文章编号: 0258-1825(2015)06-0835-08

# 尾缘襟翼长度对风力机翼型气动性能的影响

韩中合<sup>1</sup>,贾亚雷<sup>1,2,\*</sup>,李恒凡<sup>1</sup>,朱霄珣<sup>1</sup>,董 帅<sup>1</sup>
(1. 华北电力大学电站设备状态监测与控制教育部重点实验室,河北保定 071003;
2. 河北软件职业技术学院,河北保定 071000)

摘 要:针对尾缘襟翼长度对风力机翼型气动性能的影响,分别以 S809 翼型与 DU 翼型为研究对象,设计了 6 种 襟翼长度的襟翼模型,襟翼向翼型压力面偏转角为 10°,襟翼与翼型主体之间为均匀 1 mm 间隙,利用 AUTOCAD 对各襟翼长度模型进行几何建模。采用计算流体力学软件 Fluent 14.0 对各襟翼模型进行不同攻角下的气动性能 计算,对翼型边界附近流场及压力系数等进行了分析比较。结果表明:尾缘襟翼长度对翼型的气动性能有较大的 影响,襟翼长度不仅对襟翼附近的流场产生影响,对整个翼型的流场都有较大影响;带襟翼模型升力系数比无襟翼 模型大大提高,且在一定攻角范围内随着襟翼长度增加,升力系数逐渐增大;带襟翼模型阻力系数比无襟翼模型翼 型大,且在一定攻角范围内随襟翼长度增大阻力系数也增大;带襟翼模型升阻比在一定范围内比无襟翼模型大。 关键词:风力机翼型;分离式尾缘襟翼;计算流体力学;升阻比

中图分类号:V211.41; V211.3 文献标识码:A doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0021

# The effect of trailing edge flaps length on aerodynamics of wind turbine airfoil

Han Zhonghe<sup>1</sup>, Jia Yalei<sup>1,2,\*</sup>, Li Hengfan<sup>1</sup>, Zhu Xiaoxun<sup>1</sup>, Dong Shuai<sup>1</sup>

 (1. Key Lab of Condition Monitoring and Control for Power Plant Equipment Ministry of Education, North China Electric Power University, Baoding 071003, China;
 2. Hebei software institute, Baoding 071003, China)

Abstract: The goal of the study was to investigate the effect of trailing edge flaps length on aerodynamics of wind turbine airfoil, airfoil S809 and DU series airfoil were selected as research objects, and six kinds of flap length airfoil model were designed, have the same chord length of 1000 mm, and the same deflect angle of 10°, the gap between the flap and the main airfoil body was optimized to make the width of gap as even 1 mm. The grids near the trailing edge are refined, and the grid independence is verified through the comparison of the calculated results with grid scales three, which a 148 000 grid model was selected for further calculation. The k- $\omega$  two equation turbulence model for commercial software Fluent was used here to calculate the aerodynamics of the flap models at different attack angles, the streamline, pressure contour and pressure coefficient near border of airfoil were analyzed and compared. The result shows that the flaps length of airfoil with trailing edge flaps has great effect on the aerodynamic performance of the airfoil, not only the streamline near the flap is influenced but also the whole streamline near the airfoil are influenced. The lift coefficient of airfoil with flap is bigger than that of airfoil without flap, and the lift coefficient increases with the increasing of flap length. The drag coefficient of flap model is also bigger than that of airfoil without flap, and the drag coefficient of flap model is also bigger than that of airfoil without flap, and the drag coefficient of flap model is also bigger than that of airfoil without flap.

收稿日期:2015-02-10; 修订日期:2015-07-31

基金项目:国家自然科学基金(11302076);中央高校基本科研业务专项资金(2014XS80)

作者简介:韩中合(1964-),男,河北衡水人,教授,博士生导师,研究方向为:热力设备状态监测与故障诊断、两相流计算与测量、叶轮机械 CFD与优化设计研究. E-mail: han\_zhonghe@163.com

通信作者:贾亚雷\*(1975-),男,河北博野人,副教授,博士研究生,主要研究方向为:风力机叶片设计及优化研究. E-mail:yalei\_jia@163.com

引用格式:韩中合,贾亚雷,李恒凡,等. 尾缘襟翼长度对风力机翼型气动性能的影响[J]. 空气动力学学报,2015,33(6):835-842. doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0021 Han Z H, Jia Y L, Li H F, et al. The effect of trailing edge flaps length on aerodynamics of wind turbine airfoil[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(6): 835-842.

also increases with the increasing of angle of attack. The lift to drag ratio is bigger than that of airfoil without flap at some range of angles of attack.

Keywords: wind turbine airfoil; discrete trailing edge flaps; computational fluid dynamics; lift to drag ratio

# 0 引 言

近年来,风力发电得到迅速发展。叶片是风力发 电机组捕捉风能的关键部件,其翼型升阻力特性对风 力机的整体气动性能有较大的影响。风力机叶片后 缘增加襟翼可以在一定范围内提高风力机翼型的升 力及升阻比,提高风力机低风速时的捕风能力,进而 提高风力机的发电量<sup>[1]</sup>。利用风力机襟翼装置还可 以有效控制风力机叶片上的局部载荷,降低风力机叶 片的疲劳载荷和风力机传动系统以及塔架上的载荷, 提高了叶片及其他关键零部件的寿命,从而降低风力 机的度电成本<sup>[2-4]</sup>。

国内外研究人员在提高风力机翼型升力方面进 行了广泛研究。在各种提高翼型升力的方法及装置 中,翼型尾缘添加襟翼可以显著提高翼型的升力以及 升阻比。目前所研究的襟翼主要有 Gurney 襟翼、微 型滑动襟翼(MICROTAB)、分离式尾缘襟翼以及可变 形尾缘襟翼。国内外学者对加装 Gurnev 襟翼的翼型 气动性能进行了大量的研究,研究结果表明:翼型尾缘 加装 Gurney 襟翼在一定范围内能够改善翼型附近流 场分布及翼型的压力系数分布,进而可提高翼型升力 及升阻比,改善翼型的综合气动性能[5-8]。李仁年等采 用 Fluent 对加装 Gurney 襟翼和改进的钝尾缘翼型气 动特性进行了计算分析,提出加装 Gurney 襟翼和钝尾 缘改进翼型气动性能均优于原型<sup>[9]</sup>。张旭等研究了襟 翼高度和压力面光滑连接襟翼顶端的开始位置对翼型 气动性能的影响<sup>[10]</sup>。Troldborg 利用 CFD 方法对固 定尾缘襟翼进行了定常计算,表明固定尾缘襟翼能提 高翼型升力,还可以在一定程度上减小载荷波动[11]。 李传峰研究了可变形尾缘襟翼气动性能,提出可变形 尾缘襟翼可以提高翼型的综合气动性能<sup>[12]</sup>。CP Van Dam 等人验证了 MICROTAB 可以改善翼型附 近的流场及压力系数分布,在一定范围内提高翼型的 升力及升阻比<sup>[13]</sup>。王荣等深入研究了利用桨叶后缘 小翼对直升机桨毂振动载荷及旋翼动态失速的控 制<sup>[14]</sup>。Lackner 和 Kuik<sup>[15]</sup>等研究了分离式尾缘襟 翼对 5 MW 上风向风力机疲劳载荷的影响,验证了在 叶片展向 0.7R~0.9R位置添加襟翼,可以使叶片挥 舞力矩降低 12%~15%。

以上各种方法都可以增大翼型升力和升阻比,并

在一定程度上可以降低叶片的载荷波动及极限载荷, 但是也存在各自的缺点。Gurney 襟翼与原翼型连接 强度上会带来新问题<sup>[9]</sup>;MICROTAB虽然控制简单 方便,但其制造成本很高<sup>[13]</sup>;可变形尾缘襟翼在提高 升力和升阻比方面效果较好,但其结构复杂,且不易 实现角度控制。相比之下分离式尾缘襟翼不但能提 高升力和升阻比<sup>[16]</sup>,又避免了连接部位出现强度不 足问题,并且其制造成本也相对较低,容易实现变角 度控制。国内外对于分离式尾缘襟翼的研究仅限于 固定偏转角及固定襟翼长度下对翼型的气动性能进 行分析,没有文献研究襟翼长度对翼型的气动性能的 影响,对于如何确定最优的襟翼长度也没有进行深入 研究。

本文以风力机翼型 S809 为研究对象,设计了 5%、10%、15%、20%、25%、30%六种襟翼长度的分 离式尾缘襟翼模型,并利用计算流体力学商用软件 Fluent 14.0 对各襟翼模型进行了计算,分析比较了 各种模型的气动特性,找出了襟翼长度对翼型气动性 能影响规律。

# 1 尾缘襟翼模型

#### 1.1 几何模型

由于风力机翼型 S809 试验研究充分,试验数据 丰富可靠,为了方便与试验数据对比,取 S809 翼型作 为研究对象,翼型弦长设为 1000 mm。在 S809 翼型 距尾缘 a 倍的弦长位置增加尾缘襟翼并建立尾缘襟 翼几何模型如图1,其中a分别为5%、10%、15%、



Fig. 1 Model of airfoil S809 with discrete trailing edge flap

20%、25%、30%,各种模型尾缘襟翼与翼型本体之间 保留1mm间隙,尾缘襟翼向翼型压力面偏转10°。

#### 1.2 网格划分及边界条件

在相同算法下,采用均匀分布的正交网格计算能 获得较高的计算精度<sup>[17]</sup>,本文应用 GAMBIT 网格划 分软件,利用多块网格生成技术生成了正交性好的结 构化网格。为了避免入口边界和出口边界干扰,计算 域入口距翼型前缘 20 倍弦长,计算域出口距翼型后 缘 20 倍弦长,翼型距上下边界分别为 20 倍弦长。定 义计算域左侧半圆边界为速度入口边界条件,定义右 侧边界为压力出口边界条件,定义翼型上下面为无滑 移壁面条件。为了提高边界层区域流场的模拟精度, 要求近壁面第一层网格满足 y<sup>+</sup>值约等于 1。y<sup>+</sup>值过 大会影响模拟精度。由于翼型前后缘及襟翼缝隙处 的流动情况会对翼型数值模拟产生较大的影响,所以 在翼型前缘、后缘及缝隙处进行了局部加密处理。为 了分析网格的划分数量的影响,以保证计算结果的网 格无关性,划分了105000,154800和200000 三种网 格数模型,并进行计算。计算结果表明:前两种网格 模型升力系数最大相差17%,而后两者最大相差为 0.7%,由于154800网格数模型网格数少,收敛快, 所以洗择154800网格数模型为今后的比较模型,计 算域网格结构见图 2。



(a) 网格整体结构

(b) 网格局部放大图

图 2 模型网格图 Fig. 2 Grid structure of model

#### 1.3 计算模型及相关参数

尾缘襟翼模型流场计算选用了商业软件 Fluent 14.0,求解器选用了基于压力的定常求解器, 压力-速度耦合选用 SIMPLE 算法,湍流模型选取*k-w* 二方程湍流模型,方程离散格式采用二阶迎风格式。 为了与试验数值比较,计算条件为雷诺数 *Re* = 2×10<sup>6</sup>,收敛标准为计算残差小于1×10<sup>-6</sup>,在上述条 件下对无襟翼 S809 基准翼型进行了数值计算,来流 攻角分别为0、1.02°、5.13°、9.22°、14.24°、20.15°。 对于带襟翼模型的气动性能计算,固定襟翼偏转角为 10°情况下,分别计算分析6种不同襟翼长度对翼型 性能的影响。

# 2 计算方法可靠性验证

为验证所用算法的可靠性与合理性,对154800 网格数下风力机翼型S809在各攻角下的计算结果和 试验数据<sup>[18-19]</sup>进行对比,翼型的计算数据及试验数据 详见表1及图3。

表1为S809 翼型的升阻力特性对比表。表1数 据对比表明所选计算模型计算结果与参考文献的试 验数据很接近。其中升力系数的计算值与试验值吻合 很好,攻角为0°时相差为0.9%,攻角为1.02°时相差仅 为0.2%。阻力系数计算值与试验值偏差较大,攻角为 0°时相差为-4.3%,攻角为1.02°时相差-4.86%。当 攻角接近失速攻角时,升阻力系数计算误差都较大,但 升力系数最大误差小于8.06%,阻力系数最大误差小 于10%。由于本文研究重点是襟翼长度对翼型气动 特性的影响,属比较性研究,因此从表1中升阻力系数 特性上看,计算所采用的模型计算法是可靠的。

表 1 S809 翼型升阻力系数比较

Table 1 Comparison of lift and drag coefficient of S809 airfoil

攻角		升力系数			阻力系数	
$\alpha/(^{\circ})$	试验	计算值	偏差/%	试验值	计算值	偏差/%
0	0.1469	0.148222	0.9	0.007	0.006699	-4.3
1.02	0.2716	0.272143	0.2	0.0072	0.00685	-4.86
5.13	0.7609	0.757476	-0.45	0.007	0.006642	-5.12
9.22	1.0385	1.098006	5.73	0.0214	0.02269	6.03
14.24	1.1104	1.18946	7.12	0.09	0.098325	9.25
20.15	0.9113	0.984751	8.06	0.1851	0.203258	9.81

注:网格数 154800



Fig. 3  $C_n$  distributions of airfoil without trailing edge flap

图 3 为不同攻角下压力系数分布曲线。由图 3 可看出 S809 翼型的压力系数计算结果和试验数据变 化趋势相同,压力系数值可能稍有不同,但整体上和 试验数据一致,从升阻力系数和压力系数角度分析, 文章采取的计算方法合理可靠,完全可以满足后续襟 翼模型的计算要求。

# 3 S809 襟翼模型计算结果与分析

# 3.1 流线图分析

计算了6种长度襟翼的模型在不同攻角下的气动性能,对其每种工况的流场流线进行了分析比较,结果如图4。图中从左至右分别为5%、10%、15%、

20%、25%、30%弦长的尾缘襟翼模型的流线图。0° 攻角时,5%弦长襟翼模型尾缘处出现分离现象不明 显,随着襟翼长度增加,分离现象逐渐加大,襟翼长度 为30%弦长时,尾缘处出现了明显的分离。随着攻 角的增加,在模型尾缘处逐渐出现涡,并随攻角的增 大而增大,随襟翼的长度增加,涡流强度也增加。8° 攻角时,各襟翼模型都发生了明显的流动分离,并产 生了分离涡,且随着襟翼长度的增加,分离涡逐渐加 大,襟翼长度为30%弦长时,分离区已经扩展到襟翼 连接处。攻角为16°,各模型已经处于失速,翼型吸 力面呈现出更大的流动分离状态,并在尾缘处卷起反 向涡。



(a)  $\alpha = 0^{\circ}$ 



(b)  $\alpha = 4^{\circ}$ 



(c)  $\alpha = 8^{\circ}$ 



(d)  $\alpha = 12^{\circ}$ 



(e) α=16°
 图 4 不同襟翼长度的模型流线图
 Fig. 4 Streamlines of airfoil with different length trailing edge flaps

## 3.2 压力系数分布分析

为了找出不同襟翼长度对翼型表面压力系数的 影响规律,在模型襟翼偏转角为10°时,比较了6种长 度襟翼的模型在不同来流攻角下压力系数分布,见图 5。襟翼长度与翼型弦长百分比分别为:5%、10%、 15%、20%、25%、30%,来流攻角为0°、4°、8°、12°、16°。





Fig. 5  $C_p$  distributions of airfoil with different length trailing edge flaps

图 5 表明,尾缘襟翼不仅影响尾缘襟翼附近压力 系数,还会对整个翼型表面的压力系数分布产生影 响。小攻角下,随着襟翼长度的增加,翼型的上下翼 面压力差增加,长襟翼模型的压力系数曲线几乎将短 襟翼模型的压力系数全部包围,仅剩下尾缘处;短襟 翼模型上下压差仅在尾缘襟翼部分稍大于长襟翼模 型压力差。随着攻角的增大,各种襟翼模型的压力系 数之间差值逐渐减小,当攻角大于12°时,相差很小。

# 3.3 升阻力特性分析

## 3.3.1 升力系数比较

为了比较襟翼长度对翼型升力特性的影响,将襟 翼向翼型压力面偏转固定为10°,计算分析了不同的 襟翼长度的模型在不同攻角下的升力特性,结果如图 6。图6中上面6条曲线分别为6种不同长度襟翼的 模型升力系数随攻角变化的曲线,最下面一条为无襟 翼的翼型升力系数曲线。图 6 表明带襟翼的模型升 力系数均大于无襟翼模型升力系数,而且带襟翼的翼 型升力系数曲线左移,失速攻角变小。小攻角时,升 力系数随襟翼长度增加而增加,这是由于襟翼增大了 翼型的弯度,且随襟翼长度增加,翼型的弯度也增大。 当攻角为大于12°时,升力系数随着襟翼长度的先增 加,当襟翼长度为25%弦长时,升力系数达到最大, 之后随着襟翼长度的增加,升力系数减小。并且小攻 角时,随着襟翼长度的增加,模型升力系数增加较快, 然后随攻角的增加,模型升力系数随襟翼长度增加而 提高的速度减小。

#### 3.3.2 阻力系数比较

图 7 为在襟翼向翼型压力面偏转 10°情况下,不同 的襟翼长度在不同攻角下的阻力特性曲线。图 7 表 明,带襟翼的翼型阻力系数均大于无襟翼模型的阻力 系数,且随着攻角的增大,阻力系数增大。对于相同 攻角的襟翼模型,随着襟翼长度的增加,翼型的阻力 系数也增加。大于失速攻角后,翼型阻力迅速增加。



## 3.3.3 升阻比比较

图 8 为在襟翼向翼型压力面偏转 10°情况下各种 襟翼长度模型的升阻比比较。图 8 表明增加尾缘襟 翼使得翼型的升阻比在小攻角时明显增加。在攻角 为 0°时,随襟翼长度增加,翼型的升阻比增加较明 显;随着攻角的加大,升阻比随着襟翼长度增加而增 加缓慢;攻角大于 4°时,随着襟翼长度的增加翼型的 升阻比反而下降。10%弦长襟翼在较宽的攻角范围 内具有较大的升阻比。



# 4 DU30 襟翼模型计算结果与分析

# 4.1 模型的选取

为了验证尾缘襟翼提高升力的通用性,还选取了 风力机中常用的 DU30 翼型,分别建立了 6 种襟翼长 度的襟翼模型,并采用 Fluent 14.0 对其进行气动性 能分析。网格划分、计算模型选择及边界条件设定与 前 S809 翼型算例的设定相同。

# 4.2 计算结果分析

#### 4.2.1 升系数比较

图 9 为向翼型压力面偏转 10°的不同襟翼长度 DU 翼型的升力系数比较。图 9 中上面 6 条曲线分 别为 6 种不同长度襟翼的模型升力系数随攻角变化 的曲线,最下面一条为无襟翼的翼型升力系数随攻角变化 的曲线,最下面一条为无襟翼的翼型升力系数曲线。 图 9 表明由于襟翼增大了翼型的弯度,使得带襟翼的 模型升力系数均大于无襟翼模型升力系数。攻角小 于 6°时,各襟翼模型升力系数随襟翼长度增加而增 加;攻角大于 6°时,各襟翼模型升力系数随着襟翼长度 的增加先增加,后减小。翼型的最大升力系数也随着 襟翼长度的增加先增加,后减小。当襟翼长度为 20% 时,最大升力系数达到最大。并且模型在小攻角时,随 着襟翼长度的增加,模型升力系数增加较快,然后随攻 角的增加,模型升力系数随襟翼长度增加而提高的幅 值减小。5%弦长模型与 10%弦长模型提高升力系数 效果明显,其他几种长度模型提高升力幅值较小。



图 9 不同襟翼长度的模型升力系数曲线 Fig. 9 Lift coefficients of airfoil with different length trailiy edge flags

# 4.2.2 阻力系数比较

图 10 为向翼型压力面偏转 10°的不同的襟翼长 度 DU 翼型在不同攻角下的阻力特性曲线。图 10 表 明,带襟翼的翼型阻力系数均大于无襟翼模型的阻力 系数,且随着攻角的增大,阻力系数增大。对于相同 攻角的襟翼模型,随着襟翼长度的增加,翼型的阻力 系数也增加。大于失速攻角后,翼型阻力迅速增加。



4.2.3 升阻比比较

图 11 为向翼型压力面偏转 10°的不同的襟翼长 度 DU 翼型模型的升阻比比较。图 11 表明增加尾缘 襟翼使得翼型的升阻比在小攻角时明显增加。在攻 角为 0°时,随襟翼长度增加,翼型的升阻比增加较明 显;随着攻角的加大,升阻比随着襟翼长度增加而增 加缓慢;到攻角大于 2°时,随着襟翼长度的增加部分 襟翼模型升阻比反而下降。5%弦长襟翼模型具有最 大的升阻比。10%弦长襟翼在较宽的攻角范围内的 具有较大的升阻比,但最大升阻比比 5%弦长襟翼模 型稍小。5%与 10%弦长的襟翼模型最大升阻比在 攻角小于 16°时均大于不带襟翼的模型;攻角大于 16°时则正好相反。



5 结 论

(1)通过两种翼型算例验证了尾缘襟翼向翼型 压力面偏转,增大了翼型弯度,提高了翼型的升力系数。小攻角范围内,随着襟翼长度的增加,翼型的升 力系数增大。当攻角较大时,翼型最大升力系数先随 襟翼长度增加而增大,然后随襟翼长度增加,翼型升 力系数开始下降。

(2) 带襟翼的翼型模型阻力系数均大于不带襟 翼的翼型阻力系数,且随着襟翼长度的增大,翼型阻 力系数增大,在一定攻角范围升阻比也增大。

(3) 翼型襟翼长度为 10% 弦长时,翼型在较宽的 攻角范围内具有较大的升阻比,具有较好的综合气动 性能。

# 参考文献:

- [1] Abdelrahman A, Johnson D A. Development of a wind turbine test rig and rotor for trailing edge flap investigation: static flap angles case [C]//Journal of Physics: Conference Series. IOP Publishing, 2014, 524(1): 2-3.
- [2] Andersen P B, Henriksen L, Gaunaa M, et al. Deformable trailing edge flaps for modern megawatt wind turbine controllers using strain gauge sensors [J]. Wind Energy, 2010, 13(2): 193-206.
- [3] Yu W, Zhang M M, Xu J Z. Effect of smart rotor control using a deformable trailing edge flap on load reduction under normal and extreme turbulence[J]. Energies, 2012, 5(9): 3608-3626.
- [4] Castaignet D, Barlas T, Buhl T, et al. Full-scale test of trailing edge flaps on a Vestas V27 wind turbine: active load reduction and system identification[J]. Wind Energy, 2014, 17(4): 549-564.
- [5] Pastrikakis V A, Steijl R, Barakos G N, et al. Computational aeroelastic analysis of a hovering W3 sokol blade with Gurney flap[J]. Journal of Fluids and Structures, 2015, 53: 96-111.
- [6] Wang J J, Li Y C. The effects of Gurney flap on double delta wing aerodynamic performance in low speed wind-tunnel test [J]. Acta Aerodynamica sinica, 2007, 25(2): 216-219. (in Chinese)

王晋军, 李亚臣. Gurney 襟翼对双三角翼气动特性影响的低速 风洞实验研究[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(2): 216-219.

- [7] Xiao T, Daichin. The experimental study of aerodynamics and flow structures of a wing with Gurney flaps in ground effect. Acta Aerodynamica sinica, 2013, 31(5): 572-578. (in Chinese) 肖涛,代钦. Gurney 襟翼对机翼地面效应气动特性和流动结构 的影响实验研究[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(5): 572-578.
- [8] Karthikeyan N, Murugavel K K, Kumar S A, et al. Review of aerodynamic developments on small horizontal axis wind turbine blade[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2015, 42: 801-822.
- [9] Li R N, Yuan S K, Zhao Z Q. Research on the effect of trailedge improvement on airfoils performance for wind turbine[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(5): 646-652. (in Chinese) 李仁年,袁尚科,赵子琴. 尾缘改型对风力机翼型性能的影响 研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(5): 646-652.
- [10] Zhang X, Li W, Xing J Z, et al. Effects of geometrical parameters of improved Gurney flap on airfoil aerodynamic characteristics[J]. Transaction of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2012, 43(012): 97: 101. (in Chinese) 张旭,李伟,邢静忠,等.改进Gurney 襟翼几何参数对翼型气动特性的影响[J].农业机械学报,2012,43(012): 97-101.
- [11] Troldborg N. Computational study of the Risø-B1-18 airfoil with a hinged flap providing variable trailing edge geometry[J]. Wind Engineering, 2005, 29(2): 89-114.
- [12] Li C F, Xu Y, Xu J Z. Influence of slot on wind turbine airfoil with trailing edge flaps[J]. Journal Engineering Thermophysics, 2011, 32(11): 1851-1854. (in Chinese) 李传峰,徐宇,徐建中. 凹槽对风力机叶片尾缘襟翼性能的影响[J]. 工程热物理学报, 2011, 32(11): 1851-1854.

- [13] Van Dam C P, Nakafuji D Y, Bauer C, et al. Computational design and analysis of a microtab based aerodynamic loads control system for lifting surfaces[C]// Micromachining and Microfabrication. International Society for Optics and Photonics, 2003: 28-39.
- [14] Wang R, Xia P Q. Control of helicopter rotor blade dynamic stall and hub vibration loads by multiple trailing edge flaps[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 34(5): 1083-1091. (in Chinese)

王荣,夏品奇.多片后缘小翼对直升机旋翼桨叶动态失速及桨 毂振动载荷的控制[J].航空学报,2013,34(5):1083-1091.

- [15] Lackner M A, van Kuik G. A comparison of smart rotor control approaches using trailing edge flaps and individual pitch control [J]. Wind Energy, 2010, 13(2 - 3), 117-134.
- [16] Han Z H, Jia Y L, Li H F, et al. Aerodynamic performance of discrete trailing edge flaps of wind turbine airfoil[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering, 2014,

30(20): 58-64. (in Chinese) 韩中合,贾亚雷,李恒凡,等.风力机分离式尾缘襟翼气动性能 [J].农业工程学报,2014,30(20): 58-64.

- [17] Li Y R, Li R N, Wang X Y, et al. Effects of the calculation models with different dimension on the aerodynamic performance prediction for wind turbine airfoil[J]. Transaction of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2011, 42(2): 115-119. (in Chinese)
  李银然,李仁年,王秀勇,等. 计算模型维数对风力机翼型气动
- [18] Hand M M, Simms D A, Fingersh L J, et al. Unsteady aerodynamics experiment phase VI: wind tunnel test configurations and available data campaigns[M]. Colorado: National Renewable Energy Laboratory, 2001.

性能预测的影响[J]. 农业机械学报, 2011, 42(2): 115-119.

[19] Somers D M. Design and experimental results of S809 airfoils[M]. Colorado: National Renewable Energy Laboratory, 1989.