

雷诺数对安装涡流发生器翼型气动性能的影响*

高超¹, 刘庆宽^{2,3,4}, 贾娅娅^{2,3,4}, 陈安杰¹

(1. 石家庄铁道大学土木工程学院 石家庄, 050043)

(2. 石家庄铁道大学省部共建交通工程结构力学行为与系统安全国家重点实验室 石家庄, 050043)

(3. 河北省风工程和风能利用工程技术创新中心 石家庄, 050043)

(4. 石家庄铁道大学风工程研究中心 石家庄, 050043)

摘要 为了研究雷诺数对安装涡流发生器翼型气动性能的影响,以NACA4418翼型为研究对象,通过风洞测压试验的方法,研究了安装涡流发生器翼型在从低到高不同雷诺数下气动性能变化规律和翼型表面绕流场特性,对比分析了涡流发生器参数对翼型气动性能的影响。结果表明:随着雷诺数的增大,涡流发生器增升减阻作用逐渐增强,抑制边界层分离的攻角范围逐渐增大,安装涡流发生器翼型的边界层分离位置逐渐后移;不同雷诺数时,不同高度的涡流发生器最佳安装位置均为翼型吸力面20%弦长位置,此时增升减阻效果最佳,但5 mm高涡流发生器的增升减阻效果优于3 mm高涡流发生器。

关键词 风力机叶片翼型;涡流发生器;风洞试验;雷诺数;气动性能

中图分类号 TK83; TH113

引言

风力机依靠叶片转动捕获风能,翼型作为风力机叶片构造的基础元素,其气动性能决定风力机的发电效率^[1]。涡流发生器是一种能够改善翼型气动性能的装置,因其结构简单,在叶片翼型表面安装方便,近年来在风力机叶片翼型上多有研究与应用^[2-3]。国内外学者采用风洞试验、数值计算等方法开展了涡流发生器对翼型气动性能影响的研究^[4-7]。文献[8-11]研究了涡流发生器对不同翼型表面流场的影响,结果表明在一定的风攻角范围内,涡流发生器能够抑制翼型表面流体的流动分离。文献[12-13]研究了涡流发生器对风力机发电效率的影响,结果表明在风力机叶片翼型上安装一定尺寸的涡流发生器可使风力机的发电效率明显提高。文献[14]研究了涡流发生器的几何参数对翼型失速流动控制的影响,研究表明不同参数的涡流发生器对翼型失速流动控制的效果是不同的。

目前,涡流发生器对翼型气动性能影响的相关研究多是在特定雷诺数下,而不同雷诺数对安装涡流发生器翼型气动性能影响的研究较少。文献[14]

对安装涡流发生器的西北工业大学翼型进行了3种雷诺数的试验,结果表明同一涡流发生器作用下实现对翼型失速流动的控制时雷诺数存在一个范围。雷诺数太高导致附面层厚度降低,涡流发生器高度超过附面层厚度,对流动是一种破坏作用。

笔者以美国国家航空咨询委员会开发的一系列翼型中的NACA4418翼型为研究对象,用风洞试验的方法对不同雷诺数下的NACA4418翼型开展测压试验,分析了安装不同参数涡流发生器翼型的气动性能随雷诺数的变化规律,并与光滑翼型的气动性能进行对比,分析雷诺数对涡流发生器改善效果的影响特性。

1 风洞试验

1.1 试验条件

风洞试验在石家庄铁道大学风工程研究中心的风洞内进行。该风洞为串联双试验段回/直流边界层风洞^[15]。本试验在高速试验段进行,高速试验段宽为2.2 m,高为2.0 m,长为5.0 m。试验在低湍流度的均匀流场中进行,背景湍流度小于0.5%^[15]。

* 国家自然科学基金资助项目(51778381);河北省自然科学基金资助项目(E2018210044);河北省高端人才资助项目(冀办[2019]63号);石家庄铁道大学研究生创新资助项目(YC2018004)

收稿日期:2020-08-03;修回日期:2020-09-22

1.2 试验模型

以 NACA4418 翼型为研究对象,加工制作节段模型,模型采用木质框架包丙烯腈/丁二烯/苯乙烯共聚物板 (acrylonitrile-butdiene-styrene, 简称 ABS 板) 制成,展长为 1.7 m,弦长为 0.3 m。翼型节段模型安装如图 1 所示。模型水平安装在风洞中,两端设置直径为 1.5 m 的圆形端面以抑制端部效应,保持流动的二维性。

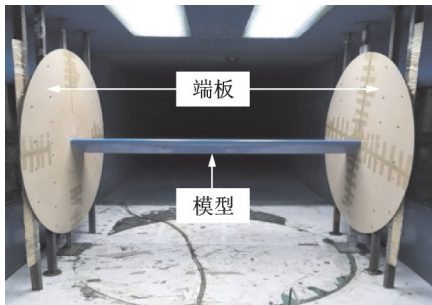


图 1 翼型节段模型

Fig.1 Segment model of airfoil

在模型 50% 展长的截面位置处沿径向布置 40 个测压孔,根据翼型的形状和表面压力的分布规律确定测压孔的布置间距,翼型前缘与尾缘测压孔布置稍密,其他部位较稀疏,吸力面稍密,压力面相对稀疏。模型测点布置如图 2 所示。

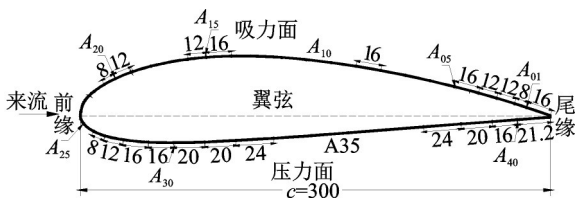
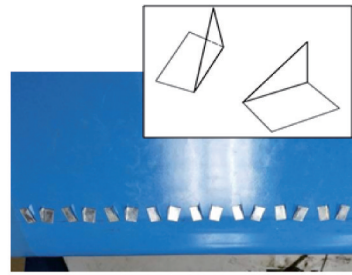


图 2 模型测点布置图(单位:mm)

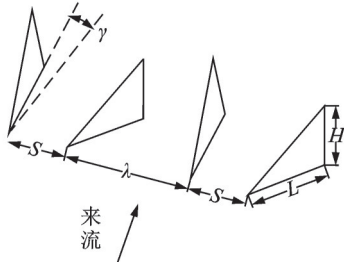
Fig.2 Sketch of pressure tap arrangement of test model (unit: mm)

图 3 为涡流发生器的几何参数及试验图片。试验所用的涡流发生器由 0.2 mm 厚铝板切割而成,如图 3(a)所示,由相互垂直的 2 个面组成,底面为长方形作为粘贴面粘贴在翼型吸力面表面,与之垂直的三角形为涡流发生器发挥作用的部分。涡流发生器布置时以成对的形式出现,其几何参数如图 3(b)所示。其中: H 为涡流发生器的高度; L 为长度; γ 为安装角,即涡流发生器的底边同翼型径向的夹角; S 为一对涡流发生器的间距,一对涡流发生器之间采用反向布置的方式; λ 为相邻两对涡流发生器的节距。



(a) 涡流发生器现场试验照片

(a) The experiment photo of vortex generators



(b) 涡流发生器的几何参数

(b) Geometric parameters of vortex generator

图 3 涡流发生器的几何参数及试验图片

Fig.3 Geometric parameters and experiment photo of vortex generator

1.3 试验内容

分别以光滑翼型和安装涡流发生器的翼型为试验对象,涡流发生器设计了 2 种几何尺寸,每种尺寸的涡流发生器均设计 4 个安装位置。已有研究选取的涡流发生器高度尺寸范围一般为 1% 弦长~3% 弦长^[6,8],涡流发生器的底边长度与高度之比(L/H)的选取范围为 2~4^[16],在参考了与本研究翼型同系列的 NACA4415 翼型上的涡流发生器尺寸^[6]的基础上,确定了涡流发生器的高度分别为 3 mm 和 5 mm,高度与翼型弦长之比分别为 1% 和 1.7%,长度为 9 mm 和 15 mm,涡流发生器底边长度与高度之比均为 3。3 mm 高涡流发生器对应的试验编号为 VG3_1, VG3_2, VG3_3 和 VG3_4,其中:编号 VG3_1 中“VG3”表示涡流发生器的高度为 3 mm,后缀“1~4”表示涡流发生器的安装位置为翼型吸力面 10% 弦长~40% 弦长。5 mm 高涡流发生器对应的试验编号分别为 VG5_1, VG5_2, VG5_3 和 VG5_4,具体参数如表 1 所示。

根据风洞洞体内温度、相对湿度和大气压算出空气的动力黏性系数,根据需要的雷诺数算出风速,作为风洞的控制风速,实际雷诺数计算用的风速是由皮托管和眼镜蛇三维脉动风速仪 2 种设备测得的模型上游来流的平均风速。试验雷诺数 Re 选取 3×10^5 , 6×10^5 和 9×10^5 ,试验攻角范围为 $-4^\circ \sim 18^\circ$ 。分别对光滑翼型和安装涡流发生器翼型进行风洞测压

表 1 涡流发生器的参数

Tab.1 Main arrangement parameters of VGs

形状	高度/mm	长度/mm	间距/mm	节距/mm	安装角/(°)	安装位置
三角形	3	9	5	30	18	10% 弦长, 20% 弦长, 30% 弦长, 40% 弦长
三角形	5	15	5	30	18	10% 弦长, 20% 弦长, 30% 弦长, 40% 弦长

试验,分析不同雷诺数和涡流发生器参数对翼型气动性能的影响特性。

1.4 试验数据处理

压力测试采用 PSI 电子压力扫描阀进行,扫描阀有 64 个通道,量程为 ±4 980 Pa,精度为满量程的 ±0.05%,测得的压力数据由 DTC Initium 数据采集系统进行采集,采样时间为 30 s,采样频率为 330 Hz。采集的数据经计算可得到翼型表面测压点的风压系数 C_p 为

$$C_p = \frac{p_i - p_s}{p_t - p_s} \quad (1)$$

其中: p_i 为翼型表面第 i 个测压点的压力; p_s 为来流风速的静压值; p_t 为总压值。

由翼型表面所有测压点的风压系数通过积分,可计算出翼型的升力系数 C_L 和阻力系数 C_D ,图 4 为模型气动力计算图。

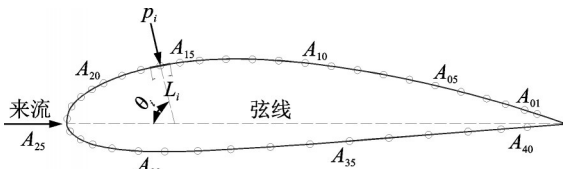


图 4 模型气动力计算图

Fig.4 Aerodynamic force calculation diagram of test model

计算公式为

$$C_L = -\frac{\sum_1^{40} p_i L_i \sin \theta_i}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c} = -\sum_1^{40} C_{p_i} L_i \sin \theta_i / c \quad (2)$$

$$C_D = \frac{\sum_1^{40} p_i L_i \cos \theta_i}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c} = \sum_1^{40} C_{p_i} L_i \cos \theta_i / c \quad (3)$$

其中: L_i 为第 i 个测压点所代表的弧长; θ_i 为第 i 个测压点法线方向与来流方向的夹角; C_{p_i} 为第 i 个测压点的平均风压系数; c 为翼型的弦长。

值得说明的是,笔者通过测压孔测试模型表面的法向压力,通过积分获得翼型的升力系数和阻力系数,但由于空气和模型表面的摩擦力无法计入其内,所以风洞试验测试结果会比实际值略小。

2 雷诺数对涡流发生器翼型的影响

2.1 雷诺数对 3 mm 高涡流发生器翼型气动性能的影响

不同雷诺数下光滑翼型和 3 mm 高涡流发生器翼型的升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 随风攻角的变化曲线如图 5,6 所示。其中,雷诺数 Re 、升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 均为无量纲参数。

由图 5 可知,在雷诺数 $Re=3 \times 10^5$ 下,VG3_1 和 VG3_4 翼型的最大升力系数小于光滑翼型,这 2 个位置安装的涡流发生器没有发挥增升作用。当雷诺数增大为 6×10^5 和 9×10^5 时,安装涡流发生器翼型的最大升力系数均大于光滑翼型,说明 4 个安装位置的涡流发生器均具有增升作用。

比较 4 个安装位置涡流发生器对翼型升力系数的影响可知,3 种不同雷诺数下 20% 弦长位置的涡流发生器增升效果最好。与光滑翼型相比,VG3_2 翼型在 3×10^5 , 6×10^5 和 9×10^5 3 种雷诺数时的最大升力系数增幅分别为 10.8%, 20.7% 和 25.5%。随着雷诺数的增大,涡流发生器翼型的最大升力系数增幅逐渐增大,即增升作用逐渐增强。

由图 6 可知,小攻角时翼型未发生边界层分离,涡流发生器的存在增加了翼型表面的粗糙度,从而使得翼型的阻力系数增加,大于光滑翼型。随着攻

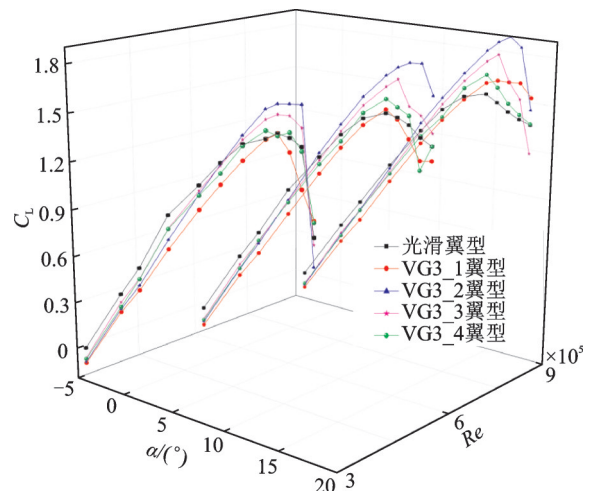


图 5 不同雷诺数下 3 mm 涡流发生器翼型的升力系数变化曲线

Fig.5 Lift coefficient of 3 mm vortex generator airfoil with different Reynolds numbers

角的继续增大,光滑翼型尾缘附近开始发生边界层分离,气流流经涡流发生器产生的翼尖涡为边界层注入能量,使边界层流场获得附加能量后能够继续附在翼型表面而不致分离,因此安装涡流发生器翼型的阻力系数开始小于光滑翼型,即安装涡流发生器翼型在大攻角时发挥了减阻作用。当雷诺数 $Re=3 \times 10^5$ 时, VG3_1 和 VG3_4 翼型的阻力系数整体上大于光滑翼型,这 2 个位置的涡流发生器没有发挥减阻作用。当雷诺数增大为 6×10^5 和 9×10^5 时,4 个安装位置的涡流发生器均具有减阻作用。

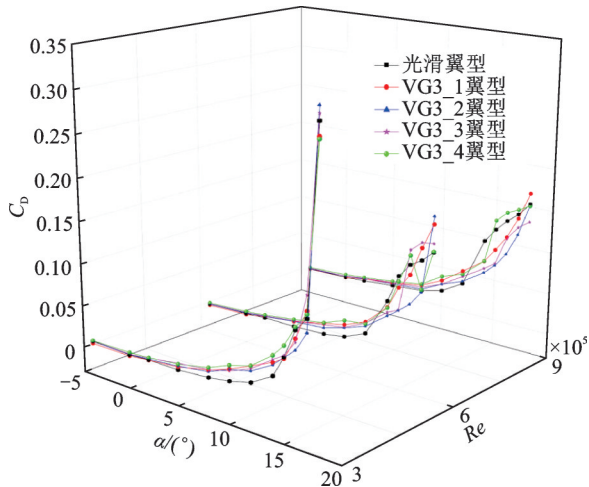


图 6 不同雷诺数下 3 mm 涡流发生器翼型的阻力系数变化曲线

Fig.6 Drag coefficient of 3 mm vortex generator airfoil with different Reynolds numbers

与升力系数一致,3 种不同雷诺数下 20% 弦长位置的涡流发生器减阻效果最好。与光滑翼型相比, VG3_2 翼型在 3 种雷诺数时的阻力系数最大降幅分别为 21.9%, 38.6% 和 40.3%, 3 种雷诺数下阻力系数最大降幅对应的攻角分别为 16° , 15° 和 14° 。随着雷诺数的增大,涡流发生器翼型的减阻作用逐渐增强。

综上所述,随着雷诺数的增大,涡流发生器的增升减阻作用逐渐增强。这是因为随着雷诺数的增大,边界层气流流经涡流发生器产生的翼尖涡为边界层底层提供了更多的能量,导致升力系数的显著增加和阻力系数的更大降低。此外,涡流发生器的安装位置既不能太靠前,也不能太靠后,20% 弦长位置的涡流发生器增升减阻效果最好。

2.2 雷诺数对 5 mm 高涡流发生器翼型气动性能的影响

不同雷诺数下光滑翼型和 5 mm 高涡流发生器翼型的升力系数 C_l 和阻力系数 C_d 随风攻角的变化曲线如图 7, 8 所示。

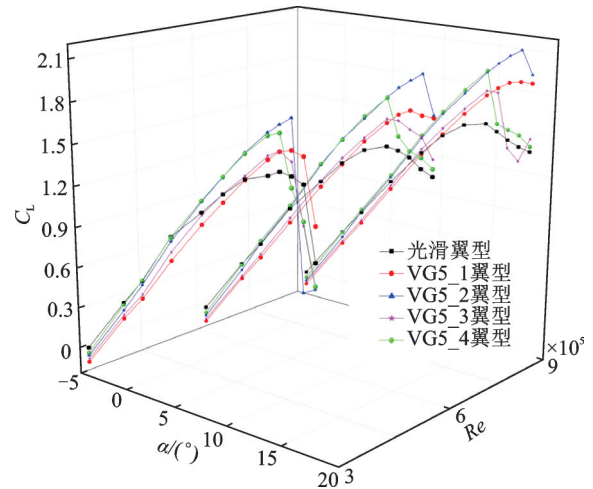


图 7 不同雷诺数下 5 mm 涡流发生器翼型的升力系数变化曲线

Fig.7 Lift coefficient of 5 mm vortex generator airfoil with different Reynolds numbers

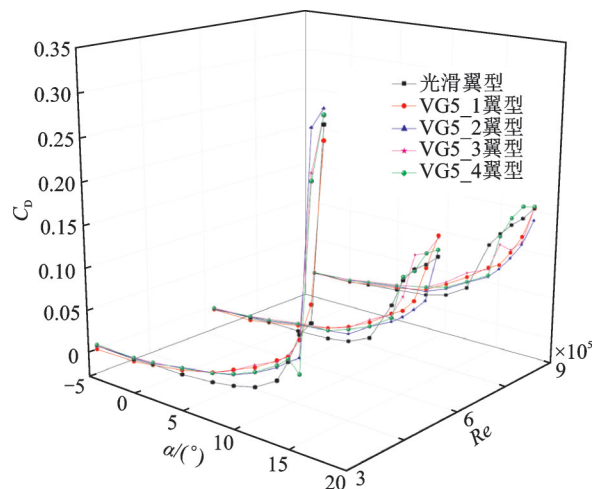


图 8 不同雷诺数下 5 mm 涡流发生器翼型的阻力系数变化曲线

Fig.8 Drag coefficient of 5 mm vortex generator airfoil with different Reynolds numbers

由图 7 可知,在 3 种雷诺数下,安装的涡流发生器翼型的最大升力系数均大于光滑翼型,说明 4 个安装位置的涡流发生器均具有增升作用。

比较 4 个安装位置涡流发生器对翼型升力系数的影响可知,3 种不同雷诺数下均为 20% 弦长位置的涡流发生器增升效果最好。与光滑翼型相比, VG5_2 翼型在 3 种雷诺数时的最大升力系数增幅分别为 21.5%, 34.2% 和 38.4%, 随着雷诺数的增大,安装涡流发生器翼型的最大升力系数增幅逐渐增大,增升作用逐渐增强。

与图 5 中同一雷诺数下的 3 mm 高涡流发生器相比,5 mm 高涡流发生器使翼型的最大升力系数提高更多,且当雷诺数 $Re=3 \times 10^5$ 时,4 个安装位置的

5 mm高涡流发生器均有增升作用。

由图8可知,在小攻角时,安装涡流发生器翼型的阻力系数大于光滑翼型;随着攻角的继续增大,安装涡流发生器翼型的阻力系数开始小于光滑翼型,安装涡流发生器翼型发挥了减阻作用。3种不同雷诺数下,4个安装位置的涡流发生器均具有减阻作用。

与升力系数一致,3种不同雷诺数下20%弦长位置的涡流发生器的减阻效果最好。与光滑翼型相比,VG5_2翼型在3种雷诺数下的阻力系数最大降幅分别为25.3%,41.1%和41.3%,3种雷诺数下阻力系数最大降幅对应的攻角分别为16°,15°和14°。随着雷诺数的增大,涡流发生器翼型的减阻作用逐渐增强。

与图6中不同雷诺数下的3 mm高涡流发生器相比,5 mm高涡流发生器使翼型的阻力系数降低更多,且当雷诺数 $Re=3\times 10^5$ 时,4个安装位置的5 mm高涡流发生器均有减阻作用。

综上所述,当雷诺数 $Re=3\times 10^5$ 时,10%弦长和40%弦长2个位置的3 mm高涡流发生器未发挥增升减阻作用,而布置在4个位置的5 mm高涡流发生器均发挥了增升减阻作用;随着雷诺数的增大,2种高度的涡流发生器均发挥了增升减阻作用。在同一雷诺数下,5 mm高涡流发生器增加升力和减小阻力的幅度大于3 mm高涡流发生器,即5 mm高涡流发生器的增升减阻效果优于3 mm高涡流发生器,这是因为边界层气流流经5 mm高的涡流发生器时产生较强的翼尖涡,为边界层底层提供了更多的能量,使升力系数显著增加、阻力系数更大降低。

3 涡流发生器翼型表面压力系数分析

为了进一步分析雷诺数对安装涡流发生器翼型气动性能的影响机理,分别选取2种高度涡流发生器中增升减阻效果最好的20%弦长安装位置,对安装这2种涡流发生器的翼型在不同攻角时的表面压力系数进行分析,并与光滑翼型进行了对比。当 α 为5°,14°,16°和18°时,不同雷诺数下涡流发生器翼型的表面压力系数变化曲线如图9所示。图中: x 轴为翼型表面测压点的横坐标 x 与翼型弦长 c 的比值; y 轴为雷诺数; z 轴 C_p 表示翼型表面各测压点的压力系数,均为无量纲参数。当气流经过涡流发生器时,其两侧变成了压力面和吸力面,两侧压力不平衡导致涡流产生。试验时测压孔布置在一对涡流发生器的中间,由于测压孔位于2个涡流发生器的吸力侧,

因此在涡流发生器安装位置附近, C_p 曲线会出现波动。

由图9(a)可知,当攻角 $\alpha=5^\circ$ 时,翼型的吸力面在3种雷诺数时均未出现压力平台,即未出现边界层分离。安装涡流发生器翼型的 C_p 曲线环幅略小于光滑翼型,但压力系数值相差不大,随着雷诺数的增大,安装涡流发生器翼型与光滑翼型的压力系数差值逐渐减小。

当攻角增大至 $\alpha=14^\circ$ 时,如图9(b)所示,光滑翼型的吸力面在3种雷诺数下出现压力平台的位置分别为70%弦长,80%弦长和80%弦长,而安装涡流发生器翼型在3种雷诺数时均未出现压力平台,可见涡流发生器能够完全抑制边界层的流动分离。VG5_2翼型的 C_p 曲线环幅最大,其次是VG3_2翼型,光滑翼型最小。随着雷诺数的增大,涡流发生器翼型与光滑翼型的压力系数差值逐渐增大。

随着风攻角的继续增大,翼型表面逆压梯度逐渐增加,翼型的边界层分离位置前移。由图9(c)可知:当攻角 $\alpha=16^\circ$ 时,光滑翼型的吸力面在3种雷诺数时出现压力平台的位置均前移至60%弦长;而安装涡流发生器翼型仅当雷诺数为 3×10^5 时,VG3_2翼型在70%弦长附近出现压力平台,其他工况均未出现压力平台。此外,VG5_2翼型的 C_p 曲线环幅最大,其次是VG3_2翼型,光滑翼型最小。随着雷诺数的增大,涡流发生器翼型与光滑翼型的压力系数差值逐渐增大,与 $\alpha=14^\circ$ 时一致。

当攻角增大至 $\alpha=18^\circ$ 时,由图9(d)可知:光滑翼型的吸力面在3种雷诺数时出现压力平台的位置分别前移至30%弦长、40%弦长和40%弦长,而VG3_2翼型的吸力面在3种雷诺数时出现压力平台的位置分别前移至20%弦长、70%弦长和60%弦长;雷诺数为 3×10^5 和 6×10^5 时,VG5_2翼型的吸力面分别在20%弦长和80%弦长附近出现压力平台;而雷诺数为 9×10^5 时,VG5_2翼型的吸力面未出现压力平台。雷诺数为 3×10^5 时,光滑翼型的 C_p 曲线环幅最大,VG3_2和VG5_2翼型的 C_p 曲线基本重合;雷诺数为 6×10^5 和 9×10^5 时,VG5_2翼型的 C_p 曲线环幅最大,其次是VG3_2翼型,光滑翼型最小,与 $\alpha=14^\circ\sim 16^\circ$ 时一致。

综上可知,随着雷诺数的增大,涡流发生器抑制或推迟边界层分离的攻角范围逐渐增大,安装涡流发生器翼型的边界层分离位置逐渐后移,增升减阻作用逐渐增强。这是因为随着雷诺数的增大,来流风速逐渐增大,当流体沿着翼型表面流动并经过涡流发生器时,形成的涡流的动量和能量逐渐增大,与

边界层底层的流体混合后的流体能量将会增大,从而引起安装涡流发生器的翼型边界层分离位置逐渐后移。其中,5 mm 高涡流发生器抑制或推迟边界层分离的攻角范围大于 3 mm 高涡流发生器,这是因为边界层气流流经 5 mm 高的涡流发生器时产生的翼尖涡强度高于 3 mm 涡流发生器,从而为边界层底层的流体提供了更多的能量。

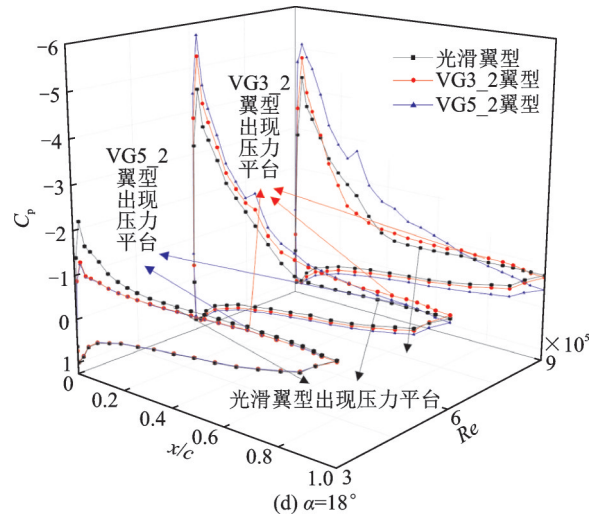
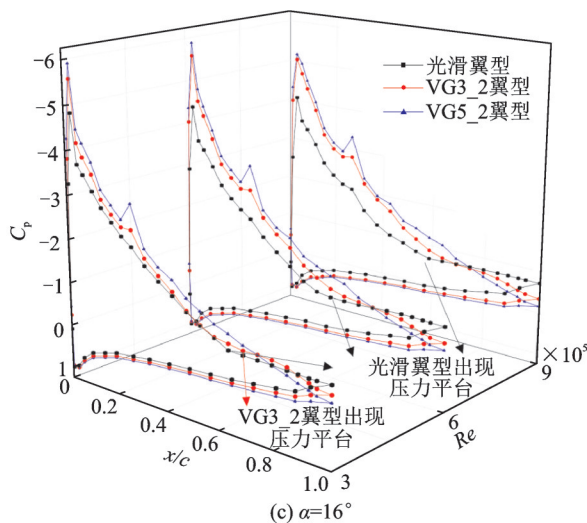
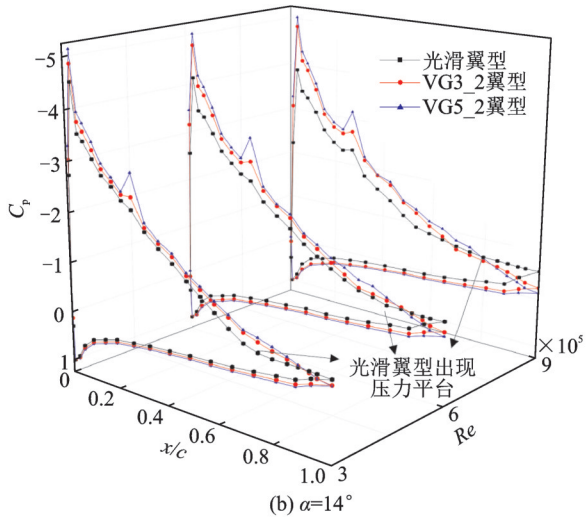
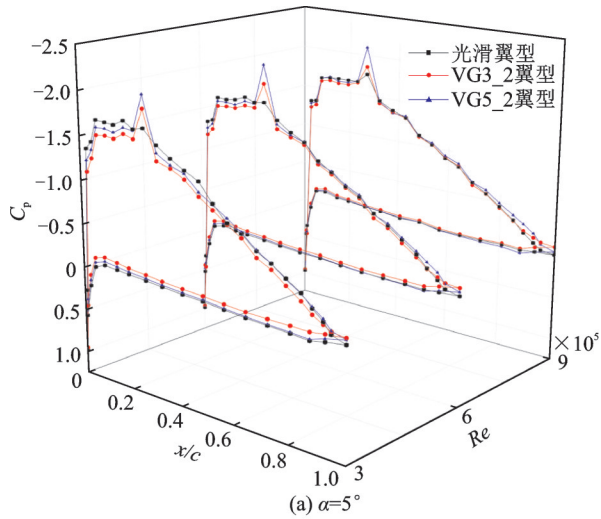


图 9 4 种攻角时不同雷诺数下涡流发生器翼型的表面压力系数变化曲线

Fig.9 Pressure coefficient of vortex generator airfoil at four attack angles with different Reynolds numbers

4 结 论

1) 雷诺数过小时,涡流发生器未发挥增升减阻作用。随着雷诺数的增大,涡流发生器的增升减阻作用逐渐增强。这是因为随着雷诺数的增大,边界层气流流经涡流发生器产生的翼尖涡为边界层底层提供了更多能量,导致升力系数增加、阻力系数降低。

2) 涡流发生器在翼型表面存在一个最佳安装位置,既不能太靠前,也不宜太靠后。3 mm 和 5 mm 这 2 种高度的涡流发生器最佳安装位置均为 20% 弦长位置,此时增升减阻效果最佳。

3) 与 3 mm 高的涡流发生器相比,5 mm 高的涡流发生器产生的翼尖涡可以为边界层注入更高的能量。在不同雷诺数条件下,5 mm 高的涡流发生器的增升减阻效果均优于 3 mm 高的涡流发生器。

4) 随着雷诺数的增大,安装涡流发生器翼型的边界层分离位置逐渐后移,涡流发生器抑制翼型边界层分离的攻角范围逐渐增大。其中,5 mm 高涡流发生器抑制和推迟边界层分离的效果优于 3 mm 高的涡流发生器。

参 考 文 献

[1] 高翔,胡骏,王志强,等.定桨距变速风力机气动性能测试与流场测量[J].振动、测试与诊断,2014,34(1):102-107.
GAO Xiang, HU Jun, WANG Zhiqiang, et al. Performance test and flow field measurement of fixed-pitch variable-speed wind turbine [J]. Journal of Vibration,

- Measurement & Diagnosis, 2014, 34(1): 102-107. (in Chinese)
- [2] 吴映芳, 赵春妮, 张立新, 等. 涡流发生器在风力发电机组叶片上的应用[J]. 天津科技, 2018, 45(9): 80-83.
WU Yingfang, ZHAO Chunni, ZHANG Lixin, et al. Application of vortex generator to wind turbine blade [J]. Tianjing Science & Technology, 2018, 45(9): 80-83. (in Chinese)
- [3] LIN J C. Review of research on low-profile vortex generators to control boundary-layer separation [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38: 389-420.
- [4] ZHANG L, LI X X, YANG K, et al. Effects of vortex generators on aerodynamic performance of thick wind turbine airfoils [J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2016, 156: 84-92.
- [5] 张惠, 赵宗德, 周广鑫, 等. 涡发生器参数对风力机翼型性能影响实验研究[J]. 太阳能学报, 2017, 38(12): 3399-3405.
ZHANG Hui, ZHAO Zongde, ZHOU Guangxin, et al. Experimental investigation of effect of vortex generator's parameter on performance of wind turbine airfoil [J]. Acta Energetica Solaris Sinica, 2017, 38(12): 3399-3405. (in Chinese)
- [6] OMAR M F, MARC M, OMAR I, et al. Design optimization of the aerodynamic passive flow control on NACA 4415 airfoil using vortex generators [J]. European Journal of Mechanics B/Fluids, 2016, 56: 82-96.
- [7] 张磊, 杨科, 徐建中. 涡流发生器对风力机专用翼型气动特性的影响[J]. 工程热物理学报, 2010, 31(5): 749-752.
ZHANG Lei, YANG Ke, XU Jianzhong. Effects on wind turbine airfoils by vortex generators [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(5): 749-752. (in Chinese)
- [8] WANG H P, ZHANG B, QIU Q G, et al. Flow control on the NREL S809 wind turbine using vortex generators [J]. Energy, 2017, 118(4): 1210-1221.
- [9] 戴丽萍, 焦建东, 李新凯, 等. 涡流发生器安装位置对风力机翼型流场影响的数值研究[J]. 太阳能学报, 2016, 37(2): 276-281.
DAI Liping, JIAO Jiandong, LI Xinkai, et al. Numerical investigation on effect of installation position of vortex generator on aerodynamic characteristics of wind turbine airfoil [J]. Acta Energetica Solaris Sinica, 2016, 37(2): 276-281. (in Chinese)
- [10] 李新凯, 康顺, 戴丽萍, 等. 涡发生器结构对翼型绕流场的影响[J]. 工程热物理学报, 2015, 36(2): 326-329.
LI Xinkai, KANG Shun, DAI Liping, et al. Effects on airfoil flow field by structure of vortex generators [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2015, 36(2): 326-329. (in Chinese)
- [11] VELTE C M, HANSEN M O L, CAVAR D. Flow analysis of vortex generators on wing sections by stereoscopic particle image velocimetry measurements [J]. Environmental Research Letters, 2008, 3(1): 1-12.
- [12] WANG H, DING Y, EISELE O, et al. Quantifying the effect of vortex generator installation on wind power production: an academia-industry case study [J]. Renewable Energy, 2017, 113: 1589-1597.
- [13] CHRISTIAN B, WITOLD S, MAC G, et al. Full scale turbine test of vortex generators mounted on the entire blade [C]//The Science of Making Torque from Wind 2016. Munich, Germany: [s. n.], 2016.
- [14] 郝礼书, 乔志德, 宋文萍. 基于涡流发生器的翼型失速流动控制及雷诺数效应影响研究[J]. 实验力学, 2011, 26(3): 323-328.
HAO Lishu, QIAO Zhide, SONG Wenping. Investigation on airfoil stall flow controlling and Reynolds number effect based on a vortex generator [J]. Journal of Experimental Mechanics, 2011, 26(3): 323-328. (in Chinese)
- [15] 刘庆宽. 多功能大气边界层风洞的设计与建设[J]. 实验流体力学, 2011, 25(3): 66-70.
LIU Qingkuan. Aerodynamic and structure design of multifunction boundary-layer wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(3): 66-70. (in Chinese)
- [16] BRUDERLIN M, ZIMMER M, HOSTERS N, et al. Numerical simulation of vortex generators on a winglet control surface [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 71: 651-660.



第一作者简介:高超,女,1986年1月生,博士生。主要研究方向为随机激励下大型结构振动与响应。曾发表《涡流发生器对风力机叶片薄翼型气动性能影响的试验研究》(《太阳能学报》2021年第42卷)等论文。

E-mail: gaochao5bm08@126.com

通信作者简介:贾娅娅,女,1987年9月生,博士、讲师。主要研究方向为风力机空气动力学。

E-mail: jyyflying@126.com