

文章编号:1000-8055(2020)02-0244-08

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2020.02.003

开口风洞剪切层流场特性

倪章松¹, 张 军², 王 茂², 张俊龙²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;
2. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 给出了开口风洞剪切层厚度简化计算公式,开展了数值计算,研究了扩散率和偏移量参数对剪切层速度剖面的影响;分别在两座开口风洞中开展了实验研究,得到了剪切层速度剖面、剪切层厚度、湍流强度和湍流功率谱的变化规律,并将理论结果与实验结果进行了对比分析,结果表明:离开喷口一定距离后,剪切层的轴向速度剖面强自相似,而横向速度剖面弱自相似;剪切层的厚度沿流向位置线性增长;湍流强度值在射流核心区较小且基本稳定,在剪切层区域快速增加;剪切层湍流功率谱为宽带谱,没有与周期性旋涡脱落相关的谱峰。

关 键 词: 开口风洞; 剪切层流场; 速度剖面; 剪切层厚度; 湍流强度

中图分类号: V211.24; V211.7 **文献标志码:** A

Characteristics of shear-layer flow field of open-jet wind tunnels

NI Zhangsong¹, ZHANG Jun², WANG Mao², ZHANG Junlong²

(1. School of Aeronautics,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. State Key Laboratory of Aerodynamics,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: Simplified theoretical formulae for the calculation of the axial and the transversal speeds of open-jet flow were presented. And the effects of two control parameters, i. e. , the offset parameter and the spreading rate, on the speed profile were analyzed. Experimental studies were performed in two wind tunnels respectively. The distributions of shear-layer speed profile, shear-layer thickness, turbulence intensity and turbulence spectrum were obtained. And the obtained data were compared with theoretical predictions. Results indicated that: beyond a distance from the nozzle, the axial speed profile was strongly self-similar, while the transversal speed profile was weakly self-similar; the shear-layer thickness linearly increased with stream-wise distance; the turbulence intensity was small and stable in the core flow region, slowly but linearly increased in the fully developed region, and rapidly increased in the shear-layer region; the shear-layer turbulence spectrum was broadband, no peaks can be identified in the spectrum.

收稿日期:2019-10-03

基金项目:国家自然科学基金(11504417)

作者简介:倪章松(1973—),男,高级工程师,博士生,主要从事低速空气动力学研究。

通信作者:张军(1983—),副研究员,博士,主要从事空气动力学方面的研究。E-mail:jzhang@nudt.edu.cn

引用格式:倪章松,张军,王茂,等. 开口风洞剪切层流场特性[J]. 航空动力学报,2020,35(2):244-251. NI Zhangsong,ZHANG Jun,WANG Mao,et al. Characteristics of shear-layer flow field of open-jet wind tunnels[J]. Journal of Aerospace Power, 2020,35(2):244-251.

Key words: open-jet wind tunnel; shear-layer flow field; velocity profile; shear-layer thickness; turbulence intensity

声学风洞是开展飞行器气动噪声机理研究、噪声控制方法验证及噪声水平实验鉴定评估等的重要实验设施^[1-4]。为取得更高的信噪比,同时满足噪声实验的远场条件,声学风洞一般采用开口形式^[5]。开口实验段的一大特点是气流在喷口边缘处会形成具有较大脉动量的射流剪切层,剪切层内部存在速度梯度和各种尺度的旋涡^[6]。

在声学实验过程中,一般将待测模型放置在气流内部,传声器(或阵列)放置在气流外部,因此声波在达到射流外传声器之前需要穿过射流剪切层。由于射流外测得的是畸变后的声场,为了得到真实的声场需要进行剪切层修正^[7-8]。大部分剪切层修正模型都要求提供剪切层的流场参数^[9-11],例如速度场分布、旋涡参数等。因此为了得到射流外噪声测量的精确结果,需要对开口风洞剪切层的流场特性进行研究。此外,研究剪切层流场特性对于开口风洞的低频压力脉动抑制也有重要的意义。

Schlichting 和 Sulaiman^[12-13]对德荷回流式低速引导风洞(DNW-PLST)的剪切层流场开展了实验研究,得到了剪切层的速度剖面、湍流强度及湍流功率谱等的变化规律。Tibbe、Thomas 等^[14-15]对德国柏林科技大学(BTU)风洞的开口实验段流场开展了实验研究,得到了该类型风洞剪切层特有的结构形态。上述研究工作虽然得到了某种特定类型声学风洞的剪切层流场特性,但是没有进行跨风洞的对比分析,也没有提炼出具有普适性的剪切层流场预测公式。

中国空气动力研究与发展中心拥有一座航空声学引导风洞(FL-17y),该风洞采用回流式布局,实验段采用开口形式,喷口尺寸为 0.55 m×0.40 m,主要用于飞行器的气动噪声特性研究。UAT 风洞是一座直流式声学风洞,喷口尺寸为 0.46 m×0.46 m。两座风洞的收缩比和流速范围接近,因此针对两座风洞的剪切层流场开展实验研究,并进行对比分析,对于研究开口风洞的剪切层流场特性具有指导性意义。

本文的研究内容安排如下:首先给出了剪切层速度剖面的简化理论计算公式,开展了数值计算,研究了扩散率和偏置参数对速度剖面分布的影响;其次开展了实验研究,对 FL-17y 风洞和国外 UAT 风洞的剪切层流场进行了系统的实验测

量,将理论结果和实验结果进行了对比分析,同时开展了跨风洞测量结果的分析。

1 理论方法

在开口风洞中,核心射流和外层静止气流之间的速度间断面上存在剪切力。在剪切力的作用下,外层的静止气流加速运动,相应地内部射流会损失一部分能量,受到动量交换影响的空气被称为混合层或剪切层(见图 1)。图中 W_0 表示风洞喷口的宽度, U_0 表示核心射流速度, U 表示射流横向速度分布, U_m 表示动量速度, U_∞ 表示周围空气的速度。 x_0 、 y_0 表示直角坐标系中的横坐标和纵坐标。

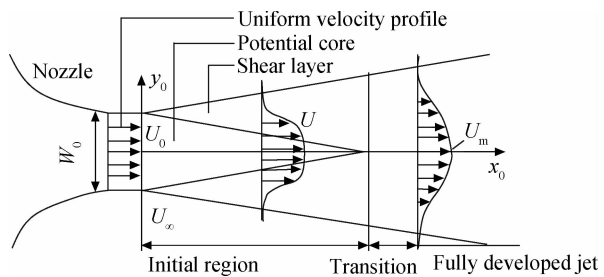


图 1 开口风洞自由射流结构示意图^[14]

Fig.1 Schematic of open-jet wind tunnel flow structure^[14]

根据守恒定理,剪切层内气流的运动满足质量和动量守恒方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial U}{\partial x} + \frac{\partial V}{\partial y} &= 0 \\ U \frac{\partial U}{\partial x} + V \frac{\partial U}{\partial y} &= -\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \frac{\partial^2 U}{\partial y^2} - \frac{\partial \overline{uv}}{\partial y} \\ \frac{\partial P}{\partial y} &= 0 \end{aligned} \tag{1}$$

式中 U 为剪切层轴向平均速度, V 为剪切层横向平均速度, p 为任意空间点的压力。 $\overline{uv}$ 表示湍流切应力, ν 为运动黏滞系数。假设边界层流型函数有如下形式:

$$\Phi = \frac{U_0}{2} x F(\xi) \tag{2}$$

其中 $\xi = \sigma y/x$ 表示射流的自相似参数, σ 为扩散率参数。将式(2)代入式(1),并忽略风洞来流的轴向静压梯度($\nabla p \rightarrow 0$),经整理后可以得到

$$F'' + 2\sigma F F'' = 0 \tag{3}$$

式中 $\sigma = 1/2\sqrt{\kappa}$ 为剪切层速度剖面的扩散速率常

数, κ 为湍流的黏滞系数。 σ 的取值需要通过实验来确定, 给定边界条件 $F'(-\infty)=0, F(\infty)=2/\sigma$ 。在阶近似条件下, 式(3)的解为

$$\frac{U}{U_0} = \frac{1}{2} [1 + \operatorname{erf}(\xi)] \tag{4}$$

其中 erf 为误差函数。一般而言, 自由射流剪切层的半速度剖面与风洞的喷口边缘线并不重合, 而是向外偏移了一段距离。考虑到偏移量的存在, 剪切层轴向速度剖面的计算公式为

$$\frac{U}{U_0} = \frac{1}{2} [1 + \operatorname{erf}(\xi + \xi_0)] \tag{5}$$

类似地, 可以得到剪切层横向速度剖面的计算公式

$$\begin{aligned} \frac{V}{U_0} = & \frac{1}{2\sigma} \left\{ \xi_0 \operatorname{erf}(\xi + \xi_0) \right. \\ & \left. \frac{1}{\sqrt{\pi}} \exp[-(\xi + \xi_0)^2] \right\} + \frac{\xi_0}{2\sigma} \end{aligned} \tag{6}$$

定义剪切层厚度为这样两个点之间的距离: 在一个点上气流速度接近零, 在另一个点上接近核心射流速度。为使剪切层厚度计算不受边界选择的影响, 引入动量厚度

$$\delta_m = \int_{-\infty}^{\infty} \frac{U}{U_0} \left(1 - \frac{U}{U_0}\right) \cdot dy \tag{7}$$

假设剪切层厚度与动量厚度之间满足线性关系, 将式(5)代入式(7), 经过推导简化, 可以得到剪切层厚度的计算公式。

$$\delta = a \cdot x + b \tag{8}$$

其中 a 和 b 为待定系数, 需要通过实验确定, x 为离开喷口面的轴向距离。

根据剪切层速度剖面的计算公式, 本文得到了开口风洞自由射流的流场分布, 如图 2 所示。定义 D 为风洞喷口的当量尺寸, 图中风洞射流的中心线在 $y/D=0.3$ 的位置。喷口边缘点在 $(0, 0)$ 处。计算选取扩散率和偏置参数为: $\sigma=9.0, \xi_0=0.4$ 。黑色实线表示剪切层速度剖面, x - y 平面内的结果为二维速度场, 虚线表示风洞喷口边缘的延长线的位置。根据计算结果, 由于受到动量交换的影响, 喷口外侧区域流速不为零, 越往下游, 剪切层越厚。剪切层速度剖面在靠近喷口陡峭, 靠近下游平缓。

图 3 给出了控制参数 ξ_0 和 σ 对剪切层速度剖面的影响(σ 为射流的扩散率参数, ξ_0 为射流自相似偏移量参数, ξ 表示归一化参数)。根据计算结果, 随着 ξ_0 值增大, 剪切层轴向速度剖面整体向射流外侧移动; 随着 σ 值增大, 射流的横向速度值减小。

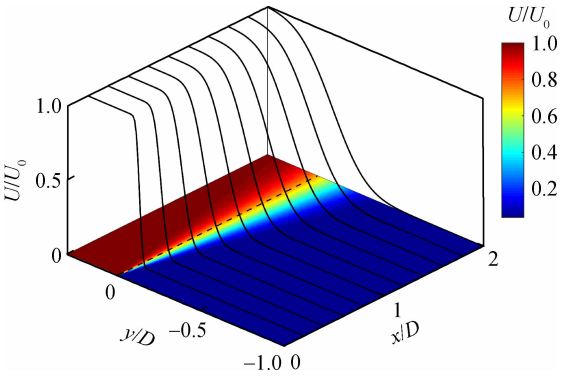


图 2 开口风洞自由射流速度剖面
Fig. 2 Velocity profiles of open-jet wind tunnel flow

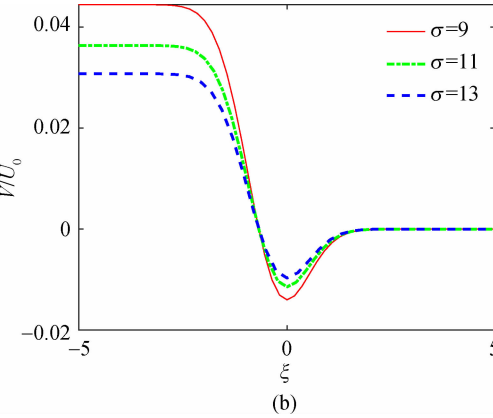
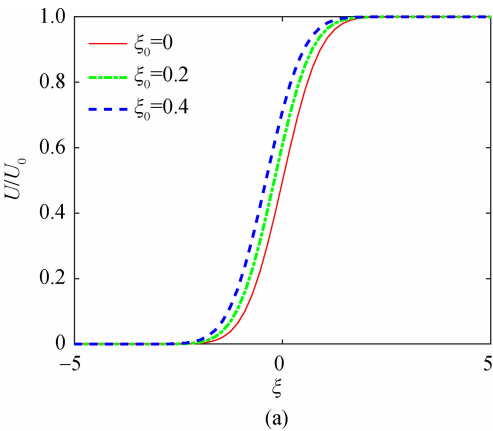


图 3 控制参数对剪切层速度剖面的影响
Fig. 3 Influence of control parameters on shear-layer velocity profile

2 实验研究

2.1 实验方法

本文的实验研究分别在 FL-17y 风洞和 UAT 风洞中开展, 有关两座风洞的详细介绍请参考文献[16]。FL-17y 风洞剪切层速度剖面测量采用总压耙, 总压耙包含 30 根总压管和 1 根静

压管。总压管的开口正对来流,静压管的开口与来流方向垂直。UAT(University Acoustic Tunnel)风洞的剪切层流场测量采用二维热线风速仪。由于热线风速仪为单点测量设备,需要配合移测架进行流场测量。实验采用 DANTEC (Dantec Dynamics) 公司的维移测架,TSI(Thermo Systems Incorporation)公司的二维热线探针。在测量开始之间对热线探针进行了校准。根据误差分析结果,总压耙的测量精度在 3% 以内,热线风速仪的测量误差在 2.5% 以内^[17]。

根据 Bernoulli 定律,总压耙上的气流速度通过下式进行计算:

$$U = \sqrt{\frac{2(p_t - p_s)}{\rho}} \tag{9}$$

式中 p_t 表示总压, p_s 表示静压, ρ 表示气流密度。气流密度通过仪器记录当地大气压力、温度和湿度,由理想气体状态方程进行计算。由于扫描阀的响应速度较低,总压耙测得的是气流的平均总压,可用当地静压换算出平均速度。

常温热线风速仪输出电压与气流流速之间满足金氏定律^[18]

$$\frac{E^2}{T_w - T} = A + B \cdot U^n \tag{10}$$

其中 E 表示输出电压, T_w 为热线的工作温度, T 为流体的温度, U 为流速, A 、 B 、 n 为待校准的常数。热线数集的采样率为 25.6 kHz,采集时间为 10 s。数据后处理通过自行编制的计算程序完成。

实验测量在风洞中心面上进行,测点分布见图 4,通过总压耙或热线探针得到了不同风速、不同流向位置的剪切层速度剖面、剪切层厚度、湍流强度和湍流功率谱等物理量的变化规律。

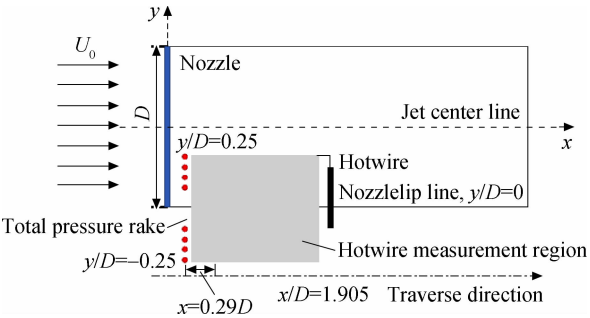


图 4 剪切层流场测量点分布示意图

Fig. 4 Schematic of the distribution of measurement points of shear-layer flow field

2.2 实验结果

2.2.1 剪切层速度剖面

图 5 给出了 $U_0 = 20 \sim 40$ m/s 条件下 FL-17y 和 UAT 声学风洞的轴向速度剖面。虚线表示为风洞喷嘴边缘延长线位置,虚线上方为射流内部区域,下方为射流外部区域。为了便于显示速度剖面随流向位置的变化,在测量结果中加上了与测点位置对应的偏置量。速度剖面从左到右表示测点越往下游。根据测量结果,距离风洞喷嘴越近,射流速度的下降越陡峭,核心射流区域越宽;

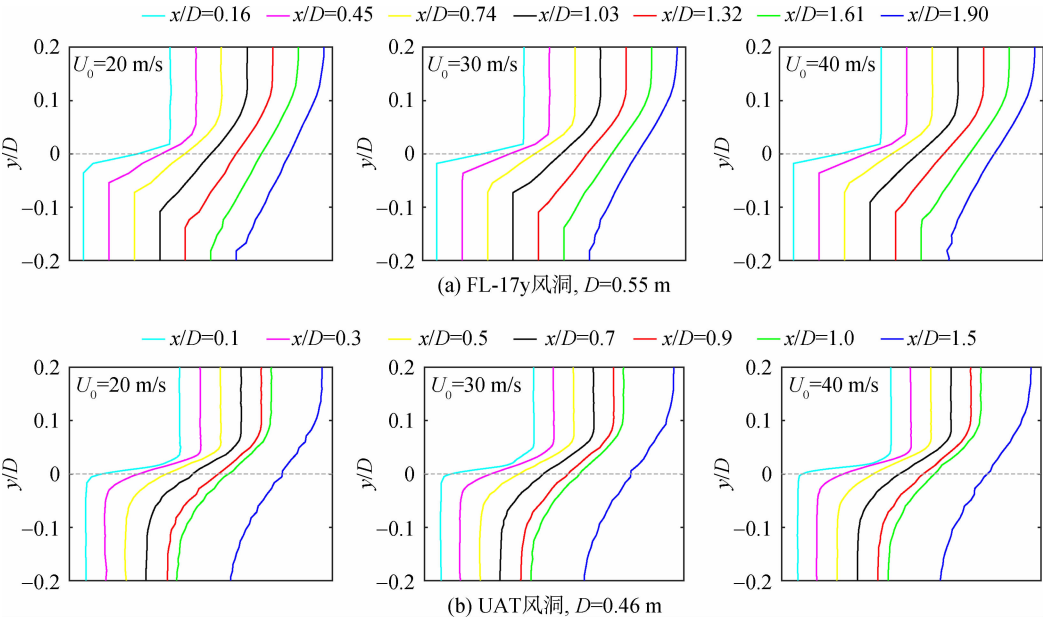


图 5 剪切层速度剖面

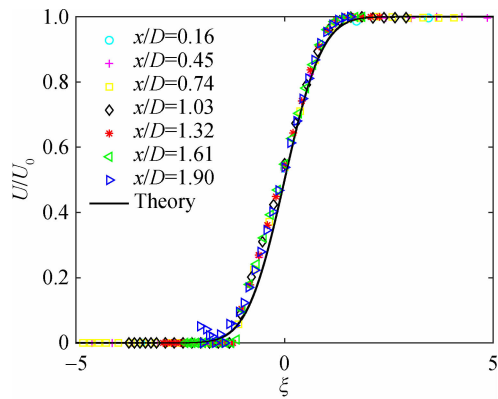
Fig. 5 Shear-layer velocity profile

距离风洞喷口越远,射流速度的下降越平缓,核心射流区域越窄,该规律与自由射流的结构一致。核心射流与零流速区域之间为剪切层区域。越往下游,剪切层的影响区域范围越大。由图可见,剪切层速度剖面形状几乎不随来流速度改变。

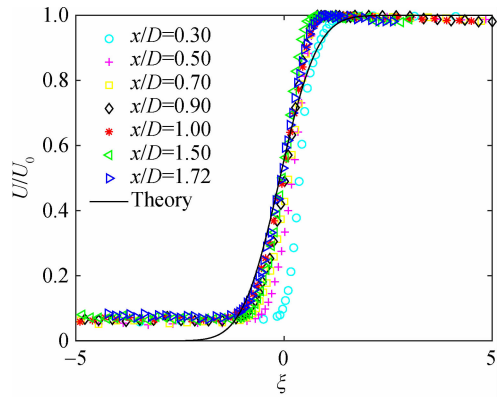
图 6 给出了 $U_0=40\text{ m/s}$ 条件下,剪切层自相似速度剖面的测量结果和计算结果的对比。由于其他风速条件下的结果与之类似,故文中没有重复给出。图中黑色实线为根据文中第 1 节理论的计算结果,标记点为测量结果。 $\xi=0$ 表示喷口壁面位置, ξ 为正表示测点在靠近射流内, ξ 为负表示测点在射流外。由图可见,当取 $\sigma=15,\xi_0=0.2$ 时,FL-17y 风洞剪切层速度剖面的测量结果和计算结果之间符合得非常好。不同流向位置处,由归一化参数 ξ 描述的剪切层速度剖面重合度较好。这说明剪切层轴向速度剖面具有强“自相似”的特征,即在 y/x 相等的斜线上轴向速度值 U 近似相等。

一定距离后 ($x/D>0.5$),速度剖面恢复自相似的。根据实验结果,FL-17y 风洞实验段核心射流的均匀性优于 UAT 风洞。

图 7 给出了 $U_0=40\text{ m/s}$ 条件下,UAT 风洞横向速度剖面测量结果, V 表示横向流速。由图可见,风洞喷口附近的射流横向速度较大,离开喷口越远,射流的横向速度越小。不同流向位置处的剪切层横向速度分布规律一致,但具有一定的差别,因此剪切层的横向速度剖面具有弱自相似的特点。本文分析认为横向速度剖面的弱自相似是由风洞喷口脱落涡的演化引起的,在距离喷口较近的位置处旋涡较强,因此诱导出较大的横向速度,越往下游,旋涡的能量耗散越大,横向速度逐渐变小。



(a) $\sigma=15,\xi_0=0.2$, FL-17y 风洞



(b) $\sigma=9,\xi_0=0.1$, UAT 风洞

Fig. 6 轴向速度剖面 ($U_0=40\text{ m/s}$)

Fig. 6 Axial velocity profiles ($U_0=40\text{ m/s}$)

对于 UAT 风洞,在距离喷口较近的位置,由于受到喷口附近脱落涡的影响,剪切层的速度剖面并不是严格的自相似(见图 3(b))。离开喷口

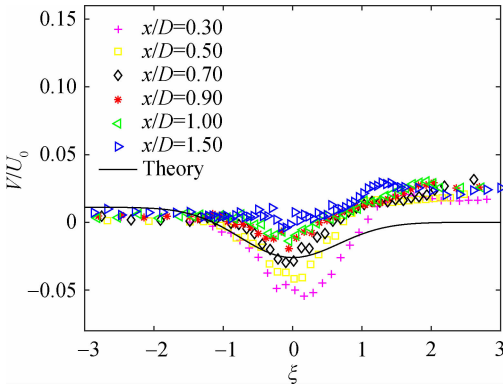
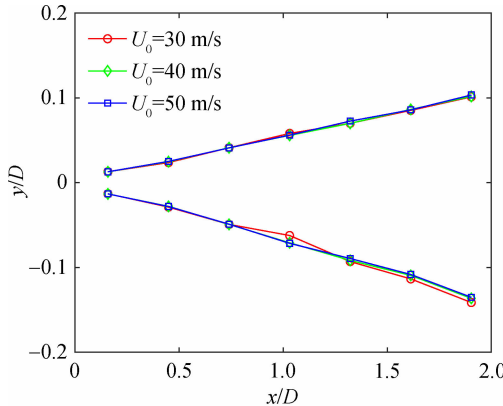


图 7 UAT 风洞横向速度剖面自相似 ($U=40\text{ m/s}$)

Fig. 7 Self-similar transverse velocity profiles of UAT wind tunnel ($U=40\text{ m/s}$)

2.2.2 剪切层厚度

根据定义,剪切层厚度为同一个流向位置处剪切层上下边界之间的距离。通过实验测量,分别得到了不同风速条件下 FL-17y 和 UAT 风洞的剪切层厚度,结果如图 8 所示。



(a) FL-17y 风洞, y/D

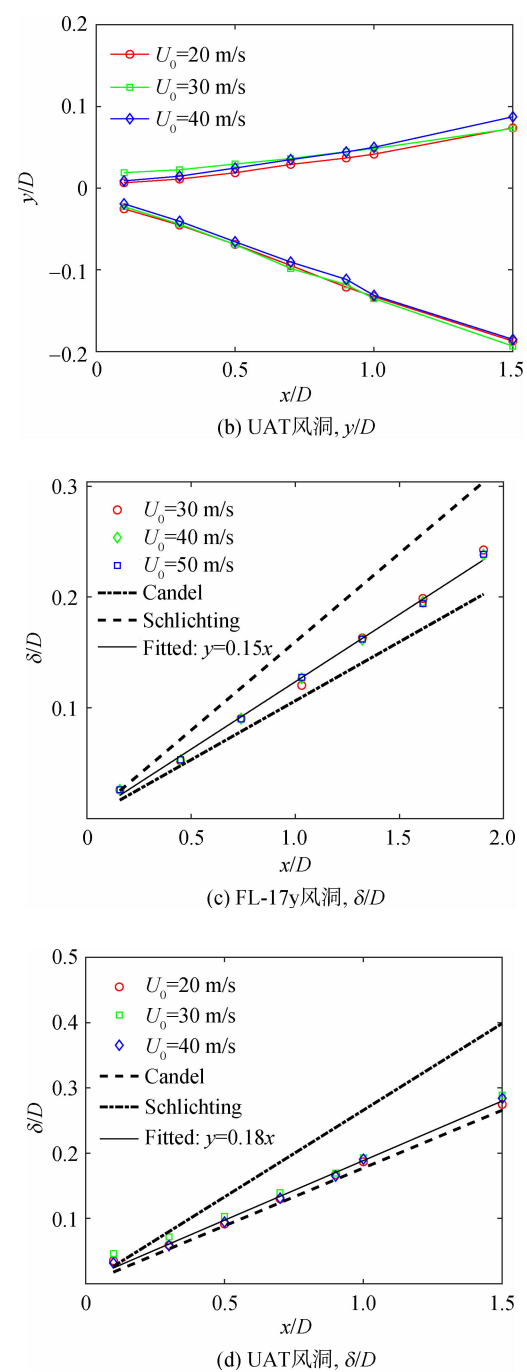


图 8 开口风洞剪切层厚度

Fig. 8 Shear-layer thickness of open-jet wind tunnel

图 8 中 δ 表示剪切层的厚度, δ/D 表示剪切层厚度与风洞喷口尺寸之比。图 8(a)、图 8(b) 为对应不同流向位置 (x/D) 处 90% 和 10% 核心流速位置点, 该处为剪切层的上下边界, 图 8(c)、图 8(d) 为剪切层厚度 (由风洞喷口尺寸 D 归一化)。 $y/D=0$ 为风洞喷口边缘线的位置。定义剪切层上下边界之间的夹角为扩开角。根据测量结果, FL-17y 风洞和 UAT 风洞的扩开角分别为 6.6° 和 8° , 剪切层厚度在 4 倍动量厚度和 6 倍动量厚度之间。UAT 风洞的剪切层厚度比 FL-17y 风

洞略大, 根据实验数据得到的剪切层厚度拟合公式为: $y=0.18x$ 和 $y=0.15x$ 。可以看出, 风速变化对剪切层厚度没有影响。

2.2.3 湍流强度

图 9 给出了不同风速下 UAT 风洞轴向速度的湍流度 (u'/U_0)。图 9(a) 表示不同流向位置的湍流度剖面, 图 9(b) 表示沿风洞中心线射流核心区湍流度变化。根据测量结果, $x/D < 1.0$ 区域的湍流度较小 ($\sim 0.5\%$), 该区域为风洞实验段核心区, 剪切层区域的湍流度较大 ($20\% \sim 40\%$)。受到风洞实验段内部环流 (circulating flow) 的影响, 射流外部的流速不为零, 风洞喷口边缘线下方的区域的湍流度较大。注意实验段核心区域的湍流度不受风速变化的影响, 在射流过渡区和充分发展区 (见图 1), 湍流度近似以线性规律增加。

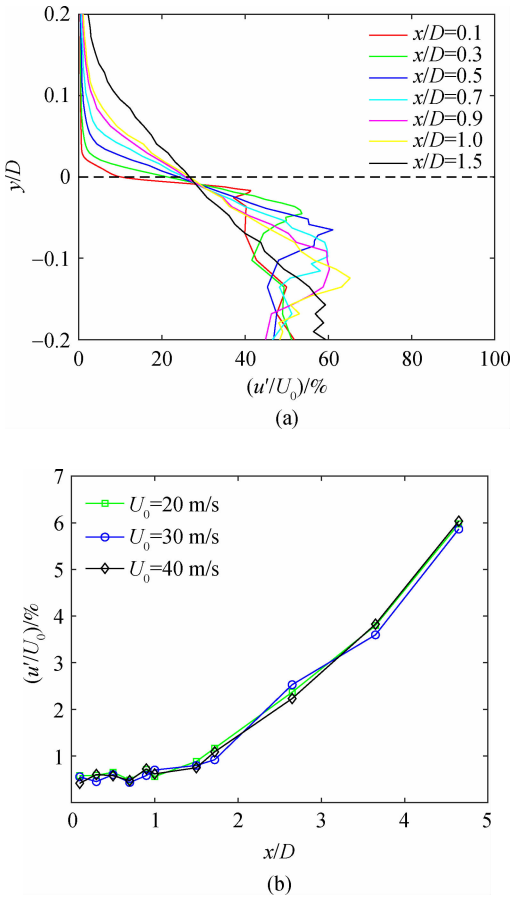


图 9 UAT 风洞核心流场湍流强度

Fig. 9 Turbulence intensity of the core flow of UAT wind tunnel

2.2.4 湍流功率谱

图 10 给出了沿风洞喷口边缘线 11 个轴向位

置处的湍流功率谱密度(PSD),其中测点位于风洞喷口边缘延长线上。由图可见,湍流功率谱中没有明显的峰值频率点,这说明剪切层内没有周期性的旋涡脱落。剪切层内湍流的能量分布是与不同尺度的旋涡联系在一起的。根据实验结果,湍流功率谱按能量分布可划分为 3 个区域:第 1 个区域为低频部分(<100 Hz),湍流能量占主导地位,该区域包含了大尺度的旋涡,旋涡的最大尺度由剪切层的几何尺寸决定。第 2 个区域为中高频部分(几十赫兹~几千赫兹),常称其为惯性副区(inertial subrange),该区域内湍流能量随频率约呈 $10^{-5/3}$ 规律衰减。第 3 个区域为高频部分,该区域包含小尺寸的旋涡,由于速度梯度很大,在黏性等耗散机制的作用下湍流能量快速衰减,湍流能量随频率大约呈 10^{-7} 规律衰减。

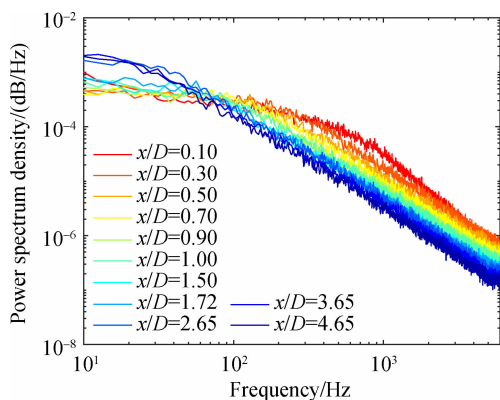


图 10 UAT 风洞剪切层湍流功率谱密度($D=0.46$ m)

Fig. 10 Turbulence power spectrum density of shear layer for UAT wind tunnel ($D=0.46$ m)

3 结 论

开口风洞射流剪切层对于气动噪声的精确测量和风洞低频压力脉动的抑制措施选择具有重要的影响。本文从守恒方程组出发,经过数学推导,得到了剪切层速度剖面的理论计算公式。同时,利用不同的测量手段,在 FL-17y 和 UAT 风洞中开展了实验测量,对提出的理论公式进行了验证,并得到如下结论:离开喷口一定距离后,开口风洞剪切层的轴向速度剖面强自相似,而横向速度剖面弱自相似;在风速 40 m/s 以下的范围内,剪切厚度与流向距离之间满足线性关系: $\delta=0.15\sim 0.18x$,且在该风速范围内,风速变化对剪切层厚度的影响可以忽略。湍流强度值在射流核心区较小($x/D<1$)且基本稳定,在射流充分发展区呈线

性缓慢增加,在剪切层区域快速增加。因此,气动噪声实验过程中,模型应放置在 $x/D<1.0$ 的区域内。剪切层的湍流功率谱为宽带谱,功率谱中没有与周期性旋涡脱落相关的谱峰。本文的研究结果对于深入认识开口风洞的剪切层流场特性具有参考价值。

参考文献:

- [1] 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. (in Chinese)
- [2] WANG Y G, YANG J S, JIA Q, 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.
- [3] SULAIMAN Z. Effect of open-jet shear layers on aeroacoustic wind tunnel measurements[D]. Delft, Netherlands: Delft University of Technology, 2011.
- [4] BAHR C J, ZAWODNY N Z, LIU F, et al. Shear-layer correction validation using a non-intrusive acoustic point source[R]. AIAA-2010-3735, 2010.
- [5] 左孔成,陈鹏,王政,等.飞机舱内噪声的研究现状[J].航空学报,2016,37(8):2370-2384.
ZUO Kongcheng, CHEN Peng, WANG Zheng, et al. Research status of aircraft interior noise[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(8): 2370-2384. (in Chinese)
- [6] POPE S. B. Turbulent flows[M]. Cambridge, UK: University Cambridge Press, 2010.
- [7] WANG Y G, YANG J S, JIA Q. 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.
- [8] PORTEOUS R, GEYER T, MOREAU D, et al. Correction method for acoustic source localisation in convex shear layer geometries[J]. Applied Acoustics, 2018, 130(1): 128-132.
- [9] AMIET R K. Correction of open jet wind tunnel measurements for shear layer refraction[R]. AIAA 75-0532, 1975.
- [10] AMIET R K. Refraction of sound by a shear layer[J]. Journal of Sound and Vibration, 1978, 58(4): 467-482.
- [11] SARRADJ E. A fast ray casting method for sound refraction at shear layers[R]. AIAA-2016-2762, 2016.
- [12] SCHLICHTING H. Boundary layer theory [M]. New York: McGRAW-HILL Press, 1979.
- [13] SULAIMAN Z. Effect of open-jet shear layers on aeroacoustic wind tunnel measurements[D]. Delft, Holland: Technische Universiteit Delft, 2011.
- [14] TIBBE T. Effect of open-jet shear layers on aeroacoustic

wind tunnel measurements[R]. National Aerospace Laboratory NLR, NLR-TR-2010-138, 2010.

[15] THOMAS S, GUEDEL A, JULIENNE A. . Refraction and scattering of sound in an open wind tunnel flow[C]//Proceedings of the 6th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities. New York: Institute of Electrical and Electronics Engineers, 1975: 288-300.

[16] ZHANG J, WANG X N, ZHANG J L, et al. A study of shear layer corrections and a tensioned fabric wall for the localization of sound sources in wind tunnel[R]. AIAA-2019-2717, 2019.

[17] FISCHER J, DOOLAN C. Improving acoustic beamforming maps in a reverberant environment by modifying the cross-correlation matrix[J]. Journal of Sound and Vibration, 2017, 411(17): 129-147.

[18] OERLEMANS S. Detection of aeroacoustic sound source on aircraft and wind turbines[D]. Enschede, Holland: University of Twente, 2009.

(编辑:王碧珺)