

文章编号: 1673-5196(2020)03-0057-07

# 前缘脱层对风力机翼型流场和气动性能的影响

李仁年<sup>1,2,3</sup>, 于佳鑫<sup>1</sup>, 李德顺<sup>1,2,3</sup>, 李银然<sup>1,2,3</sup>

(1. 兰州理工大学 能源与动力工程学院, 甘肃 兰州 730050; 2. 兰州理工大学 甘肃省风力机工程技术研究中心, 甘肃 兰州 730050; 3. 兰州理工大学 甘肃省流体机械及系统重点实验室, 甘肃 兰州 730050)

**摘要:** 为研究前缘磨损对翼型气动性能的影响,以风力机专用翼型 S809 为研究对象,采用 SST  $k-\omega$  湍流模型进行数值计算,研究不同前缘脱层深度对翼型流场和气动性能的影响.结果表明:前缘脱层改变了翼型形状,使得前缘流动变为台阶流动,造成后缘分离区变大、分离点前移.随着脱层深度和攻角的增大,吸力面前缘回流漩涡和后缘分离区由相互独立状态变为完全融合.同一攻角下,前缘脱层对前缘的压力系数影响较大.攻角小于  $3^\circ$  时,前缘脱层对翼型的升、阻力系数影响较小,攻角大于  $3^\circ$  后,随着脱层程度的加深,翼型的升力系数逐渐减小,阻力系数逐渐增大.相对于光滑翼型前缘脱层翼型升力损失率最高达 55.08%,阻力增长率最大达 150.48%.

**关键词:** S809 翼型; 前缘脱层; 翼型流场; 气动性能

**中图分类号:** TK83 **文献标志码:** A

## Influence of leading edge delamination on flow field around airfoil and aerodynamic performance of wind turbine

LI Ren-nian<sup>1,2,3</sup>, YU Jia-xin<sup>1</sup>, LI De-shun<sup>1,2,3</sup>, LI Yin-ran<sup>1,2,3</sup>

(1. College of Energy and Power Engineering, Lanzhou Univ. of Tech., Lanzhou 730050, China; 2. Wind Energy Technology Research Center of Gansu Province, Lanzhou Univ. of Tech., Lanzhou 730050, China; 3. Key Laboratory of Fluid Machinery and System of Gansu Province, Lanzhou Univ. of Tech., Lanzhou 730050, China)

**Abstract:** In order to study the effect of leading edge wear on the aerodynamic performance of airfoil, a special-purpose airfoil S809 for wind turbines was taken as investigation object, and SST  $k-\omega$  turbulence mode was used to carry out its numerical computation, and study the effect of different leading edge delamination depths on the flow field around airfoil and aerodynamic performance. The results show that the leading edge delamination will change the shape of the airfoil, so that the leading edge flow will become a step flow, causing the flow separation zone at trailing edge to expand and the separation point to move forward. With the increasing of the delamination depth and the angle of attack, the flow separation zone at trailing edge of airfoil on suction surface and the backflow vortex at leading edge of airfoil on suction surface will be changed from mutually independent state of each other to completely fused. Under condition of identical angle of attack, the leading edge delamination will have a greater influence on the pressure coefficient on the blade surface at the leading edge. When the angle of attack is less than  $3^\circ$ , the leading edge delamination will have little effect on the lift and drag coefficient of the airfoil. When the angle of attack is greater than  $3^\circ$ , the lift coefficient of the airfoil will gradually decrease as the degree of delamination becomes higher, but the drag coefficient will gradually increase. Compared to a smooth airfoil, the lift loss rate of airfoil with leading edge delamination will amount to its maximum of 55.08% and the drag growth rate 150.48%.

**Key words:** S809 airfoil; leading edge delamination; flow field around airfoil; aerodynamic performance

收稿日期: 2018-03-06

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(973 计划)(2014CB046201), 国家自然科学基金(51766009, 51566011)

作者简介: 李仁年(1963-), 男, 甘肃民勤人, 教授, 博导.

风能作为洁净能源在能源消耗巨大的 21 世纪成为人们追逐的热点.2016 年全球新增装机 54 GW 以上,累积装机达到 487 GW<sup>[1]</sup>,预计 2050 年风电装机将达到 2 870 GW<sup>[2]</sup>.为了追求高能利用效率,风力机一般安装在风速较高的人烟稀少的内陆荒漠和近海地区.这些地区通常为极端天气条件,风力机叶片暴露在空气中易受到飓风、暴雨、冰雹、沙尘暴、盐渍和昆虫等的冲击和侵蚀,造成叶片表面污染<sup>[3-4]</sup>.污染主要表现为表面结冰、灰尘、昆虫尸骸等.

风力机叶片是细长体,前缘发生磨损对叶片的结构动力学特性和系统控制产生一定的影响,严重时对风力机的运行有致命的影响.风力机叶片的磨损开始于前缘,起初只有少量的凹点沙眼,随着运行时间的延长沙眼发展为小坑进而发生脱层.由于叶尖为高速区域,因此磨损集中在风力机叶片叶尖的前缘,并沿弦线方向逐渐降低.风力机叶片磨损是宏观体现,微观体现在翼型上,叶片磨损使得翼型外形发生改变进而影响翼型的气动性能.

Mohammed 等<sup>[5]</sup>分析了前缘灰尘颗粒污染对安装在沙漠中的 300 kW 风力机输出功率性能的影响,结果表明前缘驻点处易发生沙尘积累.Corten、Sapre 等<sup>[6-7]</sup>研究表明昆虫引起的污染主要发生在风速低、温度高于 10 ℃、低湿度的地区,翼型表面发生污染后表面粗糙度发生了变化.李仁年等<sup>[8]</sup>研究了翼型表面粗糙凸台对翼型气动性能的影响,表明翼型吸力面的前缘凸台减小了翼型升力系数并加快了边界层分离.此外,当风速高于额定风速时,输出功率降低高达 25%.Sapre、Sareen 等<sup>[9-10]</sup>研究了 DU96-W-180 翼型在不同磨损状态下的气动性能:前缘磨损的 DU96-W-180 翼型的阻力系数增大 80%~200%,同时大攻角下升力系数最高降低 0.17,阻力系数增大 80%,对应的年发电量下降 7%.本文对风力机专用翼型 S809 进行了改型,研究其在不同磨损深度时气动性能的变化.

## 1 计算模型

### 1.1 脱层模型

风力机长期运行在复杂的天气条件下,如沙尘、降雨和冰雹等,使得风力机叶片出现磨损,而且磨损主要集中在前缘<sup>[11]</sup>.王燕等<sup>[12]</sup>通过对翼型前缘做出凹槽的改形,研究了不同凹槽深度和宽度下,翼型气动性能的变化.Gharali 等<sup>[13]</sup>测量了运行多年的风力机叶片磨损量,发现整个叶片前缘大部分被磨损侵蚀,最大磨损厚度约为最大翼型厚度的 23%.Sareen 等<sup>[14]</sup>从 3M 公司提供的叶片磨损得出翼型吸力面

和压力面脱层比例为 1 : 1.3.因此,为了研究前缘脱层对翼型气动性能的影响,本文对美国可再生能源(NREL)设计的水平轴风力机专用翼型 S809 进行改形建模,研究了不同前缘脱层深度对翼型气动性能的影响.根据上述文献,前缘脱层厚度设置为翼型最大厚度的 13%,吸力面和压力面的脱层范围比例为 1 : 1.3,前缘脱层示意图如图 1 所示.脱层深度( $h/c$ , $h$  为前缘脱层深度, $c$  为弦长)分别为 0.1%、0.2%、0.3%、0.4% 和 0.5%.

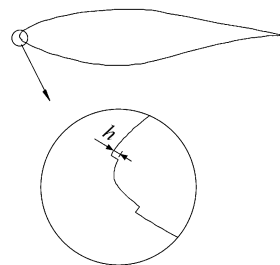


图 1 前缘脱层示意图

Fig.1 Schematic diagram of delamination of airfoil at its leading edge

### 1.2 计算域与网格划分

计算域模型如图 2 所示.采用 C 型计算区域,半圆形入口距尾缘处为 20 倍的弦长,尾缘距出口为 20 倍的弦长.上、下边界距尾缘的垂直距离均为 20 倍弦长.

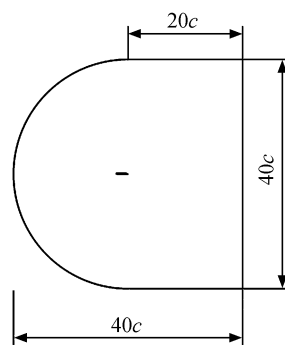


图 2 计算域模型

Fig.2 Calculation domain model

翼型周围网格和前缘脱层位置局部网格如图 3 所示.计算域网格划分采用 C 型结构化网格划分方法,翼型周向分布 755 个节点,尾迹区域水平方向分布 240 个节点,垂直方向分布 190 个节点,边界层第一层高度为 0.02 mm,网格总数为 190 532.对翼型前缘脱层位置进行局部加密处理以便更好地捕捉流动.为了保证计算结果的可比性,改型后的翼型计算域网格划分方法与光滑翼型的方法一样.



图3 翼型周围网格和前缘脱层位置局部网格

Fig.3 Grid around airfoil and local grid near delamination at leading edge

### 1.3 控制方程

计算翼型扰流流场的控制方程为不可压缩雷诺平均方程,其张量表达式为

$$\frac{\partial(\rho \bar{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left( \mu \frac{\bar{u}_i}{\partial x_j} - \rho \overline{u_i' u_j'} \right) \quad (1)$$

连续方程:

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (2)$$

式中: $\rho$ 为空气密度, $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ ;  $\mu$ 为动力黏性系数, $\mu = 1.7894 \times 10^{-5}$ .

### 1.4 湍流模型与边界条件

SST  $k-\omega$  湍流模型是结合了  $k-\omega$  湍流模型对逆压梯度敏感性强的特性和  $k-\epsilon$  湍流模型的优点,采用湍流模型能够很好地捕捉近壁面的流动.

入口采用速度进口,空气速度为  $14.607 \text{ m/s}$ ,出口采用压力出口,表压给定为  $0$ .速度与压力耦合选择 SIMPLEC 算法,动量、湍动能及耗散率方程均采用二阶迎风格式,翼型表面光滑,满足无滑移条件.

## 2 数值方法验证

数值模拟选取的控制方程为二维不可压缩 N-S 方程和连续性方程,湍流模型采用 SST  $k-\omega$  湍流模型,离散方法采用二阶迎风格式,压力速度的耦合采用 SIMPLEC 算法.根据钟伟等<sup>[15]</sup>提出的改进方法,修改湍流模型的封闭常数  $\beta^*$ .改进后的模拟结果与实验结果如图4所示,与钟伟提出的结果基本

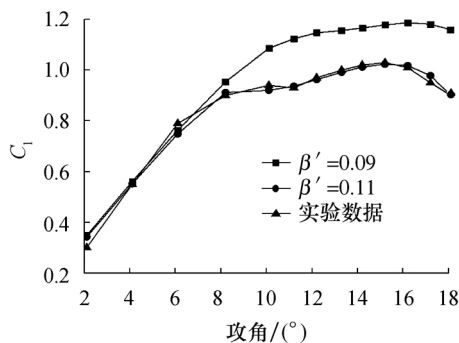


图4 数值模拟与实验结果对比

Fig.4 Comparison of numerical simulation to experimental results

吻合,因此在计算脱层翼型的气动性能参数时,攻角为  $0^\circ \sim 6^\circ$  时采用  $\beta^* = 0.09$ ,攻角为  $8^\circ \sim 16^\circ$  时采用  $\beta^* = 0.11$ .

## 3 结果与分析

### 3.1 脱层深度对翼型尾缘流场的影响

图5是光滑翼型和前缘不同脱层深度翼型在不同攻角下的流线图.从图5可以看出, $0^\circ$ 攻角时,前缘脱层翼型的周围流场和光滑翼型的周围流场相似,翼型后缘均未发生流动分离.当攻角为  $8.2^\circ$  时,前缘脱层翼型后缘流动发生流动分离,随着脱层深度的加深,后缘流动分离区域逐渐扩大,分离位置逐渐靠前,但是光滑翼型后缘流动仍未发生分离.攻角大于  $8.2^\circ$  时,光滑翼型和前缘脱层翼型后缘流动均出现分离,而且随着攻角的增大,后缘流动分离区域扩大,分离位置前移,流动分离逐渐加剧.相同攻角下,对比光滑翼型,前缘脱层翼型的后缘流动分离区域扩大,分离位置前移.以上现象表明:前缘脱层影响翼型的周围流场,使得翼型后缘流动更快地进入流动分离,而且脱层深度越大分离越明显.

### 3.2 脱层深度对翼型前缘流场的影响

图5表明了前缘脱层会影响翼型尾缘流动,这种影响的根本原因是前缘脱层改变了翼型原有的形状,进而改变了翼型的周围流场.为了清楚地展示前缘流动,与图5相同条件下前缘位置的流场如图6所示.从图中可以看出,流体从驻点开始分为两部分:一部分流过吸力面,一部分流过压力面.流体以不同攻角流过光滑翼型时,前缘位置的流动为附着流,未发生分离.流过前缘脱层翼型时,脱层改变了翼型前缘形状,相比光滑翼型,流动发生了较大程度的变化,这时的流动类似于台阶流动.

攻角小于  $8.2^\circ$  时,流体在驻点位置分为两部分流动后,流过吸力面和压力面的流体,其流动过程均属于前台阶流动:台阶下部均出现回流区,台阶上部的流动均发生分离,此时前缘的分离区对翼型后缘的流动影响较小.随着攻角的增大,驻点从压力面靠前位置向后移动,由驻点流向吸力面的流体先经过后台阶,然后经过前台阶.后台阶流动中,台阶下部出现回流涡,台阶内角区出现与回流涡旋转方向相反的二次诱导涡;前台阶流动中,在台阶以前开始分离,形成一个回流漩涡,掠过台阶后在吸力面又形成第二个回流漩涡.随着攻角的增大和脱层程度的加深,前台阶上部形成的回流漩涡逐渐变长变宽,回流漩涡与翼型后缘的分离区相互作用,使得翼型吸力面产生大范围的流动分离.

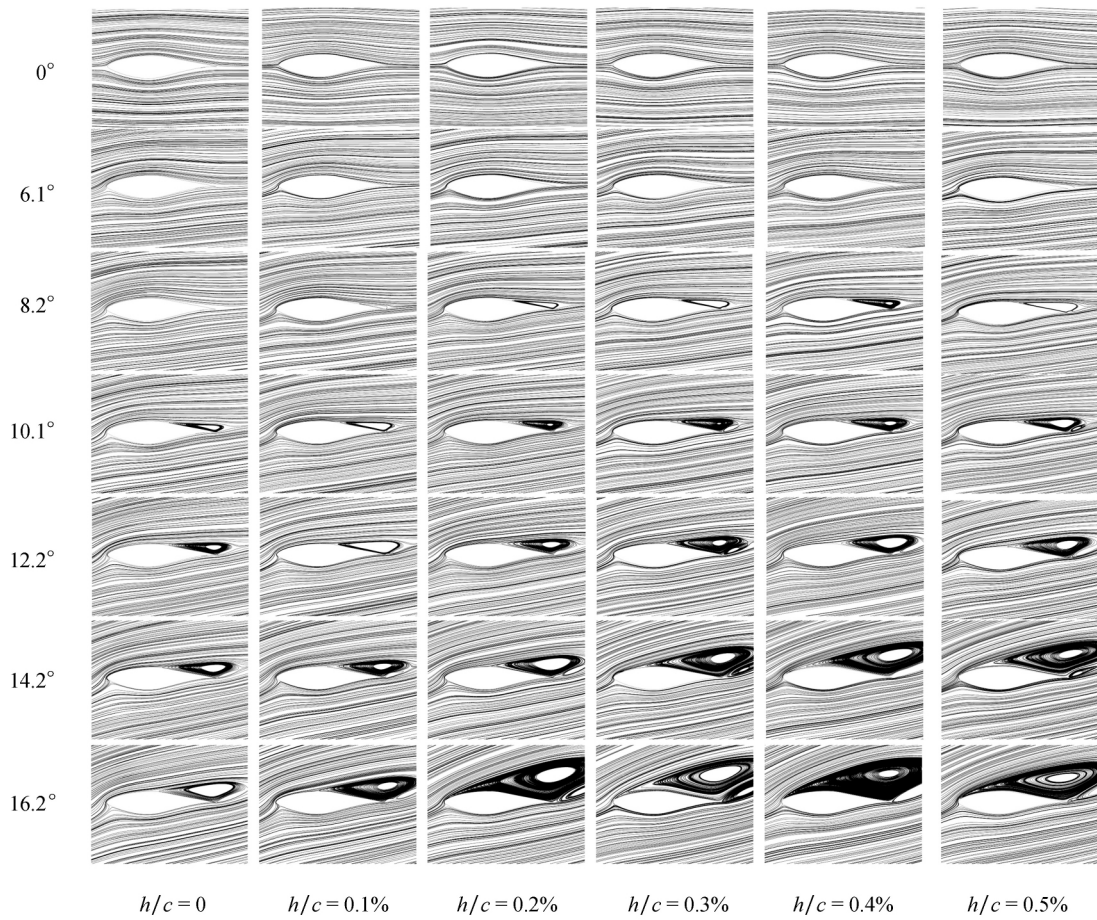


图 5 光滑翼型和前缘不同脱层深度翼型在不同攻角下的流线图

Fig.5 Streamline plots around smooth airfoil and airfoil with different delamination depth at leading edge under different angles of attack

### 3.3 前缘回流漩涡和尾缘分离区的相互作用

图 7 是前缘脱层深度分别为 0.3%、0.4%、0.5%的翼型在攻角为 12.2°、13.3°、14.2°时吸力面流线.可以明显地看出空气掠过前台阶形成的回流漩涡对翼型后缘流动的影响.12.2°攻角时,随着脱层深度的加深回流漩涡逐渐变长,回流漩涡相当于又一次改变了翼型前缘的形状,经过回流漩涡后的空气重新依附到翼型表面,该区域与后缘分离区相隔较远,之间的相互影响较小.随着攻角的增大,回流漩涡变得更加狭长,后缘分离区分离位置逐渐前移,两者的相互作用逐渐加强.前缘脱层深度为 0.3%,攻角为 14.2°,脱层深度为 0.5%.攻角为 13.3°时,回流漩涡和后缘分离区的主要漩涡中心未融合,但外边界已经融合形成一个更大的回流区.脱层深度为 0.4%和 0.5%,攻角为 14.2°时,两区域已经完全融合.

综上,空气流过脱层翼型时,在前缘形成回流漩涡,随着脱层深度和攻角的增大,回流漩涡变长、尾缘流动发生分离并逐渐前移,两区域逐渐接近;两区

域由相互独立状态首先变为同一外边界、中心相互独立的状态,然后完全融合,此时翼型吸力面的流动完全分离.

### 3.4 脱层深度对翼型气动性能的影响

图 8 为不同脱层深度翼型在不同攻角下的压力系数曲线.由模拟结果可知,0°攻角时,脱层翼型的压力系数曲线和光滑翼型的压力系数曲线基本一致,前缘脱层对翼型表面压力影响较小.结合翼型流场,说明 0°攻角时,翼型的前缘脱层虽然改变了翼型的形状,但是对翼型的周围流场和表面压力影响较小.对比光滑翼型,增大攻角和脱层深度都会减小吸力面和压力面的压力系数.从图中明显看出,吸力面压力系数在前缘至 0.5c 处的区域减小明显,0.5c 处至后缘的压力系数和光滑翼型几乎一致;压力面压力系数随着攻角的增大而减小,但不同脱层深度之间的差别较小.这表明,流体掠过脱层前缘在吸力面形成的回流漩涡使得该区域的压力减小,而在后缘处光滑翼型和脱层翼型均产生流动分离,因此两

者的压力系数差别较小. 综上, 同一攻角下, 光滑翼型和前缘脱层翼型后缘的压力系数几乎一致, 前缘脱层对压力系数的影响集中在翼型吸力面前半部分.

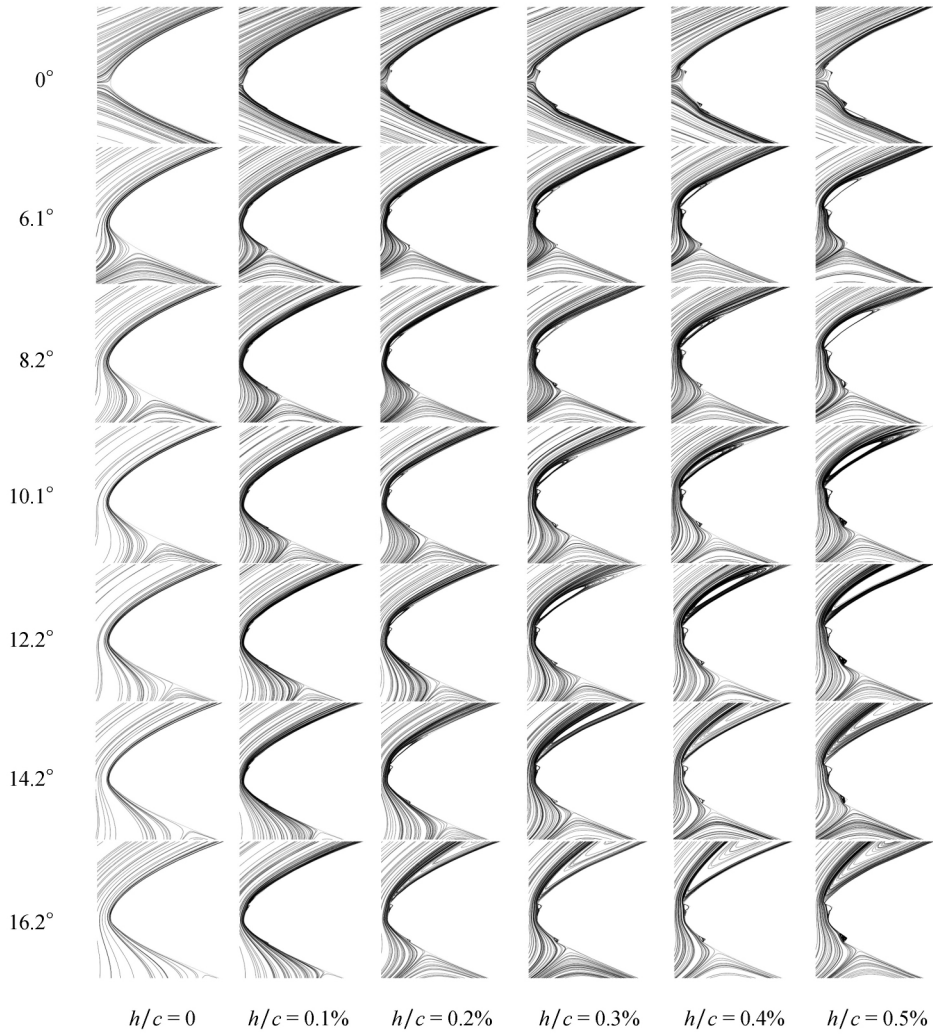


图 6 光滑翼型和不同脱层深度翼型的前缘局部流动

Fig.6 Local flow at leading edge of smooth airfoil and airfoil with different delamination depth at leading edge

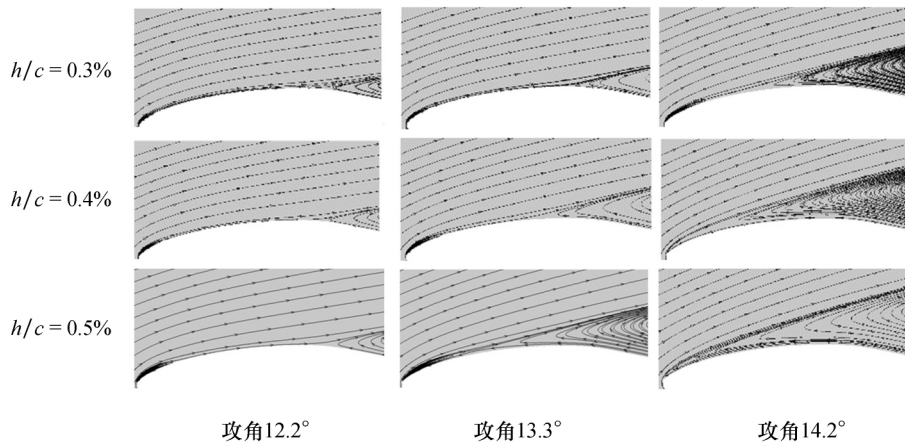


图 7 不同脱层深度和不同攻角下的吸力面流线

Fig.7 Streamlines over suction surface of airfoil with different delamination depth under different angles of attack

图 9 为不同脱层深度翼型在不同攻角时的升力系数和阻力系数曲线。可以看出,攻角小于 3°时脱层翼型的升力系数和阻力系数与光滑翼型几乎重合。攻角大于 4.1°时,前缘脱层对翼型的气动性能影响逐渐增大。脱层深度为 0.1%时,翼型升、阻力系数形状和大小与光滑翼型较为接近,而随着脱层程度的加深,脱层翼型的升力系数逐渐减小,阻力系数逐渐增大。同一脱层深度的翼型在攻角为 6.1°~12.2°的升力系数变化缓慢,12.2°之后升力系数急剧下降,阻力系数急剧上升,说明前缘脱层翼型进入失速状

态。综上,前缘脱层会导致翼型升力系数急剧下降,阻力系数急剧上升。与光滑翼型相比,脱层翼型提前进入失速状态。

脱层翼型相对光滑翼型的升力损失率和阻力增长速率如图 10 所示。从图中可以看出,脱层程度越深升力损失和阻力增长越多,脱层翼型相对于光滑翼型升力损失率最高达 55.08%,阻力增长速率最大达 150.48%。以上结果表明翼型前缘脱层会导致翼型气动性能严重下降,这将影响风力机的发电效率并增加风力机的载荷,对风力机产生巨大的影响。

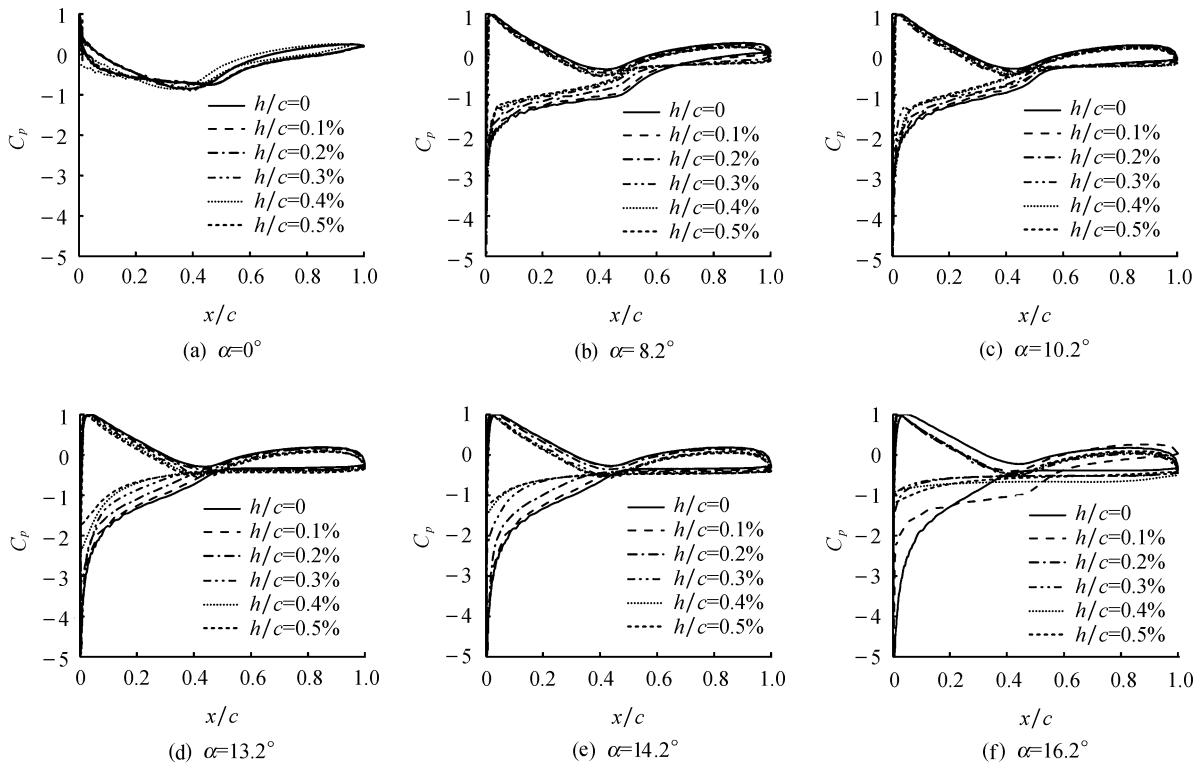


图 8 不同脱层深度翼型在不同攻角下的压力系数曲线

Fig.8 Pressure coefficient curves of airfoil with different delamination depth under different angle of attack

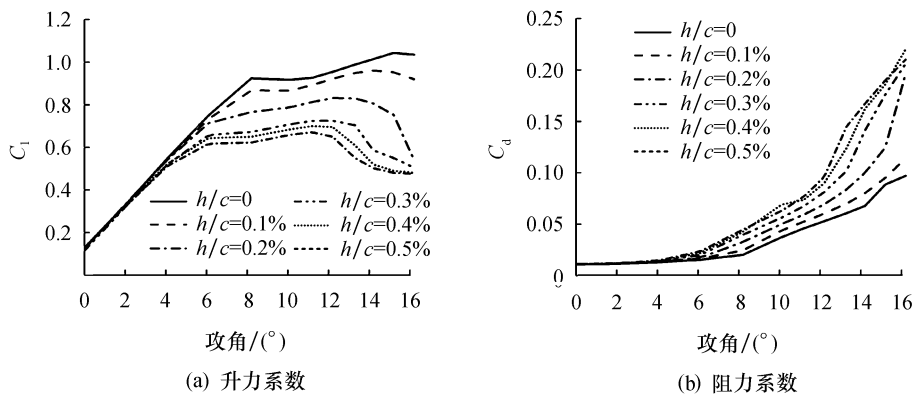


图 9 不同脱层深度翼型在不同攻角时的升力系数和阻力系数曲线

Fig.9 Lifting coefficient and drag coefficient of airfoil with different delamination depth at different angles of attack

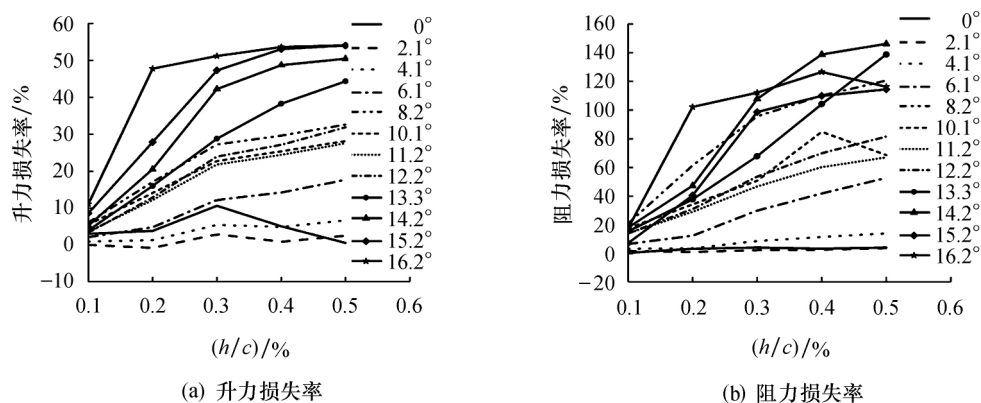


图 10 脱层翼型相对光滑翼型的升力损失率和阻力增长率

Fig.10 The lift loss rate and drag growth rate of delaminated airfoil relative to lift and drag of smooth airfoil

## 4 结论

1) 前缘脱层改变翼型原有的形状,脱层翼型前缘流动变为台阶流动.吸力面为前台阶流动,流体掠过台阶后产生回流漩涡,随着攻角和脱层深度的增大回流漩涡逐渐变长,并与翼型后缘产生的分离区汇合,使得分离点前移分离区域变大,翼型流动提前进入失速状态.

2) 同一攻角下,光滑翼型和前缘脱层翼型后缘的压力系数几乎一致,翼型前缘脱层对压力系数的影响集中在翼型吸力面前半部分.此外,前缘脱层使得翼型升力系数急剧减小,阻力系数增大,而且随着攻角和脱层深度的增大,这种现象越明显.

3) 脱层翼型相对于光滑翼型,升力损失率最高达 55.08%,阻力增长率最大达 150.48%.

### 参考文献:

[1] GWEC.2016 年全球风电装机统计 [J].风能,2017(2):52-57.  
 [2] 全球风能理事会.2016 年全球风电发展展望报告 [J].电器工业,2016(11):34-35.  
 [3] KEEGAN M,NASH D,STACK M.On erosion issues associated with the leading edge of wind turbine blades [J].Journal of Physics D Applied Physics,2013,46(38):535-541.  
 [4] DALIL N,EDRISY A,CARRIVEAU R.A review of surface engineering issues critical to wind turbine performance [J].Renewable and Sustainable Energy Reviews,2009,13(9):428-438.  
 [5] MOHAMMED G K,ABOELYAZIED M K.Effect of dust on

the performance of wind turbines [J].Desalination,2007,209(1/2/3):209-220.

[6] CORTEN G,VELDKAMP H.Aerodynamics:Insects can halve wind-turbine power [J].Nature,2001,412:41-42.  
 [7] SAPRE C.Power performance of active stall wind turbines with blade contamination [C]//Proceedings of European Wind Energy Conference.Athens:EWEC,2006:135-147.  
 [8] 李仁年,饶帅波,王秀勇,等.翼型表面粗糙凸台对气动性能的影响 [J].兰州理工大学学报,2011,37(3):47-50.  
 [9] SAPRE C.Turbine blade erosion and the use of wind protection tape [M].Saarbrücken:LAP LAMBERT Academic Publishing,2012.  
 [10] SAREEN A,SAPRE C,SELIG M S.Effects of leading edge erosion on wind turbine blade performance [J].Wind Energy,2014,17(10):1531-1542.  
 [11] LIERSCH J,MICHAEL J.Investigation of the impact of rain and particle erosion on rotor blade aerodynamics with an erosion test facility to enhancing the rotor blade performance and durability [J].Journal of Physics:Conference Series,2014,524:12-23.  
 [12] 王燕,胡锐锋,王萍.基于磨损模型的 S809 翼型气动性能及流场特性研究 [J].太阳能学报,2017,38(3):607-615.  
 [13] GHARALI K,JOHNSON D.Numerical modeling of an S809 airfoil under dynamic stall,erosion and high reduced frequencies [J].Applied Energy,2012,93(5):45-52.  
 [14] SAREEN A,SAPRE C,SELIG M.Effects of leading edge erosion on wind turbine blade performance [J].Wind Energy,2015,17(10):1531-1542.  
 [15] 钟伟,王同光.湍流模型封闭常数对 S 系列翼型 CFD 模拟的影响 [J].太阳能学报,2013,34(10):1690-1696.