风洞洞壁对风力机翼型气动特性的影响分析

白井艳^{①②③④*}, 张磊^{②③}, 李星星^{②③}, 杨科^{②③}

① 中国科学院广州能源研究所, 广州 510650;

② 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100190;

③ 中国科学院风能利用重点实验室, 北京 100190;

④ 中国科学院大学, 北京 100049

*联系人, E-mail: baijingyan@iet.cn

收稿日期: 2016-05-27; 接受日期: 2016-08-30; 网络出版日期: 2016-11-10

国家自然科学基金资助项目(编号: 51476171)

摘要 本文通过风洞试验测量和计算流体动力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)数值模拟的研究结果, 分析了风洞洞壁对风力机翼型气动特性的影响. 试验风洞为中国科学院工程热物理研究所(Institute of Engineering Thermophysics, IET)低速回流风洞, 所选用的翼型为DU91-W2-250. 数值模拟采用有洞壁、无洞壁、无侧壁三种方式进行计算, 通过对比试验和数值计算结果验证了采用CFD数值模拟分析风力机翼型洞壁效应的可行性. 通过数值模拟分析与经典映像法及Maskell洞壁修正方法对比, 得出: 风洞中, 上下壁面的存在使流动在风洞壁面形成一定厚度的边界层, 造成气流的通道面积减小, 来流有效速度增加, 并引起翼型升力系数 C_l 和阻力系数 C_d 增加; 风洞侧壁诱导翼型段表面的展向流动、抑制了翼型表面的流动分离, 减小了翼型弦向流动速度, 引起翼型升力系数减小, 阻力系数增加; 小攻角时风洞侧壁对翼型表面流动的影响可以忽略, 翼段表面流动保持二维性, 大攻角时风洞侧壁干扰效应显著, 其影响程度超过风洞上下壁面, 与无洞壁相比, 风洞壁的存在使升力系数减小, 阻力系数增加; 经典映像法及Maskell方法因未考虑洞壁边界层的影响, 并不适用于风力机翼型大攻角流动时的洞壁效应修正问题, 大攻角修正时应考虑风洞侧壁影响, 对升力系数给予增量; 同时对于大攻角流动, 翼型本身流动已不具有二维性, 其气动性能的测量应采用多截面压力测量或天平测力方法.

关键词 风洞试验, 数值模拟, 洞壁效应

PACS: 89.30.Ee, 47.27.ek, 47.32.Ff

翼型的气动特性对风力机的性能起着至关重要的作用, 准确获得风力机翼型的气动性能对研究及设计风力机叶片的气动性能非常重要. 风洞试验仍然是获得风力机翼型二维气动数据的最可靠手段. 实际运行的风力机叶片处于外场环境, 没有边界限制, 而进

行风洞试验时翼型模型是处于风洞壁的包围之中, 洞壁与实验模型的相互作用使试验风洞中模型的流场与实际叶片中翼型的可自由发展的流场存在区别, 风洞壁会对绕翼型的流动发展和气动力大小产生干扰, 因此洞壁干扰是影响风洞试验准确性的一个重要因

引用格式: 白井艳, 张磊, 李星星, 等. 风洞洞壁对风力机翼型气动特性的影响分析. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2016, 46: 124707
Bai J Y, Zhang L, Li X X, et al. Analyzing the effect of wind tunnel wall on the aerodynamic performance of airfoils (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2016, 46: 124707, doi: 10.1360/SSPMA2016-00268

素. 早在20世纪30年代, Glauert^[1]就对可压缩流动提出了根据附着流理论及映像法预测洞壁干扰的方法. 到20世纪60年代该方法已经形成通用程序(即经典的洞壁修正方法), 在风洞实验测量中得到广泛应用^[2,3]. 但该方法仅适用于小攻角附着流动, 对于大攻角具有严重分离的情况, Maskell^[4]研究了尾迹阻塞干扰修正方法, 但对较大的攻角, 特别是分离涡流出现的时候, 仍不能提供准确的洞壁干扰数据. 20世纪70年代出现了壁压信息法^[5,6], 该方法对大攻角三元模型风洞试验数据有较好的修正作用. 但上述洞壁干扰修正中并没有考虑洞壁边界层(尤其是侧壁边界层)的影响^[7]. 为消除风洞侧壁对翼型试验的影响, 侧壁抽气在国内外很多风洞得到应用, 但实际实验中很难控制最佳抽气比^[8,9]. 并且上述的研究是对航空翼型开展的研究, 风力机翼型厚度较大, 分离更为严重, 在风洞试验中洞壁干扰更为严重, 提高修正方法的可靠性尤为重要. 本文通过风洞试验和数值模拟的研究结果, 分析风洞洞壁对翼型气动性能的影响, 为进一步研究适用于风力机翼型分离区的洞壁干扰修正模型提供有效的理论及数据基础.

1 试验方法

1.1 风洞介绍

本次试验采用小型回流式闭口低速风洞, 如图1所示. 风洞实验段长‘高’宽为2 m‘0.5 m’0.5 m, 湍流度小于0.3%. 实验中采用64通道压力扫描阀系统, 各压力扫描器的满量程(Full Scale, FS)为0.3磅/平方英寸, 测量精度 $\pm 0.05\%$ FS.

1.2 试验模型

试验模型如图2所示, 采用的是DU91-W2-250翼

图1 IET风洞示意图

Figure 1 Schematic diagram of wind tunnel in IET.

图2 (网络版彩图)翼型模型

Figure 2 (Color online) Airfoil model.

型, 其弦长为0.15 m, 展向长度为0.496 m, 竖直安装于风洞内, 旋转中心位于弦线中点, 即距离前缘0.075 m, 模型底部通过螺钉与二元攻角系统的电动转台连接. 采用测压法获取翼型气动参数, 为了方便布置测压孔, 模型分成两部分加工, 由螺栓将两者固定成整体. 测压孔为单排, 位于展向中心, 数目为47, 在前缘测压孔相互干涉的位置适当错排. 为与其他文献对风洞四壁的命名一致, 本文将与翼段模型平行的壁面称为上下壁, 与翼型模型垂直的壁面称为侧壁.

实验来流风速为30 m/s, 根据实验时所测的温度、大气压力计算空气密度为 1.1 kg/m^3 , 雷诺数 Re 为 2.62×10^5 .

2 数值方法

CFD数值模拟方法是预测翼型气动性能、获取翼型流场信息的快速且经济的手段, 为了更好地与试验结果进行对比, 分析试验洞壁对翼型气动特性的影响, 分别采用了有洞壁、有上下壁无侧壁(下文称为无侧壁)、无洞壁三种数值模型进行计算^[10,11].

2.1 有洞壁、无侧壁的数值模拟

几何模型: 有洞壁的数值模拟采用与实际风洞尺寸相同的计算域, 试验段长2 m, 宽0.5 m, 高0.5 m, 翼型弦长0.15 m, 翼型中心位于试验段0.5 m处. 计算翼型为DU91-W2-250翼型.

网格划分: 整个计算网格如图3所示, 图3(a)为计算域示意图, 计算域分为两部分, 图3(b)为外部网格俯视图, 采用结构网格, 图3(c)为内部网格俯视图, 采用非结构网格, 内部区域为半径0.15 m、高0.5 m的圆柱. 两部分网格通过交界面进行数据传递, 通过对内部圆柱计算域旋转的方式改变翼型的来流攻角. 翼型表面

图3 有洞壁、无侧壁数值模拟网格. (a) 计算域示意图; (b) 外部网格俯视图; (c) 内部网格俯视图

Figure 3 The grid of numerical simulation with tunnel wall and without side tunnel wall. (a) The figure of computational domain; (b) the vertical view of outside grid; (c) the vertical view of inside grid.

网格数为410, 内部圆周网格数为210, 展向网格数为180. 外部网格数为左侧99, 右侧75, 上下壁219.

边界条件: 计算域左侧为速度入口, 右侧为速度出口, 有洞壁计算时翼型段表面、上下壁及侧壁均为固壁, 无侧壁计算时侧壁为周期性边界, 上下壁为固壁. 计算模型为SST模型, 为了获取边界层的流场信息, 翼型表面近壁网格满足 y^+ 值小于1, 入流条件设置与实验情况一致: 入流速度为30 m/s, 空气密度为 1.1 kg/m^3 , 计算雷诺数为 2.62×10^5 , 计算攻角为 0° , 5° , 10° , 12° 和 15° .

2.2 无洞壁的数值模拟

几何模型: 无洞壁数值模拟计算域为50倍弦长, 翼型弦长为0.15 m, 展向与试验尺寸相同, 为0.5 m.

网格划分: 网格划分如图4所示, 图4(a)为计算模型整体示意图, 图4(b)为翼型表面网格划分情况, 翼型表面网格数为410, 采用结构网格, o型拓扑结构.

边界条件: 如图4所示, X轴左侧 $\pm 120^\circ$ 圆弧范围为速度入口, X轴右侧 $\pm 60^\circ$ 圆弧范围为速度出口, 翼型段表面为固壁, 与XY平面平行的两侧面为周期性边界条件. 计算采用SST模型, 为了获取边界层的流场信息, 翼型表面近壁网格满足 y^+ 值小于1, 入流条件设置同2.1节.

3 结果分析

本文按图5所示流程分析风洞洞壁对翼型气动性能的影响. 通过与实验对比分析数值计算的可靠性. 对

图4 无洞壁数值计算网格. (a) 计算模型整体示意图; (b) 翼型表面网格划分

Figure 4 The grid of numerical simulation without tunnel wall. (a) The figure of computational domain; (b) the grid of airfoil surface.

图5 风洞洞壁对翼型气动性能影响分析流程图

Figure 5 Flow chart of analyzing the effect of wind tunnel wall on the aerodynamic performance of airfoil.

有洞壁、无洞壁及无侧壁的数值计算结果进行分析, 得出风洞四壁对翼型表面流动和气动性能的影响. 采用经典洞壁修正方法对数值计算方法进行修正, 将修正结果与无洞壁计算结果对比, 分析经典洞壁修正方法存在的问题及改进方向.

3.1 数值模拟方法验证

图6为DU91-W2-250翼型在雷诺数 Re 为 3.0×10^6 , 攻角为 6.68° 和 9.23° (临界攻角)时, 无侧壁数值计算结果与Delft大学风洞实验结果的压力分布 C_p 对比, 可看出数值计算结果与实验结果吻合较好^[12].

图7和8为DU91-W2-250翼型在 Re 为 2.62×10^5 , 攻角为 0° , 5° , 10° , 12° 和 15° 时, 有洞壁数值计算与IET风

洞实验(未修正)的压力分布 C_p 进行对比. 可以看出, 0° , 5° , 10° , 12° 和 15° 攻角数值计算与试验结果整体吻合较

图6 6.68°(a)和9.23°(b)攻角CFD与EXPC_p对比

Figure 6 The C_p curves of CFD and EXP at 6.68° (a) and 9.23° (b) angles of attack.

图7 0° (a)和 5° (b)攻角CFD与EXPC_p对比

Figure 7 The C_p curves of CFD and EXP at 0° (a) and 5° (b) angles of attack.

图8 10° (a), 12° (b)和 15° (c)攻角CFD与EXPC_p对比

Figure 8 The C_p curves of CFD and EXP at 10° (a), 12° (b) and 15° (c) angles of attack.

好, 5° 和 15° 攻角时翼型吸力面压力分布相差略大.

经上述分析认为采用数值模拟方法定性分析风洞洞壁对风力机翼型气动性能影响是可行的.

3.2 洞壁对翼型气动性能的影响

为分析风洞上下壁和侧壁对翼型气动性能的不同影响, 本文分别对有洞壁、无洞壁和无侧壁的情况进行了数值计算. 从图9和10可以看出 0° 、 5° 攻角时无洞壁条件下, 吸力面压力峰值最高, 升力系数最小. 有洞壁与无侧壁两种情况下压力分布基本一致, 升力系数几乎相等, 从图11可以看出风洞侧壁与模型交界处, 0° 攻角时无展向分离涡, 5° 攻角时出现很小范围的展向分离涡, 此时侧壁影响可以忽略. 与无洞壁相比, 有洞壁时因流动在壁面形成一定厚度的边界层, 使有效来流通道面积减小, 有效速度增加, 吸力面压力负压

峰值升高, 升力系数增加.

从图10和12可以看出, 10° 攻角时, 有洞壁条件下, 吸力面负压峰值最低, 升力系数最低, 无侧壁时负压峰值最高, 升力系数最高, 无洞壁居于两者之间. 这说明, 与无洞壁相比, 无侧壁时, 因风洞上下壁的存在减小了来流的流通面积, 引起速度增加, 吸力面负压峰值升高, 升力系数增加. 而对于有洞壁时, 从图11可以看出, 10° 攻角时风洞侧壁与翼型模型交界处出现大范围展向分离涡, 这是因为侧壁边界层诱导了流动展向分离. 其诱导作用使弦向流速降低, 下降量超过上下壁引起的速度增加量, 最终使吸力面负压峰值降低, 升力系数下降. 但侧壁边界层也抑制了弦向流动分离, 从图13也可以看出有洞壁时出现的分离区明显小于其他两种情况.

从图11和12可以看出, 12° 攻角时, 无洞壁与有洞

图9 0° (a)和 5° (b)有洞壁、无洞壁与无侧壁三种情况下压力分布图

Figure 9 The C_p curves of having wall, without wall and without side wall at 0° (a) and 5° (b) angles of attack.

图10 有洞壁、无洞壁与无侧壁三种情况下升(a)、阻(b)力系数

Figure 10 The C_l (a) and C_d (b) curves of airfoil with tunnel wall, without tunnel wall and without side tunnel wall.

图 11 翼段表面及洞壁与模型交界处流线

Figure 11 The streamlines of airfoil surface and junction of wall and airfoil.

图 12 10°(a)和12°(b)有洞壁、无洞壁与无侧壁三种情况下压力分布图

Figure 12 The C_p curves of having wall, without wall and without side wall at 10° (a) and 12° (b) angles of attack.

壁对比情况与10°攻角相同,因侧壁边界层存在诱导流动展向分离,使有洞壁时吸力面负压峰值降低,升力系数下降.但无侧壁情况12°攻角时已进入失速区,升力系数最低,从图14也可以看出无侧壁时分离区最大,有洞壁时分离区最小,这也说明了风洞侧壁有抑制流动分离的作用.

15°攻角时,无洞壁计算结果表明此时翼段表面的流动本身已不具有二维性,如图15所示(展弦比分别为3.33, 6.66翼段表面流线图)翼段表面出现周期性对涡,随着展长增加,对涡数量增加.此时不能通过中间截面压力分布计算翼型升力系数,应取整个翼段的升力系数.如图11所示,15°攻角,有洞壁时风洞侧壁诱导的展向分离涡已覆盖整个翼段,严重影响翼型表面流动,并且在侧壁附近产生拖向下游的自由涡(如图16所示),这与文献[7]所述一致(在侧壁附近翼型环量沿翼展方向的变化产生拖向下游的自由涡).因15°攻角时无洞壁情况下流动也进入失速区,升力系数下降,但有洞壁时因风洞侧壁抑制流动分离还未进入失速区,升力系数高.

从图10阻力系数曲线可以看出,0°和5°攻角时,因风洞侧壁对翼型表面流动的二维性影响较小,可以忽略,有、无洞壁两种情况阻力系数相差不大.10°,12°和15°攻角,有洞壁时,因侧壁边界层诱导作用产生展向分离涡及阻塞度增加使阻力系数增加^[13].

3.3 经典洞壁修正方法修正结果分析

经典映像法是一种最古老的、适用于常规低亚声

图 13 (网络版彩图)10°攻角时有洞壁(a)、无侧壁(b)、无洞壁(c)时翼型表面流线

Figure 13 (Color online) The surface streamline of airfoil with tunnel wall (a), without side tunnel wall (b) and without tunnel wall (c) at 10° angle of attack.

图 14 (网络版彩图)12°攻角时有洞壁(a)、无侧壁(b)、无洞壁(c)时翼型表面流线

Figure 14 (Color online) The surface streamline of airfoil with tunnel wall (a), without side tunnel wall (b) and without tunnel wall (c) at 12° angle of attack.

图 15 15°攻角时展弦比为3.33(a)和6.66(b)时翼段表面流线

Figure 15 The surface streamlines of airfoil with the span-chord ratio 3.33 (a) and 6.66 (a) at 15° angle of attack.

速风洞洞壁干扰修正的解析方法. 它的基本原理是用适当的涡、源、汇、偶极子等理想流动基本解来模拟实验模型的扰动, 但该方法不适用于大攻角有严重气流分离现象的风洞试验情况. Maskell^[4,7]对伴有严重气流分离现象的大攻角非流线体模型实验情况进行

图 16 (网络版彩图)有洞壁时15°攻角翼型尾涡速度分布图

Figure 16 (Color online) The velocity distribution of airfoil trailing vortex with tunnel wall at 15° angle of attack.

了改进研究.

本文对有洞壁数值计算结果进行修正, 0°–12°分离范围小, 采用经典映像法, 15°攻角出现严重分离时采用Maskell方法计算阻塞修正系数. 具体公式如下:

图 17 有、无洞壁升(a)、阻(b)力系数及修正结果对比

Figure 17 The C_l (a) and C_d (b) curves of airfoil with tunnel wall, with tunnel wall correction and without wall.

$$C_l = C_{lu}(1 - \sigma - 2\varepsilon),$$

$$C_d = C_{du}(1 - 3\varepsilon_s - 2\varepsilon_w),$$

$$\alpha = \alpha_u + \frac{57.3}{2\pi} \sigma \left(C_{lu} + \frac{1}{4} C_{mu} \right).$$

阻塞修正系数 $\varepsilon = \varepsilon_s + \varepsilon_w$, 其中固体阻塞修正系数:

$$\varepsilon_s = A\sigma, \text{ 尾流阻塞修正系数: } \varepsilon_w = \frac{c}{4h} C_{du}, \text{ 大攻角分离}$$

严重时 $\varepsilon_w = \frac{c}{4h} C_{du} + \frac{c}{2h} (C_{du} - C_{du})$; A 为形状因子:

$$A = \frac{16}{\pi} \int_0^1 \frac{y}{c} \sqrt{[1 - C_p][1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2]} d\left(\frac{x}{c}\right); \sigma = \frac{\pi^2}{48} \left(\frac{c}{h}\right)^2.$$

α 为攻角; C_{du} 为测量的最小阻力系数; 下标 u 表示未修正值; C_{mu} 为未修正的力矩系数.

本文将有洞壁计算结果采用上述修正方法进行修正, 并与无洞壁计算结果进行对比. 图17为DU91-W2-250翼型有、无洞壁升阻力系数及修正结果对比, 可以看出, $0^\circ, 5^\circ$ 攻角修正后的结果与无洞壁计算结果吻合很好. 说明小攻角时, 经典映像法适用于风力机翼型的洞壁效应修正问题. 但是 10° 攻角以后, 修正结果与无洞壁计算结果相差较大, 两者对升力系数的修正方向并不一致. 经典的洞壁修正方法采用无黏势流理论及映像法, 并认为洞壁存在使升力系数均增加, 而通过数值计算分析发现小攻角时洞壁存在使升力系数增加, 但大攻角翼型表面流动发生尾缘分离后, 洞壁存在使升力系数减小. 而对于阻力系数两者的修正方向基本一致, 但是从定量上看, 经典洞壁修正方法对阻力系数的修正量明显偏小. 上述分析说明流动分离后

经典的映像法及Maskell方法并不适用于风力机翼型的洞壁修正问题, 大攻角时, 风洞侧壁对翼型气动性能的影响显著, 洞壁修正方法应引入侧壁边界层效应.

4 结论

(1) 通过分析得出, 风洞上下壁的存在使气流在壁面形成一定厚度的边界层, 造成气流的通道面积减小, 来流有效速度增加, 并引起翼型升力系数和阻力系数增加; 风洞侧壁的存在诱导翼型段表面的展向流动、抑制了翼型表面的流动分离, 减小了翼型弦向流动速度, 引起翼型升力系数减小, 阻力系数增加;

(2) 小攻角时风洞侧壁对翼型表面流动的影响可以忽略, 翼段表面流动保持二维性, 大攻角时风洞侧壁的干扰效应显著, 其影响程度超过风洞上下壁面. 与无洞壁相比, 风洞壁的存在使升力系数减小, 阻力系数增加;

(3) 经典映像法及Maskell方法因未考虑洞壁边界层的影响, 并不适用于风力机翼型大攻角流动时的洞壁效应修正问题, 修正时应考虑风洞侧壁边界层的影响, 对升力系数给予增量;

(4) 随着攻角的增加, 翼段表面流动本身已不具备二维流动特性, 在试验中不能通过单一截面测压得到翼型的升力系数, 应采用多截面测压或天平测力方法进行测量;

(5) 本文研究内容还需进一步深入, 以提出风洞侧壁边界层修正模型, 解决风力机翼型洞壁修正问题.

致谢 感谢贺德馨研究员及《中国科学》编委提出了宝贵的审稿意见, 杨科研究员、张磊副研究员、陈啸副研究员、李星星助理研究员等对本文工作内容提供的支持与帮助.

参考文献

- 1 Glauert H. Two dimensional-flow wind tunnel with consideration of the effect of compressibility. In: Wing Tunnel Interference on Wings, Bodies and Airscrews. London: His Majesty's Stationery Office, 1933
- 2 Barlow J B, Pope A. Low-Speed Wind Tunnel Testing. New York: John Wiley, 1984
- 3 Goehert B H. Transonic Wind Testing. Lewiston: Dover Publications, 1961
- 4 Maskell E C. Closed wind tunnel. In: A Theory of the Blockage Effects on Bluff Bodies and Stalled Wings. London: Her Majesty's Stationery Office, 1965
- 5 Hackett J E, Sampath S, Phillips C G. Determination of Wind Tunnel Constraint Effects by a Unified Pressure Signature Method. Technical Report. Marietta: National Aeronautics and Space Administration, 1982. NASA-CR-166186
- 6 Jiang G Q. The "wall pressure signature matrix" method for solid wall interference correction of low-speed wind tunnel (in Chinese). Acta Aerodyn Sin, 1988, 6: 205–212 [江桂清. 低速实壁风洞侧压实验洞壁干扰修正. 空气动力学学报, 1988, 6: 205–212]
- 7 Cheng H M. Interference and Correction on Wind Tunnel Testing (in Chinese). Beijing: National Defense Industry Press, 2003 [程厚梅. 风洞实验干扰与修正. 北京: 国防工业出版社, 2003]
- 8 Su Y X. The flow in two-dimensional wind tunnel with sidewall suction and a study of optimum suction application (in Chinese). J Northwest Polytech Univ, 1985, 3: 459–465 [苏耀西. 侧壁抽气二元风洞的流场及最佳抽气研究. 西北工业大学学报, 1985, 3: 459–465]
- 9 Hui Z H, Liu W. The development of interference control and correction on wind tunnel sidewall (in Chinese). J Exp Fluid Mech, 2010, 24: 73–77 [惠增宏, 柳雯. 风洞侧壁干扰控制与修正方法研究. 实验流体力学, 2010, 24: 73–77]
- 10 Deng X L, Xie Y J, Zhang L X. Numerical simulation on side wall boundary layer of multi-element airfoil in wind tunnel (in Chinese). J Projectiles Rockets Missiles Guidance, 2012, 32: 161–163 [邓小龙, 解亚军, 张理想. 多段翼型风洞侧壁边界层的数值模拟. 弹箭与制导学报, 2012, 32: 161–163]
- 11 Nambu T, Hashimoto A, Ueno M, et al. Evaluation of wall-interference correction method using numerical analysis and porous wall model. J Aircraft, 2015, 52: 226–234
- 12 Timmer W A, Van Rooij R P J O M. Summary of the delft university wind turbine dedicated airfoils. J Sol Energy Eng, 2003, 125: 488–496
- 13 Kang S H, Shin E S, Ryu K W, et al. Separation blockage-correction method for the airfoil of a wind turbine blade. J Mech Sci Tech, 2013, 27: 1321–1327

Analyzing the effect of wind tunnel wall on the aerodynamic performance of airfoils

BAI JingYan^{1,2,3,4*}, ZHANG Lei^{2,3}, LI XingXing^{2,3} & YANG Ke^{2,3}

¹ Guangzhou Institute of Energy Conversion, Chinese Academy of Sciences, Guangzhou 510650, China;

² Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

³ Key Laboratory of CAS for Wind Utility, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

⁴ University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

This paper analyzes the effect of wind tunnel wall interference on the airfoil aerodynamic performance, based on the results of experiment and CFD numerical simulation. The experimental measurement was made in IET using the low-speed and closed wind tunnel. The airfoil was DU91-W2-250. The numerical simulation with tunnel wall (wall), without tunnel wall (no wall) and without side tunnel wall (no side wall) were performed. Through the comparison the results between Exp and CFD, it is feasible to use CFD numerical simulation in this paper. And we get the following conclusions: the upper and lower tunnel walls make the flowing area decrease and the velocity increase due to the thickness of boundary layer on the walls, and they also cause that C_l and C_d increase. The side tunnel walls cause span-wise flowing and delay the flow separation on the surface of airfoil, meanwhile, they cause that the velocity decreases, C_l decreases and C_d increases. At small angles of attack, the effect of side tunnel walls on the flowing of airfoil surface can be neglected. However, this effect is very significant at large angles of attack. The classical method can not work well at large angle of attacks for the correction of wall interference in wind tunnel because it doesn't consider the effect of tunnel wall boundary layer. The C_l should be increased through the correction, meanwhile, it is found that the flowing is not two-dimensional flow at large angles of attack in the free-air condition, so we suggest that the pressure measurement with more cross sections or using balance method should be used to obtain the aerodynamic performance of airfoil.

wind tunnel experiment, numerical simulation, wind tunnel wall interference

PACS: 89.30.Ee, 47.27.ek, 47.32.Ff

doi: [10.1360/SSPMA2016-00268](https://doi.org/10.1360/SSPMA2016-00268)