

文章编号:0254-0096(2018)09-2410-08

# 涡发生器间距对翼型气动性能影响的实验研究

胡 昊<sup>1</sup>, 李新凯<sup>2</sup>, 王晓东<sup>3</sup>, 康 顺<sup>3</sup>

(1. 华北水利水电大学电力学院, 郑州 450045; 2. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100190;

3. 华北电力大学能源动力与机械工程学院, 北京 102206)

**摘 要:** 以 DU93-W-210 风力机专用翼型为研究对象, 采用风洞实验方法研究 4 组涡发生器 (VGs) 间距 ( $S=5H$ 、 $7H$ 、 $13H$ 、 $19H$ ,  $H$  为 VGs 高度) 对翼型气动性能的影响规律。风洞实验结果发现: 在洁净翼型失速攻角 ( $8^\circ$ ) 之前, 涡发生器对翼型的升力系数影响较小。而对于阻力系数及升阻比, 当间距  $S=5H$ 、 $7H$  时会使翼型的阻力系数增加, 其中  $S=5H$  时阻力最多增加 27%, 升阻比降低 19%。间距  $S=13H$ 、 $19H$  时使翼型阻力系数降低, 其中  $S=13H$  时阻力最多降低 70%, 升阻比最多增加 160%; 在翼型失速攻角 ( $8^\circ$ ) 之后, 涡发生器均能增加翼型升力、降低阻力、增加升阻比, 其中  $S=5H$  时翼型升力系数最多增加 48%, 增加失速攻角近  $10^\circ$ , 且在失速攻角之后,  $S=5H$  时翼型升阻比增加最多。故加装涡发生器不一定在全攻角范围内均增加翼型升阻比, 但会增加翼型最佳升阻比的攻角范围。所以, 涡发生器存在最佳间距, 若从最大升力系数来判断, 当间距  $S=5H$  时效果最佳。若从最大升阻比来看, 当间距  $S=13H$  时效果更佳。

**关键词:** 涡发生器; 翼型; 气动性能; 风洞实验

**中图分类号:** TK83

**文献标识码:** A

## 0 引 言

大型水平轴风力机在运行过程中, 叶片根部会发生较大尺度的流动分离。叶片发生流动分离后会影响到风轮对风能的捕获功率<sup>[1-3]</sup>。涡发生器 (VGs) 可抑制流动分离, 其主要工作原理是流体流过 VGs 时会产生强度较强的集中涡, 通过集中涡旋转, 将边界层外的高能流体卷入边界层底层, 为边界层内的低能流体注入能量, 从而达到推迟或抑制边界层分离的目的<sup>[4-7]</sup>。

在涡发生器研究方面, Lin<sup>[8]</sup>通过实验手段在平板上研究 VGs 抑制边界层流动分离的效果, 分析 VGs 抑制流动分离的机理。文献<sup>[9-11]</sup>采用试验方法研究了带逆压梯度的平板上三角形 VGs 排列方式对控制边界层分离的效果。文献<sup>[12, 13]</sup>采用数值计算的方法研究三角形 VGs 对风力机翼型及叶片气动性能的影响, 发现 VGs 在一定攻角范围内可有效抑制流动分离。西北工业大学刘 刚等<sup>[14]</sup>通过数值模拟的方法, 探究 VGs 排列方式和几何尺寸对翼型流动分离的影响, 进而得出超临界机翼气

动性能的影响规律。

VGs 是按一定规则布置于叶片表面的若干个小翼的组合, VGs 均成对布置, 两对 VGs 之间的间距会影响 2 个集中涡的展现运动, 从而会影响 VGs 的流动控制效果。为了研究两对 VGs 之间的间距对翼型气动性能的影响规律, 本文以风力机专用翼型 DU93-W-210 为研究对象, 采用风洞试验的方法, 研究涡发生器的间距对翼型气动性能的影响规律。

## 1 实验模型及实验方法

本文实验在华北电力大学风洞实验台中完成, 该风洞为大型回流式低速风洞实验台 (见图 1), 隶属国家新能源重点实验室。风力机翼型段在二元实验段测试, 实验段长宽分别为:  $4.5\text{ m} \times 3\text{ m} \times 1.5\text{ m}$ , 风速最高可达  $60\text{ m/s}$ 。该实验段配备 256 通道和 64 通道的电子扫描阀、美国 NI 公司 PXI 数据采集系统等。翼型上游安装来流风速管, 风速管根据皮托管原理测得来流总压, 风速管侧壁开有小孔, 用来测得来流静压。风速管测得总压减静压得到来流

收稿日期: 2016-09-29

基金项目: 郑州市科技攻关项目 (153PKJGG122); 河南省重点科技攻关计划 (142102210059); 河南省重点科技攻关计划 (182102210327)

通信作者: 李新凯 (1984—), 男, 博士、博士后, 主要从事风力机空气动力学及流动控制方面的研究。lxncepu@163.com

风速。翼型表面中间截面位置安装 96 个压力测孔,用来测得翼型表面压力系数分布。翼型下游尾耙有 111 个总压测孔,5 个静压测孔,通过计算得到翼型升阻力系数。风洞二元段及测试翼型如图 1 所示。



图1 风洞二元段及测试翼型

Fig. 1 2-D section of wind tunnel and test airfoil

翼型气动力的计算公式如下:

动压  $q_\infty$  计算公式:

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_0 V^2 \quad (1)$$

式中,  $\rho_0$  ——当地空气密度,  $\text{kg/m}^3$ ;  $V$  ——来流速度,  $\text{m/s}$ 。

翼型表面各点压力系数  $C_p$  的计算公式:

$$C_p = \frac{p_i - p_\infty}{q_\infty} \quad (2)$$

式中,  $p_i$  ——翼型上下表面各点的静压,  $\text{Pa}$ ;  $p_\infty$  ——来流静压,  $\text{Pa}$ ;  $q_\infty$  ——来流速压,  $\text{Pa}$ 。

翼型表面法向力系数  $C_n$  计算公式:

$$C_n = \int_{\frac{x}{C}=0}^{\frac{x}{C}=1} C_{p\text{下}} d\left(\frac{x}{C}\right) - \int_{\frac{x}{C}=0}^{\frac{x}{C}=1} C_{p\text{上}} d\left(\frac{x}{C}\right) \quad (3)$$

式中,  $C_{p\text{上}}$ 、 $C_{p\text{下}}$  ——翼型上下表面的压力系数;  $C$  ——翼型弦长,  $\text{m}$ ;  $x$  ——测压点在弦线上的位置,  $\text{m}$ 。

力矩系数  $C_m$  的计算公式:

$$C_m = \int_{\frac{x}{C}=0}^{\frac{x}{C}=1} C_{p\text{下}} \left(\frac{x}{C}\right) \left(\frac{x_B}{C} - \frac{x}{C}\right) d\left(\frac{x}{C}\right) - \int_{\frac{x}{C}=0}^{\frac{x}{C}=1} C_{p\text{上}} d\left(\frac{x}{C}\right) \left(\frac{x_B}{C} - \frac{x}{C}\right) d\left(\frac{x}{C}\right) \quad (4)$$

式中,  $x_B = 0.3C$ 。

翼型阻力系数  $C_d$  计算公式:

$$C_d = \frac{2}{c} \int_{wl} \sqrt{\frac{P_{01} - P}{P_0 - P_\infty}} \left( 1 - \sqrt{\frac{P_{01} - P_\infty}{P_0 - P_\infty}} \right) dy \quad (5)$$

式中,  $wl$  ——积分面积,  $\text{m}^2$ ;  $p_{01}$  ——尾迹区总压,  $\text{Pa}$ ;  $p$  ——尾迹区平均静压,  $\text{Pa}$ ;  $p_0$  ——来流总压,  $\text{Pa}$ ;  $p_\infty$  ——来流静压,  $\text{Pa}$ 。

翼型升力系数  $C_l$  的计算公式:

$$C_l = C_n \cos \alpha - (C_x - C_n) \tan \alpha \quad (6)$$

式中,  $\alpha$  ——翼型迎角,  $(^\circ)$ 。

空气密度  $\rho$  公式:

$$\rho = \frac{p_a \times 133.3}{287.0426 \times (273.5 + t_0)} \quad (7)$$

式中,  $p_a$  ——大气压,  $\text{mmHg}$ ;  $t_0$  ——大气温度,  $^\circ\text{C}$ 。

雷诺数  $Re$  计算公式:

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu} \quad (8)$$

式中,  $l$  ——翼型特征长度,  $\text{m}$ ;  $\mu$  ——空气粘性系数,  $\text{Pa}\cdot\text{s}$ 。

## 2 洁净翼型实验

### 2.1 实验方案

实验翼型为风力机专用翼型 DU93-W-210,翼型相对厚度 21%,尖尾缘,弦长  $C=0.8\text{ m}$ 。实验翼型几何如图 2 所示。基于弦长的雷诺数为  $1 \times 10^6$ ,翼型实验攻角范围  $-10^\circ \sim 25^\circ$ ,实验间隔为  $1^\circ$ 。此时翼型表面未加载 VGs。



图2 实验翼型

Fig. 2 Test airfoil

### 2.2 实验结果

图 3 为风洞实验结果,图例中 NCEPU 为本文风洞实验结果、NPU 为西北工业大学风洞结果、Delft 为代尔夫特大学风洞结果。从图 3a 可见,在升力系数的线性段,本文测得的实验数据与西北工业大学及代尔夫特大学实验结果基本吻合,而在翼型失速之后,本文测得升力系数较高,而西北工业大学及代尔夫特大学测得翼型升力系数下降较多,升力系数先下降后略有升高。由图 3b 可见,在翼型失速攻角 ( $8^\circ$ ) 之前,翼型的阻力系数较低,且本文

测得的阻力系数与西北工业大学及 Delft 测得阻力系数基本吻合,而在翼型失速之后,本文测得的阻力系数高于西北工业大学数据,而与 Delft 数据差别较小。由于翼型失速之后,其气动性能较不稳定,升阻力系数都需修正,而每个单位修正的方法不尽相同,但我们真正关心的是在翼型失速之前的气动性能,所以本实验的实验方法及测试数据是有效的。

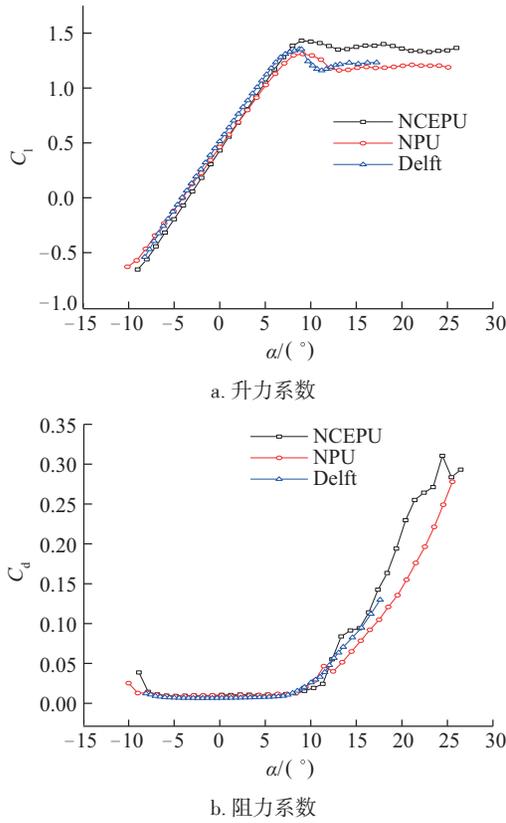


图3 实验结果对比

Fig. 3 Comparison of experimental results

图 4 为不同攻角下,翼型表面升阻力系数分布。由图 4 可见,在  $-10^\circ$ 、 $-5^\circ$  攻角时,翼型处于负攻角,翼型上下表面的压差与正攻角时相反,随着负攻角的减小上下表面的压差逐渐减小。在  $0^\circ$ 、 $5^\circ$  攻角时,随着攻角的增加,翼型上下表面的压差逐渐增大,但压力系数曲线未出现压力平台。随着攻角的增加,  $10^\circ$  攻角时在翼型上表面的尾缘出现了小的压力平台,此时在翼型尾缘处发生了较小尺度的流动分离。而  $15^\circ$  攻角时压力平台向翼型前缘推移,在约  $0.5C$  处出现了压力平台,此时翼型分离尺度变大。在  $20^\circ$ 、 $25^\circ$  攻角时,翼型的压力平台继续前移,在  $25^\circ$  时,在距前缘约  $0.2C$  处产生压力平台,

此时翼型出现较大的流动分离。

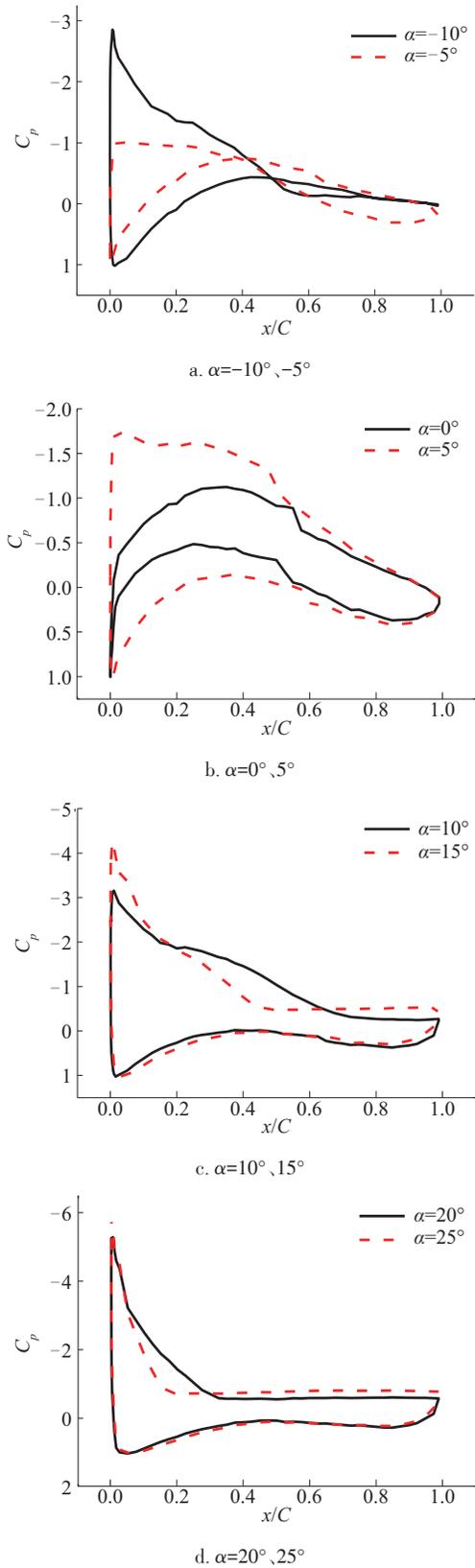


图4 翼型表面升阻力系数

Fig. 4 Distribution of lift and drag coefficient on airfoil surface

图5为不同攻角时,尾把处的总压系数。总压系数亏损得越多,说明翼型的压差阻力越大。由图5可见,从 $-10^\circ$ 向 $+5^\circ$ 攻角变化时,尾把处的总压亏损逐渐减小,而 $-5^\circ$ 、 $0^\circ$ 、 $5^\circ$ 这3个攻角时,尾把处的总压亏损差别较小,这也对应着在这3个攻角时其阻力系数相差不多。从 $10^\circ$ ~ $25^\circ$ 攻角变化时,尾把处的总压亏损面积越来越大,说明随着攻角的增加翼型的差阻力也越来越大。

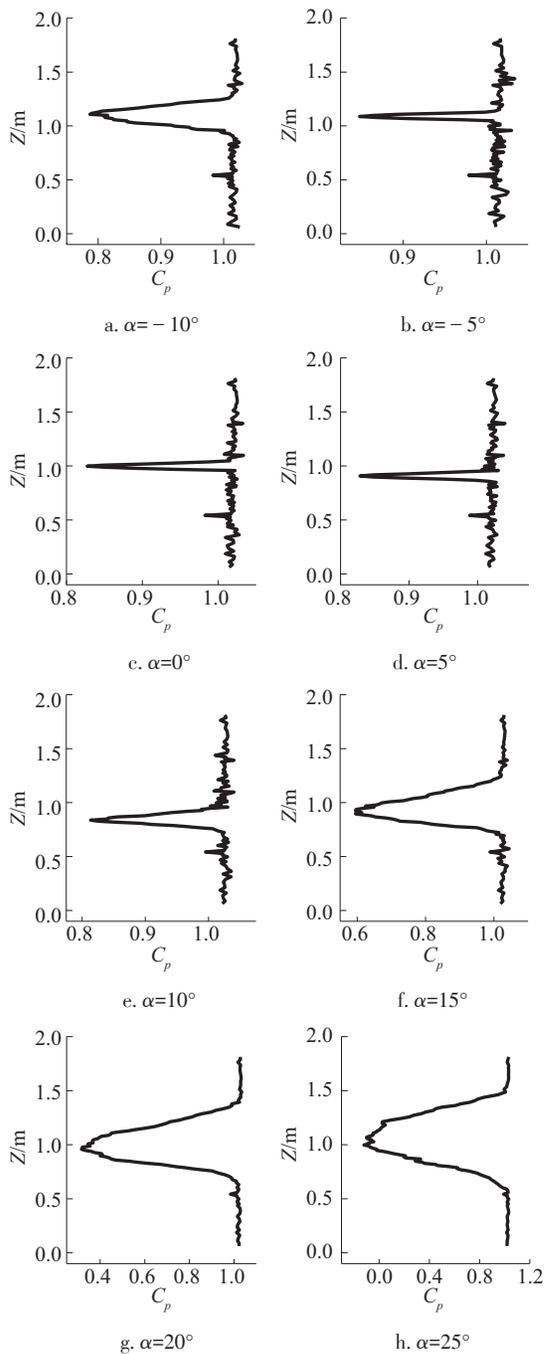


图5 尾把处总压系数

Fig. 5 Distribution of total pressure coefficient of tail rake

图6为不同攻角时,翼型吸力面丝线显示图片,图片中点划线位置为距前缘 $0.2C$ 位置,虚线为叶片表面分离位置。由图6可见,在 $0^\circ$ 攻角时,翼型表面丝线排列规则,说明此时翼型表面流动顺畅,翼型吸力面未发生流动分离。 $5^\circ$ 攻角时,在翼型尾缘丝线变得紊乱,此时在翼型尾缘处发生了较小的流动分离。而 $10^\circ$ ~ $20^\circ$ 攻角范围内,随着攻角的增加,丝线紊乱的区域继续扩大,分离流线向前缘移动。 $22^\circ$ 攻角时,翼型吸力面的分离线已达到距前缘 $0.2C$ 处, $25^\circ$ 攻角时,分离线位于 $0.2C$ 处的上游,分离位置几乎占据了整个翼面。从图6中也可发现,分离区域基本上中间分离较大,在翼型上下端壁分离尺度较小,对应着分离线向中间突出,这是因为上下端壁存在较小的缝隙,缝隙中的流体在一定程度上破坏了壁角涡,还在一定程度上减小了上下端壁处翼型表面的分离涡,所以上下端壁处分离尺度较中间小。

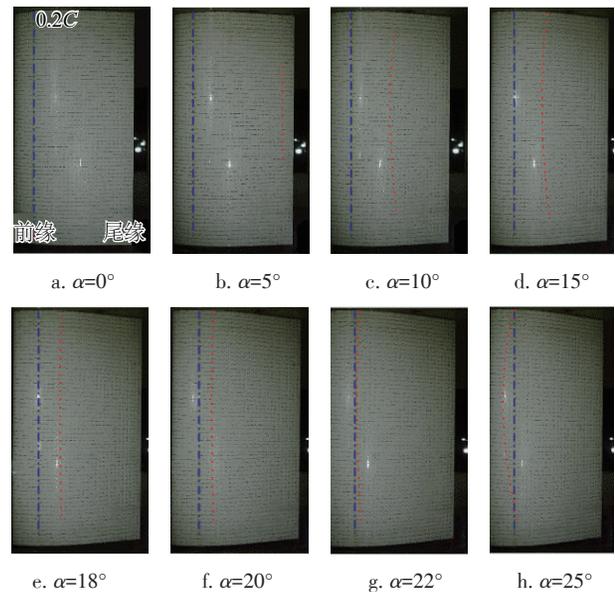


图6 翼型表面丝线

Fig. 6 Airfoil surface threads

### 3 带涡发生器翼型

#### 3.1 实验方案

实验翼型参数见2.1节, VGs 布置于距前缘 $0.2C$ 处,带 VGs 的实验翼型及 VGs 的排列方式见图7, VGs 几何参数及排列参数见表1。定义两对 VGs 之间的距离为 VGs 间距  $S$  (见图7)。研究4个

涡发生器间距对翼型气动性能的影响,4个间距分别为 $5H$ 、 $7H$ 、 $13H$ 、 $19H$  ( $H$ 为VGs高度)。实验条件及攻角范围同2.1节。

表1 VGs几何及布局参数

Table 1 VGs geometric parameters and arrangement

安装角 $\beta/(\circ)$	弦长 $\lambda/H$	高度 $H/\text{mm}$	间距 $S/H$	节距 $\lambda/H$
20	2.5	6	5、7、13、19	5



图7 实验翼型及VGs排列方式

Fig. 7 Test airfoil and VGs geometric models

### 3.2 实验结果

图8为有、无VGs时,翼型升阻力系数及升阻比曲线。由图8a可见,对于翼型的升力系数,洁净翼型在 $8^\circ$ 攻角左右发生失速,翼型失速后升力系数基本保持不变。而带涡发生器翼型在 $8^\circ$ 攻角时未

发生失速,升力系数继续增加。带VGs翼型的升力系数较洁净翼型均有所提高,带VGs翼型失速攻角变大。对比不同VGs间距的差别,在 $8^\circ$ 攻角之前,不同VGs间距升力系数基本无差别,在 $8^\circ$ 攻角之后, $S=19H$ 时升力系数最低;从最大升力系数来看, $S=5H$ 时升力系数最高, $S=7H$ 次之;而在 $21^\circ\sim 23^\circ$ 攻角时, $S=7H$ 与 $S=13H$ 升力系数差别较小,且均高于 $S=5H$ 。图8b为翼型阻力系数分布,由图8b可见, $S=19H$ 时其阻力系数与洁净翼型差别较小,而其余3个VGs间距在洁净翼型失速之后均能降低翼型阻力系数。对比4个VGs间距的差别,在 $8^\circ$ 攻角之前, $S=19H$ 时其阻力系数最低,而在 $8^\circ$ 攻角之后,其阻力系数最大;在 $13^\circ\sim 21^\circ$ 攻角范围内, $S=13H$ 的阻力系数最大, $S=5H$ 的阻力系数最低。图8c为翼型升阻比分布,由图8c可见,在 $8^\circ$ 攻角之前,VGs间距 $S=13H$ 、 $19H$ 时,均增加了翼型的最大升阻比,且 $S=13H$ 时增加的最多。而其余2个VGs间距降低了翼型升阻比。在 $8^\circ$ 攻角之后, $S=19H$ 时其升阻比与洁净翼型差别较小,而其余3个VGs间距均能增加翼型升阻比。不同VGs间距之间,在 $8^\circ$ 攻角之前, $S=13H$ 时升阻比最大,而在 $8^\circ$ 攻角之后, $S=5H$ 时升阻比最大。由图8c可见,涡发生器增加了最佳升阻比的攻角范围。

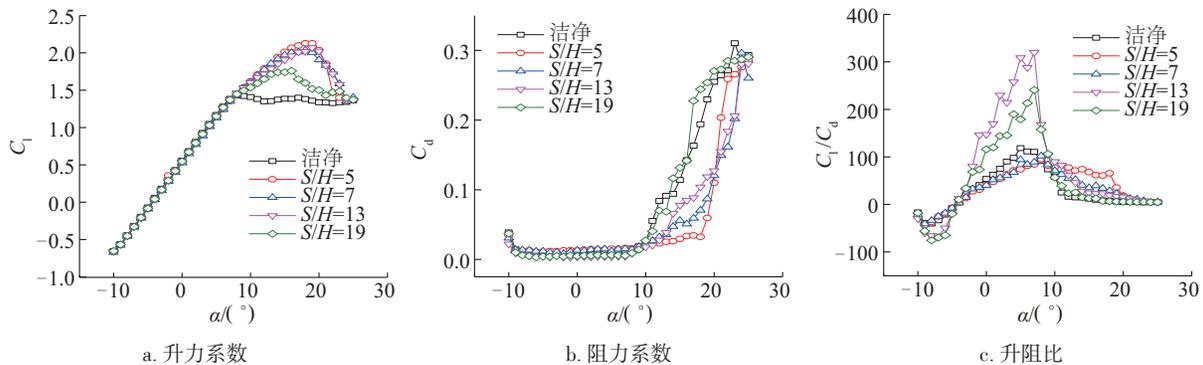


图8 有无VGs时翼型气动性能

Fig. 8 Curves of lift, drag coefficient and lift-drag ratio with-no VGs

图9为有、无VGs时翼型表面 $C_p$ 分布曲线。由图9可见,在 $0^\circ$ 、 $5^\circ$ 攻角时,有无VGs翼型的 $C_p$ 曲线基本重合,此时VGs对流场并未起到多大作用;在 $\alpha=10^\circ$ 攻角时,VGs均能在一定程度上推迟或抑制压力平台。当 $S=19H$ 时,在翼型尾缘处出现了较小的压力平台,而其余3个VGs间距均未出现压力平台;在 $\alpha=15^\circ$ 、 $18^\circ$ 攻角时,VGs间距 $S=19H$

的 $C_p$ 曲线出现压力平台的位置更靠近前缘, $S=5H$ 时 $C_p$ 曲线未出现压力平台, $S=7H$ 与 $S=13H$ 的 $C_p$ 曲线分布差别较小;在 $\alpha=20^\circ$ 攻角时,VGs间距 $S=19H$ 时 $C_p$ 曲线与洁净翼型差别较小,而其余3个VGs间距 $C_p$ 曲线压力平台较小,且均能推迟压力平台;在 $\alpha=22^\circ$ 攻角时,VGs间距 $S=5H$ 时 $C_p$ 曲线与洁净翼型基本重合;在 $\alpha=25^\circ$ 攻角时,有无VGs翼

型的  $C_p$  曲线基本重合,此时 VGs 已起不到流动控制的目的,由图 6 可知,此攻角时洁净翼型流动分离位置已位于翼型前缘  $0.2C$  上游,分离位置在 VGs 安装位置上游,所以此时 VGs 已无流动控制目的。

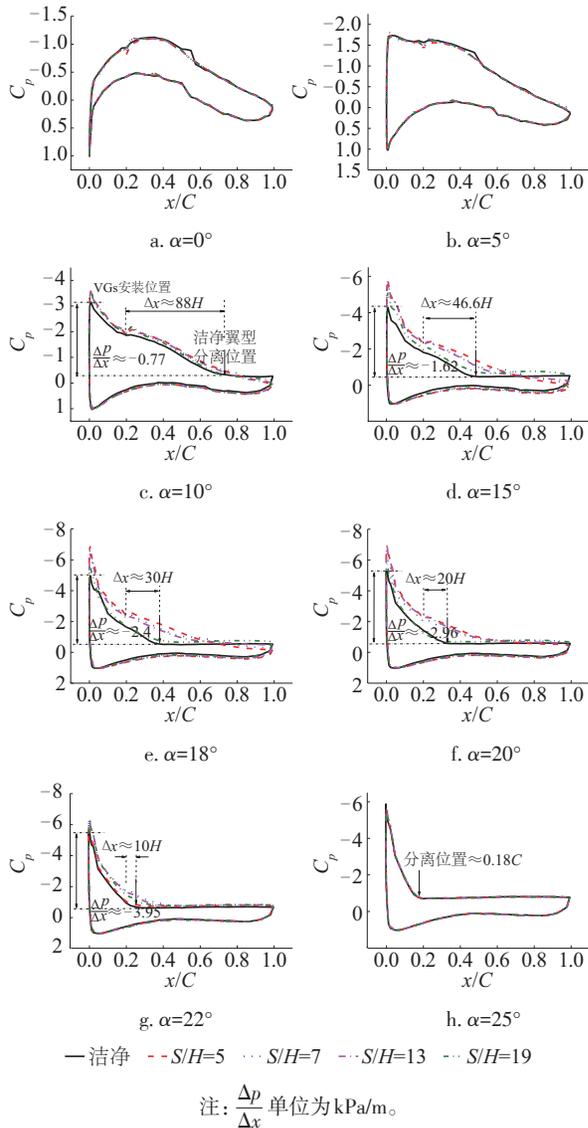


图9 翼型表面  $C_p$  分布

Fig. 9 Distribution of  $C_p$  on airfoil surface

图 10 为翼型尾槲处总压系数分布。由图 10 可见,在  $0^\circ$ 、 $5^\circ$ 、 $10^\circ$  攻角时,有无 VGs 时尾槲总压损失相差不多,故在该攻角范围内,有无 VGs 翼型的型阻差别较小;在  $\alpha=15^\circ$ 、 $18^\circ$ 、 $20^\circ$  时, VGs 间距  $S=19H$  时翼型的总压损失比洁净翼型总压损失大,而其余 3 个 VGs 间距比洁净翼型总压损失小;而  $22^\circ$  攻角时,带 VGs 翼型的总压损失均小于洁净翼型,但 VGs 间距  $S=19H$  时总压损失仍大于其余

3 个 VGs 间距; $\alpha=25^\circ$  攻角时,有无 VGs 时翼型的总压系数差别较小。

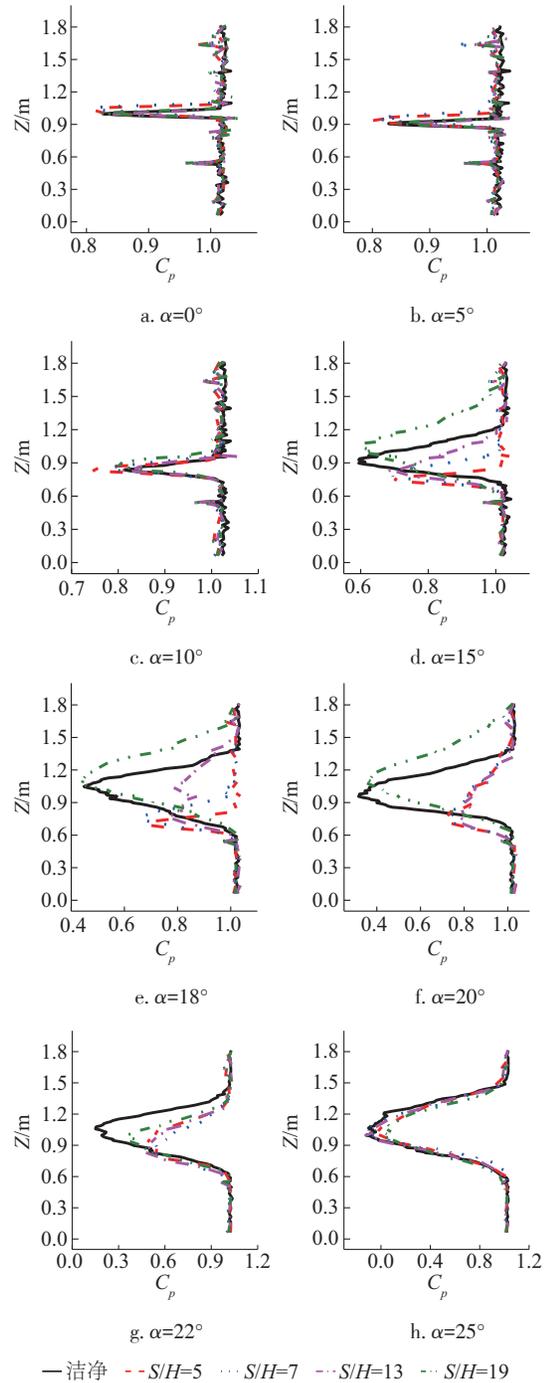


图10 尾槲总压系数分布

Fig. 10 Distribution of total pressure coefficient of tail rake

### 4 结 论

本文以风力机专用翼型 DU93-W-210 翼型为研究对象,采用风洞实验方法研究 4 组涡发生器间距

对翼型气动性能的影响规律,得到以下结论:

1)在洁净翼型失速攻角之前,VGs 流动控制效果不明显,VGs 对翼型气动性能影响较小;在洁净翼型失速攻角之后,VGs 可有效推迟流动分离,增加升力系数、降低阻力系数,增加升阻比,增加翼型失速攻角;继续增加攻角,当分离位置处于 VGs 安装位置上游时,VGs 已不能起到流动控制的目的。

2)VGs 存在最佳间距,若从翼型的最大升力系数来看,当间距  $S=5H$  时翼型升力系数最大,但涡发生器在翼型失速攻角之前降低翼型的升阻比,失速之后增加升阻比,扩大翼型最佳升阻比的攻角范围。而  $S=13H$  时翼型的升阻比效果更好。

#### [参考文献]

- [1] 范忠瑶. 风力机定常与非定常气动问题的数值模拟研究[D]. 北京: 华北电力大学, 2011.
- [1] Fan Zhongyao. Numerical simulations of steady and unsteady aerodynamics of wind turbines[D]. Beijing: North China Electric Power University, 2011.
- [2] 范忠瑶, 康 顺, 王建录. 风力机叶片三维数值计算方法确认研究[J]. 太阳能学报, 2010, 31(3): 279—284.
- [2] Fan Zhongyao, Kang Shun, Wang Jianlu. The validate and research on 3D numerical simulation of the aerodynamic perormance of wind turbine blades[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2010, 31(3): 279—284.
- [3] 张 磊. 风力机钝尾缘叶片及其气动性能改进研究[D]. 北京: 中科院热物理研究所, 2011.
- [3] Zhang Lei. Wind turbine blade with blunt trailing edge and improvements of its aerodynamic performance [D]. Beijing: Institute of Engineering Thermo physics, 2011.
- [4] Akshoy R P, Pritan S R, Vivek K P, et al. Comparative studies on flow control in rectangular S-duct diffuser using submerged vortex generators[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 28(1): 332—343.
- [5] Shun S, Ahmed N A. Wind turbine performance improvements using active flow control techniques [J]. Procedia Engineering, 2012, 49(4): 83—91.
- [6] Jasvipul S C, Shashikanth S, Bhalchandra P. Efficiency improvement study for small wind turbines through flow control[J]. Sustainable Energy Technologies and Assessments, 2014, 7(2): 195—208.
- [7] Leandro O S, Daniel J D, Jurandir I Y. Optimization of winglet type vortex generator positions and angles in platefin compact heat exchanger: Response surface methodology and direct optimization[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2015, 82 (5) : 373—387.
- [8] Lin J C. Review of research on low profile vortex generators to control boundary layer separation[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38(4-5) : 389—420.
- [9] Godard G, Stanislas M. Control of a decelerating boundary layer. Part 1: Optimization of passive vortex generators[J]. Aerospace Science and Technology, 2006, 10(3): 181—191.
- [10] Godard G, Foucaut J M, Stanislas M. Foucaut, M. Stanislas. Control of a decelerating boundary layer. Part 2: Optimization of slotted jets vortex generators[J]. Aerospace Science and Technology, 2006, 10 (5) : 394—400.
- [11] Godard G, Stanislas M. Stanislas. Control of a decelerating boundary layer. Part 3: Optimization of round jets vortex generators[J]. Aerospace Science and Technology, 2006, 10(6): 455—464.
- [12] Johansen J, Sφerensen N N, Zahle F, et al. Aerodynamic accessories[R]. Denmark: Risφ National Laboratory, Risφ -R-1482, 2004.
- [13] Johansen J, Sφerensen N N, Peck M, et al. Rotor blade computations with 3D vortex generators[R]. Denmark: Risφ National Laboratory, Risφ -R-1486, 2005.
- [14] 刘 刚, 刘 伟, 牟 斌, 等. 涡流发生器数值计算方法研究[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(2): 241—244.
- [14] Liu Gang, Liu Wei, Mou Bin, et al. CFD numerical simulation investigation of vortex generators [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(2): 241—244.

## EXPERIMENTAL STUDY OF INFLUENCE OF VORTEX GENERATORS SPACING ON AIRFOIL AERODYNAMIC PERFORMANCE

Hu Hao<sup>1</sup>, Li Xinkai<sup>2</sup>, Wang Xiaodong<sup>3</sup>, Kang Shun<sup>3</sup>

(1. Electric Power Institute, North China University of Water Conservancy and Hydropower, Zhengzhou 450045, China;

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

3. School of Energy Power and Mechanical Engineering, North China Electric Power University, Beijing 102206, China)

**Abstract:** The DU93-W-210 wind turbine airfoil as the research object, studied 4 groups of vortex generators spacing ( $S=5H, 7H, 13H, 19H$ ,  $H$  is the height of vortex generators) influence on the aerodynamic performance of the airfoil using wind tunnel test method. Experimental results showed that in the clean airfoil stall angle, 8 degrees, the lift coefficient of airfoil vortex generator the effect is small. And for the drag coefficient and lift drag ratio, when the spacing is  $5H, 7H$  will make the airfoil drag coefficient increases, the drag of  $S=5H$  increased up to 27%, lower than 19%. When spacing is  $13H$  and  $19H$  the airfoil lift drag, drag coefficient decreases, the  $S=13H$  drag was most reduced 70%, lift drag increased by 160% than most; in the airfoil stall angle, 8 degrees, vortex generator can increase the lift, reduce drag, increase the lift drag ratio, when  $S=5H$  the lift coefficient of airfoil increased up to 48%, increase the stall angle near 10 degrees, and in this angle range,  $S=5H$  the lift drag ratio increased most. So is not necessarily in the angle of vortex generator range increase the lift drag ratio, but will increase the angle range of airfoil lift drag ratio optimal. Therefore, vortex generator has the best spacing, if from the maximum lift coefficient judge, when the spacing is  $5H$  the effect is the best, if from the maximum lift drag ratio judge, when the spacing is  $13H$  the effect is better.

**Keywords:** vortex generators; airfoil; aerodynamic performance; wind tunnel experiment