与轴向距离(向下游为正)之间满足如下关系^[14]

$$\delta_x(x) = \frac{6}{\sqrt{2\pi}} \cdot \frac{x}{\sigma} \quad (15)$$

式中 x 为离开风洞喷口的轴向距离, σ 为风洞射流的扩散率参数($9 \leq \sigma \leq 13.5$)^[14], 其值可以通过试验确定。联立求解式(12)~式(14)得到

$$t_1 = \frac{1}{c_0 \beta} \left[\frac{\mathbf{Ma} \cdot (\mathbf{x}_s - \mathbf{x}_0)}{\beta} + \sqrt{\|\mathbf{x}_s - \mathbf{x}_0\|_2^2 + \frac{[\mathbf{Ma} \cdot (\mathbf{x}_s - \mathbf{x}_0)]^2}{\beta^2}} \right] \quad (16)$$

显然, 在射流外部有

$$t_2 = \frac{1}{c_0} \|\mathbf{x}_n - \mathbf{x}_0\|_2 \quad (17)$$

声线从射流内的声源位置到射流外的传声器位置的总的传播时间 $t = t_1 + t_2$ 。显然, t 是关于声线与剪切层交点 (x_0, y_0) 的二元函数。根据费马原理, 在两点之间, 声线的传播满足距离最短路径原则。从而声源—传声器延迟时间的计算转化为一个最优化问题, 即求解下式的最小值:

$$\Delta t_d = \min_{-\infty < x_0, y_0 < \infty} \{t_1 + t_2\} \quad (18)$$

式(18)可以用全局牛顿法求解。

2.3 COMSOL 数值模拟

为了深入认识简化射线法所表达的物理原理, 下文利用有限元软件 COMSOL 对非均匀流场中点源传播过程进行数值模拟。计算采用声学模块中的对流波动方程:

$$\nabla^2 p - \frac{1}{c^2} \cdot \frac{d^2 p}{dt^2} = \frac{\partial q}{\partial t} \quad (19)$$

式中 p 为声压, c 为声速, q 为声源强度。

将初始条件设置为

$$\begin{bmatrix} p \\ u \\ v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \\ \gamma x \\ \gamma y \end{bmatrix} e^{-\alpha(x^2+y^2)} \quad (20)$$

选取声源参数 $\alpha = \ln(2)/9$, $\gamma = 0.04$ 。

首先建立几何模型, 计算区域为矩形, 采用无量纲参数, 长度 $x=200$, 宽度 $y=100$ 。在核心射流区域($-30 \sim 30$), 射流的速度为 U_0 。剪切层位于 $y=-30$ 和 $y=30$ 处, 为无限薄的涡流面。在剪切层的内侧和外侧, 气流的速度分别为 U 和 0 。设置声源为区域点源, 通过初始条件式(20)给出。计算时间从 $t=0$ s 到 $t=50$ s。

图 3 给出了不同时刻的声压云图(单位: Pa)。根据计算结果, 在剪切层位置处, 产生了一系列新的声源(子波)。在剪切层外的静止流场中

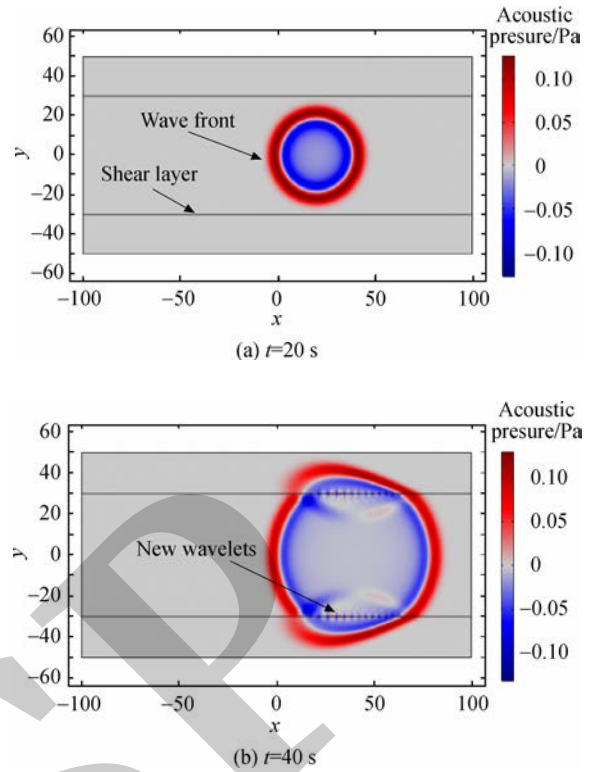


图 3 点源在非均匀流场中的传播过程

Fig. 3 Propagation of spherical wave in a plug flow field

接收到的二次声场可视为由这些子波发出的。显然, 计算结果是符合声波传播的惠更斯原理的。根据惠更斯原理, 下一个波阵面可视为上一个波阵面上发出的所有子波的叠加结果^[13]。因此简化射线法具有充分的物理依据。

2.4 简化射线法与其他两种方法的对比

假设声源位于 $5.5 \text{ m} \times 4 \text{ m}$ 声学风洞(CARDC FL-17)的喷口中心线上, 远场传声器与声源在同一个水平面上, 以喷口中心点为原点, 向下游方向为正。点声源位于 $(5, 0) \text{ m}$, 远场传声器的 x 坐标在 -2.7 m 到 12.7 m 之间变化, 对应测量角的变化范围: $40^\circ \leq \theta_n \leq 140^\circ$, y 坐标为 6.5 m 。风洞喷口半宽为 2.75 m , 声速 $c_0 = 343 \text{ m/s}$ 。在低速风洞的常用风速范围内($Ma \leq 0.3$), 根据上文所提到的理论修正方法对从声源到传声器声传播延迟时间 Δt_d 进行计算。为便于分析, 计算结果用声传播距离($c_0 \Delta t_d$)来显示, 如图 4 所示。

图 4(a)表示来流马赫数 $Ma=0.2$ 时不同测量角下的延迟时间对应的声传播距离, 但是这并不是实际的声线传播距离(射流内的声传播速度叠加了来流速度)。可以看出, 三种修正方法给出的结果几乎重合。由于难以从曲线上直观地看出不同修正方法之间的精度差别, 本文以 Amiet 方

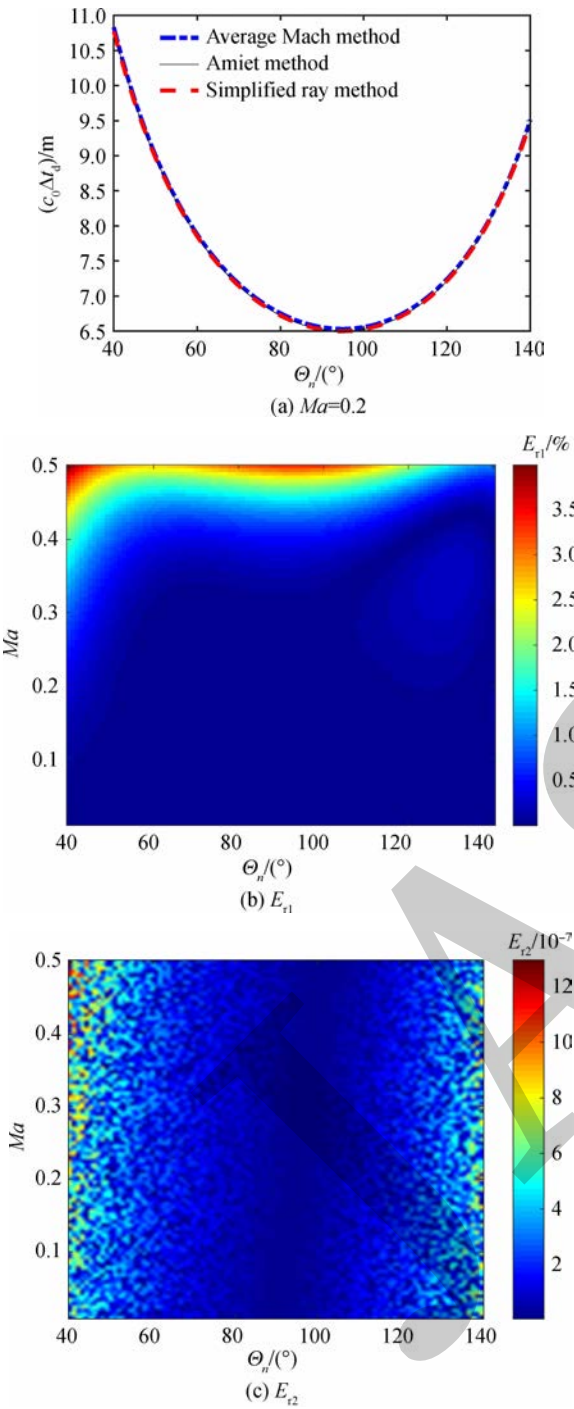


图 4 三种剪切层相位修正方法的结果对比
Fig. 4 Comparison of three shear layer phase correction method results

法为参考定义不同修正方法之间的相对误差为

$$E_{ri} = \frac{|\Delta t_i - \Delta t_{Amiet}|}{\Delta t_{Amiet}} \times 100\% \quad (21)$$

式(20)中, Δt_{Amiet} 表示 Amiet 方法给出的结果, Δt_i 为其他方法的结果, $i=1$ 代表平均马赫数法, $i=2$ 代表简化射线法。可以看出, 在来流马赫数 $Ma \leq 0.3$, 测量角 $40^\circ \leq \Theta_n \leq 140^\circ$ 的范围内, 平均马赫数法和 Amiet 方法之间差别小于 1%; 简化射线法

和 Amiet 方法之间几乎没有差别。由于简化射线法可应用于风洞安装模型后造成的空间弯曲剪切层相位修正(后文将进行论述), 因此其适用性将比其他两种方法更广。

3 风洞试验验证

为了验证基于简化射线法的剪切层相位修正方法的正确性, 在 $0.55\text{ m} \times 0.4\text{ m}$ 研究型声学风洞中进行了试验研究^[15](见图 5)。内流参考声源放置在射流中心线上, 声源内部安装了一个小型扬声器, 功率为 5 W, 带有音量控制单元, 发生频率为 $100 \sim 20000\text{ Hz}$, 性噪比大于 85 dB, 失真度小于 0.1%。参考声源外部带有整流罩, 整流罩一面开有 $5\text{ cm} \times 3\text{ cm}$ 的窗口, 表面采用穿孔金属网覆盖, 在保证透声的同时, 避免气流对声源的干扰。用一个 39 阵元的多臂螺旋形阵列 (GRAS 40PH) 识别噪声源的位置, 阵列等效直径为 0.72 m。在声学测量之前用 30 通道的总压耙测量平均流速, 以便计算剪切层速度剖面 and 厚度 (δ_x)。阵列数据使用第 1 节给出的常规波束形成算法进行处理, 用第 2 节的方法对剪切层折射效应引起的相位改变进行修正。

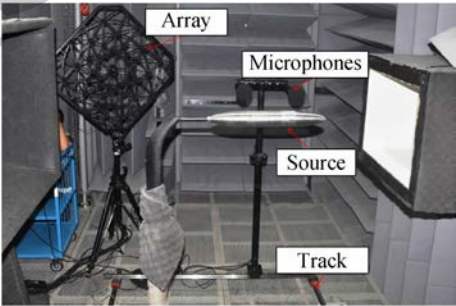


图 5 剪切层相位修正风洞试验测量系统^[15]
Fig. 5 Experiment system for shear layer phase shift correction^[15]

图 6 给出了参考声源的噪声源图 (单位: dB)。风速为 50 m/s, 阵列平面距离声源为 1.61 m, 距离剪切层为 1.33 m, 声源发声频率为 4 kHz, 分析频率为 4 kHz。图中“⊕”标记表示声源的真实位置。图 6(a) 表示没有进行剪切层相位修正的结果。可以看出, 在对流效应的作用下, 计算的声源位置比真实的声源位置更靠近下游。图 6(b)~图 6(d) 给出了经过平均马赫数法、Amiet 方法和简化射线法修正后的结果。根据计算结果, 三种方法都能对声源位置的漂移量进行修正, 修正结果精确到阵列的 -3 dB 分辨率范围内。在

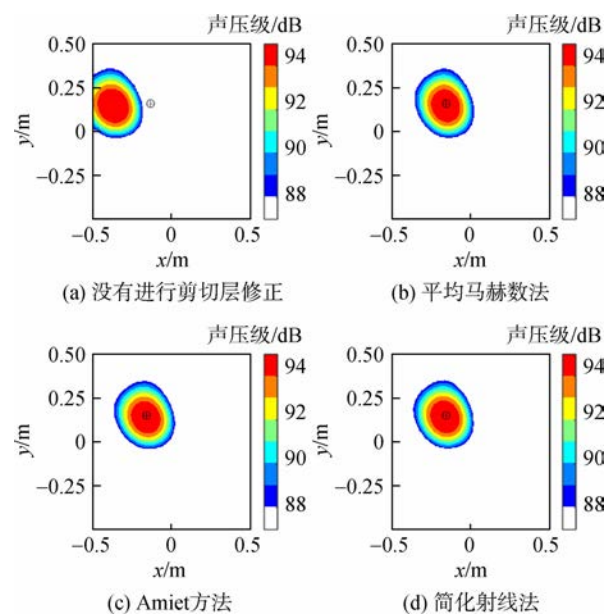


图 6 风洞噪声源定位试验结果

Fig. 6 Wind tunnel experimental results of noise source localization

计算速度方面,平均马赫数法最快,Amiet 方法次之,简化射线法最慢。由于需要利用迭代算法寻找式(18)的最小值,简化射线法比其他两种算法慢,其计算资源消耗量大约为采用二分法计算的 Amiet 方法的 4 倍。

4 空间弯曲剪切层

Humphreys 等人的研究指出^[16],当小风洞安装翼型等试验模型后,在下洗流场的作用下剪切层的半速度剖面是弯曲的,这显然与自由射流条件下的情况不同。空间弯曲剪切层的位置需要先五孔探针等设备测量模型两侧的速度场,并将半峰值速度点的位置定义为剪切层的位置,最后通过曲线拟合得到三维剪切层。本文的简化射线法可以对空间弯曲剪切层条件下的声源—传声器传播延迟时间进行计算。对于弯曲剪切层,假设 y_0 与 x_0 之间的关系为: $y_0 = x_0^{1/3} + R_t$ 。其他计算参数与第 2.4 节相同。在平面剪切层和空间弯曲剪切层两种条件下,声源—传声器传播延迟时间的计算结果如图 7 所示。

由图 7 可见,在相同的状态下,弯曲剪切层与直剪切层之间的修正结果有明显差别。除声波垂直入射的情况之外,在弯曲剪切层偏离传声器的那一侧,前者的传播延迟时间比后者大,而且随着来流马赫数的增加,两者之间的差值增大。在弯曲剪切层偏向传声器的那一侧,弯曲剪切层的声源—传声器传播延迟时间比直剪切层的更小。由

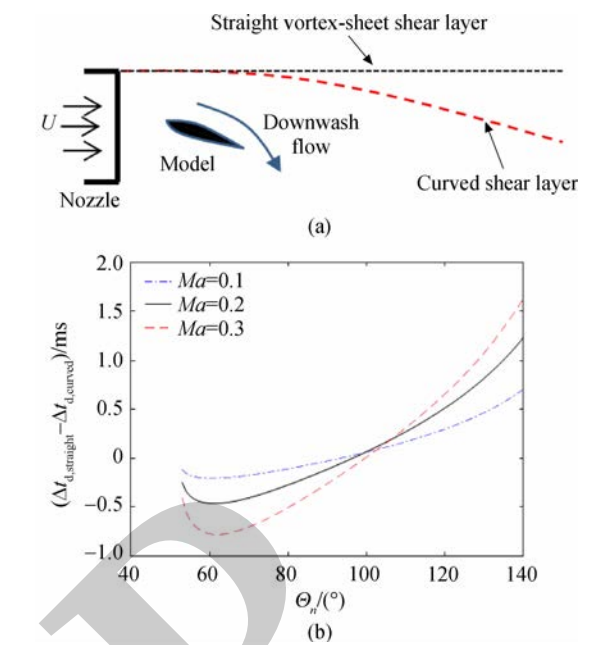


图 7 简化射线法对直/弯曲剪切层的延迟时间计算差值

Fig. 7 Delay time difference of straight/curved shear layer given by simplified ray method

于 Amiet 方法和平均马赫数法均假设剪切层为平面形状,故无法对弯曲剪切层进行修正。由此可见,在剪切层弯曲的条件下使用基于平面剪切层假设的 Amiet 方法或平均马赫数法必然有较大误差。

5 结 论

本文首先给出了基于简化射线模型的三维剪切层相位修正方法,该方法具有数学形式简单、物理意义明确的特点。简化射线法与传统的 Amiet 方法和平均马赫数法的对比研究表明:在来流马赫数 $Ma \leq 0.3$,测量角 $40^\circ \leq \Theta_n \leq 140^\circ$ 的条件下,简化射线法与平均马赫数法和 Amiet 方法对声波相位的修正精度相当,三种方法之间的相对误差小于 1%。其次进行了声源定位风洞试验,给出了典型状态下经过不同修正方法得到的噪声源图,验证了简化射线法的正确性。

最后给出了简化射线法对空间弯曲的剪切层的相位修正方法。空间弯曲剪切层更接近于真实的剪切层形态,而其他两种方法均无法应用于这种类型的剪切层相位修正。因此,简化射线法具有比 Amiet 方法和平均马赫数法更广阔的应用范围。

参考文献:

[1] 许坤波,乔渭阳,纪良,等. 尾缘锯齿结构的降噪物理机制

实验[J]. 航空动力学报, 2015, 30(2): 463-472.

XU Kunbo, QIAO Weiyang, JI Liang, et al. Experiment on noise reduction physical mechanism of serrated trailing edge structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(2): 463-472. (in Chinese)

[2] 王勋年, 李征初, 陈正武, 等. 声学风洞内气动噪声源识别定位方法研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(3): 284-290.

WANG Xunnian, LI Zhengchu, CHEN Zhengwu, et al. Researching on aerodynamic noise sources identification technology in anechoic wind tunnel[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(3): 284-290. (in Chinese)

[3] AMIET R K. Correction of open jet wind tunnel measurements for shear layer refraction[R]. AIAA 75-532, 1975.

[4] AMIET R K. Refraction of sound by a shear layer[J]. Journal of Sound and Vibration, 1978, 58(4): 467-482.

[5] AHUJA K K, TANNA H K, TESTER B J. An experimental study of transmission, reflection and scattering of sound in a free jet flight simulation facility and comparison with theory[J]. Journal of Sound and Vibration, 1981, 75(1): 51-85.

[6] MORFEY C L, TESTER B J. Noise measurements in a free jet flight simulation facility: shear layer refraction and facility-to-flight corrections[J]. Journal of Sound and Vibration, 1977, 54(1): 83-106.

[7] MORFEY C L, JOSEPH P F. Shear layer refraction corrections for off-axis sources in a jet flow[J]. Journal of Sound and Vibration, 2001, 239(4): 819-848.

[8] WANG Yigang, YANG Jiashun, JIA Qing, et al. An improved correction method for sound source drift in a jet flow and its application to a wind tunnel measurement[J]. Acta Acustica United with Acustica, 2015, 101(3): 642-649.

[9] EWERT R, KORNOW O, TESTER B J, et al. Spectral broadening of jet engine turbine tones[R]. AIAA-2008-2940, 2008.

[10] EWERT R, KORNOW O, DELFS J W, et al. A CAA based approach to tone haystacking[R]. AIAA-2009-3217, 2009.

[11] JIAO Jin, DELFS J W, DIERKE J. Towards CAA based acoustic wind tunnel corrections for realistic shear layers[R]. AIAA-2015-3278, 2015.

[12] OERLEMANS S. Detection of aeroacoustic sound sources on aircraft and wind turbines[D]. Enschede, Dutch: University of Twente, 2009.

[13] ZHANG Jun, ZENG Xinwu. A transient axial solution for the reflection of a spherical acoustic wave from a rigid parabolic reflector[J]. Acta Acustica United with Acustica, 2013, 99(6): 867-875.

[14] SULAIMAN Z. Effect of open-jet shear layers on aeroacoustic wind tunnel measurements[D]. Delft, Dutch: Delft University of Technology, 2011.

[15] 张俊龙, 李征初, 卢翔宇. 开口风洞剪切层对传声器及其阵列测量影响试验研究[J]. 实验流体力学, 2018, 32(1): 71-78.

ZHANG Junlong, LI Zhengchu, LU Xiangyu. Experiment research on the influence of open jet shear layer on microphone and microphone array measurement[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2018, 32(1): 71-78. (in Chinese)

[16] HUMPHREYS W M, BROOKS T F, HUNTER W W, et al. Design and use of microphone directional array for aeroacoustic measurements[R]. AIAA 98-0471, 1998.

(编辑: 陈 越)