뒷전 두께를 갖는 NACA64-418 익형의 꼬리형상에 따른 공력특성

유 홍 석, 이 장 창*
안동대학교 기계공학과

AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF NACA64-418 AIRFOIL WITH BLUNT TRAILING EDGE ACCORDING TO THE SHAPE OF TRAILING EDGE

H.S. Yoo and J.C. Lee*
Dept. of Mechanical Engineering, Andong Nat'l Univ.

The aerodynamic performance of a modified NACA64-418 with blunt trailing edges of irregular shape was investigated. As the trailing edge of the airfoil was thickened, the drag of the airfoil was increased due to development of a re-circulation bubble in the wake region. To reduce the drag of the airfoil with a blunt trailing edge, the optimum shape of the trailing edge for a modified NACA64-418 was investigated. The numerical results showed that the drag of the protruding shape was much more decreased than that of the retreating shape, but the lift was almost the same regardless of shape. In addition, the pitching moment of the modified NACA64-418 with a protruding sharp trailing edge was the smallest at the given angle of attack.

Key Words : 풍력터빈(Wind Turbine), 팁 블레이드(Tip Blade), 뒷전이 두꺼운 익형(Blunt Trailing Edge Airfoil), NACA64-418

1. 서 론

풍력에너지는 에너지 밀도가 높은 신재생에너지원으로써 국내외 많은 지역에서 풍력발전단지가 조성되어 가동되고 있다. 풍력터빈 블레이드는 복합재료를 적층하여 만들어지는데 그 운전 수명은 대략 10 ~ 20년으로 알려져 있다. 장기간 사용으로 인해 풍력터빈의 팁(Tip) 블레이드는 복합재료가 벌어져 파손되는 경우가 많으며 수리 보수 과정을 거쳐 수명을 연장하여 사용하고 있다(Fig. 1). 수리과정을 거친 팁 블레이드는 뒷전이 두꺼운 익형(Blunt Trailing Edge Airfoil)으로 변형되어 익형의 후류영역에 역압력 구배가 발달하고 이는 익형의 공력특성에 상당한 영향을 미친다(Fig. 2).

익형의 형상 변형으로 인해 뒷전이 두꺼워진 익형의 공력특성을 개선하기 위해 많은 연구가 진행되어 왔다. 풍동실험을 이용하여 Summer and Page[1]는 circular-arc 익형의 뒷전 두께비(h/t)가 $0 < h/t < 1$ 사이에서 변할 때 이 익형의 공력 특성을 조사하였다. 여기서 t는 Circular -Arc 익형의 최대 두께이고 h는 익형의 뒷전 두께를 나타낸다. 상류 유동 속도 $0.3 < Mach < 0.9$와 받음각 $-10^\circ < \alpha < 10^\circ$ 사이에서의 양력과 모멘트 특성을 조사하여, 뒷전 두께 h가 증가할 때 최대 양력계수는 증가하고 피칭 모멘트 곡선의 기울기는 더 큰 음의 값을 나타내고 있음을 보였다. 또한 뒷전 두께가 상당히 두꺼운 경우에는 후류영역에서 Karman vortex streets이 나타나서 익형의 항력 값이 크게 증가함을 보였다.

Fig. 1 Damaged and Repair Wind Turbine Blade[8]

Smith and Schaefer[2]는 NACA0012의 시위(chord) 길이를 뒷전으로부터 1.5%, 4%, 12.5%씩 잘라 내고, 짧아진 시위 길이를 다시 1(unit chord length)이 되도록 수정하여 만들어진

Received: November 10, 2014, Revised: December 6, 2014, Accepted: December 8, 2014.
* Corresponding author, E-mail: leejc@andong.ac.kr
DOI http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2014.19.4.094
ⓒ KSCFE 2014

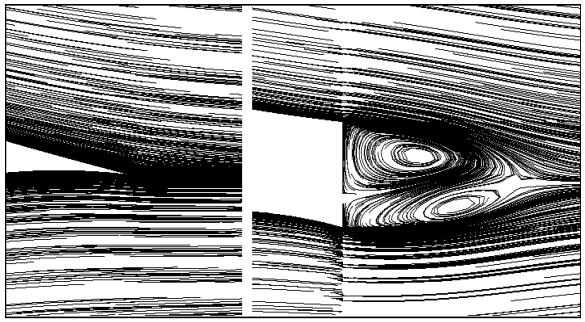

Fig. 2 Development of re-circulation bubbles in wake region with $\alpha = 8^\circ$ and U_∞ = 90 m/s for sharp trailing edge and 30% blunt trailing edge of the ratio($t_{TE}/t_{\max}$)[5]

세 종류의 익형을 만들고 풍동실험을 수행하였다. 높은 레이놀즈수($O(10^6)$)와 받음각 $-10^\circ < \alpha < 20^\circ$에 대해 수정된 세 익형의 2D 공력특성을 조사하였다. 그 결과 뒷전 두께가 증가할수록 항력계수의 값은 크게 증가하였지만 양력계수의 값은 비교적 적게 변하였고 공력중심 위치는 뒷전으로 이동함을 보였다.

일반적으로 뒷전이 두꺼운 익형(blunt trailing edge airfoil)을 생성시키는 방법에는 cutting off 방법과 adding thickness 방법이 있다[3,4]. cutting off 방법은 시위(chord) 길이를 뒷전으로부터 일정 길이만큼 잘라내고 짧아진 시위 길이를 다시 1(a unit chord length)이 되도록 재설정하는 방법이다. 이 방법은 익형의 두께비(t/c) 값이 증가하고 익형의 캠버선(camber line)이 달라진다는 문제점이 있다(Fig. 3). 여기서 t와 c는 각각 익형의 최대 두께비와 시위 길이를 나타낸다. 따라서 cutting off 방법으로는 원래 익형의 공력성능과 수정된 익형의 공력성능을 일관성 있게 비교하는 것이 사실상 불가능한 방법이다. 하지만 adding thickness 방법은 익형의 캠버선 양쪽으로 대칭적으로 익형의 두께를 증가시키는 방법으로써 익형의 캠버선과 최대 두께는 일정하게 유지되고 단지 뒷전 두께만 증가하게 된다.(Fig. 4). 따라서 cutting off 방법과 같이 캠버선이 변하고 동시에 최대 두께가 증가하면 이 두 효과로 인해 순수 뒷전 두께비 효과가 가려질(masking) 수 있기 때문에 adding thickness 방법은 익형의 뒷전 두께비 효과만을 고려할 수 있는 장점이 있다.

Standish and Van Dam[3]은 기본(baseline) 익형, truncated 익형(cutting off 방법), 그리고 blunt trailing edge 익형(adding thickness 방법) 등의 세 종류의 익형을 유도하고 수치해석을 이용하여 그 공력특성들을 조사하였다. TR-35 익형(기본 익형)과 TR-35.80(truncated 익형) 익형의 공력성능 비교에서는 최대 두께비 t/c가 증가할수록 익형의 공력성능이 저하됨을 볼 수 있었고, TR-35 익형(기본 익형)과 TR- 35-10 익형(blunt trailing edge 익형)의 공력성능 비교에서는 양력곡선의 선형구간에서 TR-35-10 익형의 공력성능이 TR-35의 공력성능 보다 훨씬 개선된 것으로 나타났다.

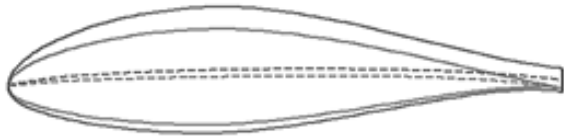

Fig. 3 Cutting off Method

Fig. 4 Adding Thickness Method

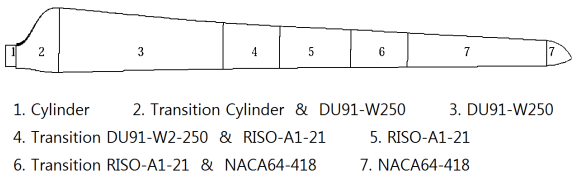

Fig. 5 Planform of Mexico Rotor Blade of IEA wind co.[6]

NACA4421 익형에 대해 Murcia and Pinilla[4]는 cutting off 방법과 adding thickness 방법을 이용하여 뒷전이 두꺼운 수정된 익형 20개를 유도하고 ANSYS CFX를 이용하여 그 공력성능을 비교 분석하였다. 그 결과 adding thickness 방법의 최대양력이 cutting off 방법의 최대양력 보다 훨씬 크게 나타났으며 임계(critical) 받음각도 크게 증가하는 것으로 나타났다.

NACA64-418 익형에 대해 Yoo and Lee[5]는 adding thickness 방법을 이용하여 뒷전이 두꺼운 수정된 익형 3개를 유도하고 ANSYS Fluent를 이용하여 뒷전 두께비($t_{TE}/t_{\max}$)에 따른 공력성능을 비교 분석하였다. 수치해석 결과, 뒷전 두께비가 증가할수록 수정 NACA64-418 익형의 양력 변화는 미미하였으나 항력은 크게 증가함을 보였다. NACA64-418 익형은 풍력터빈 블레이드 제조사인 IEA wind 사의 Mexico 모델의 팁 블레이드로 채택된 익형이다(Fig. 5).

풍력터빈의 파손된 팁 블레이드가 수리과정을 거치면 뒷전이 두꺼운 익형의 형상으로 변형되고 이는 곧 익형의 항력증가로 이어진다[5]. 본 논문에서는 Yoo and Lee[5]의 후속 연구로써 뒷전 두께비를 갖는 익형의 다양한 꼬리형상에 대해 풍력터빈의 가동 풍속 범위 내에서 익형의 항력이 감소되는 최

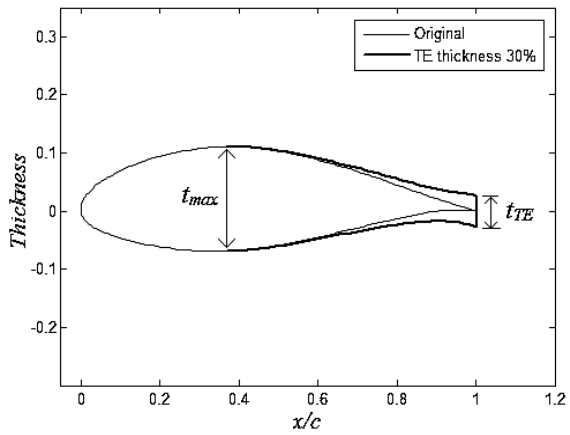

Fig. 6 Airfoils with ratio($t_{TE}/t_{\max}$) = 30% and the original NACA64-418 airfoil with $t_{\max}$ = 18%

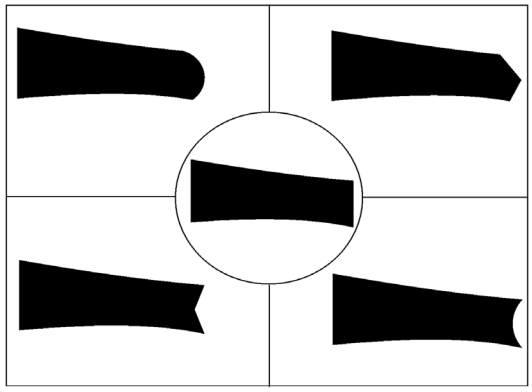

Fig. 7 Shapes of Blunt Trailing Edge with ratios($t_{TE}/t_{\max}$) of 30%; protruding sharp, retreating round, retreating sharp and protruding round(clockwise) and rectangle shape in the center

적의 꼬리형상을 유도하고자 한다.

2. 본 론

2.1 익형 설계 및 꼬리형상

먼저 adding thickness 방법을 이용하여 파손된 팁 블레이드(NACA64-418)가 수리 후 뒷전이 두꺼워진 모습의 수정 NACA64-418 익형으로 형상화하였다(Fig. 6). 상용 프로그램인 Maple과 최소제곱 회귀분석법의 곡선접합(curve fitting)을 이용하여 수리된 익형 형상에 부합하도록 표면 곡선 방정식을 구하였으며, 뒷전 두께비($t_{TE}/t_{\max}$)가 30%인 수리된 익형의 형상을 모사하고 있다. 표면 곡선 방정식의 윗면은 식 (1)과 같이 8차 다항식으로 아랫면은 식 (2)의 10차 다항식으로 나타난다.

$$y_u = a_0 + a_1x + a_2x^2 + a_3x^3 + a_4x^4 + a_5x^5 + a_6x^6 + a_7x^7 + a_8x^8 \quad (1)$$

$$y_l = b_0 + b_1x + b_2x^2 + b_3x^3 + b_4x^4 + b_5x^5 + b_6x^6 + b_7x^7 + b_8x^8 + b_9x^9 + b_{10}x^{10} \quad (2)$$

두께비가 30%인 경우의 표면 곡선 방정식의 계수 a_i와 b_i 값들은 Table 1에 잘 나타나 있다.

뒷전 두께비가 30%인 익형의 꼬리형상은 크게 돌출형(protruding type)과 파먹힌형(retreating type)으로 나누어 모사하였다(Fig. 7). 뒷전 꼬리 형상들의 변형은 시위(chord) 길이 1 m와 뒷전 두께(t_{TE})를 기준으로 곡률반경($t_{TE}/2$)을 이용하여 조정하였다. 먼저 뒷전 꼬리가 둥글게 돌출된(protruding) 경우는 시위 길이 1 m를 맞추기 위해 원호가 뒷전 두께의 수직선에 접하도록 하고 원호의 중심은 캠버선 위에 위치하도록 설계하였다. 또한 뒷전 꼬리가 뾰족하게 돌출된 경우는 둥근 원호가 윗면과 아랫면에서 만나는 점과 캠버 선과 수직선이 만나는 점을 서로 직선으로 연결하여 설계하였다. 반대로 파먹힌(retreating) 두 경우는 뒷전 수직선으로부터 곡률반경만큼 제거하여 설계하였다.

2.2 수치해석 방법 및 결과

Yoo and Lee[5]는 수치해석의 정밀도를 검증하기 위하여 양력과 항력을 Timmer[7]의 풍동실험 결과와 비교 분석하였다(Fig. 8, 9). 풍동실험은 $Re = 6 \times 10^6$의 조건하에서 수행되었으며 이에 상응하는 속도 90 m/s와 총 격자수 50,000개를 사용하여 수치해석을 수행하였었다. 본 연구에서는 이러한 정

Table 1 Upper and Lower Surface Coefficient

Upper Surface		Lower Surface	
a_0	0.144637367	b_0	0.02319410262
a_1	1.97692927	b_1	-0.5656443195
a_2	-5.879740658	b_2	0.912074655
a_3	8.936912491	b_3	0.04149831968
a_4	-8.166606071	b_4	-0.3328603423
a_5	5.472917239	b_5	-0.8675082292
a_6	-4.411729525	b_6	0.9564599354
a_7	3.289268782	b_7	-0.2661621417
a_8	-1.046311011	b_8	0.6753313362
		b_9	-0.8112075037
		b_{10}	0.2078210375

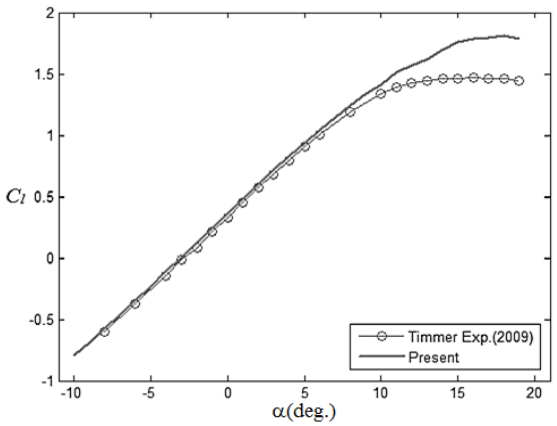

Fig. 8 Experimental and calculated lift curve for original NACA 64-418 airfoil with Re = $6x10^6$ and U_∞ = 90 m/s[5]

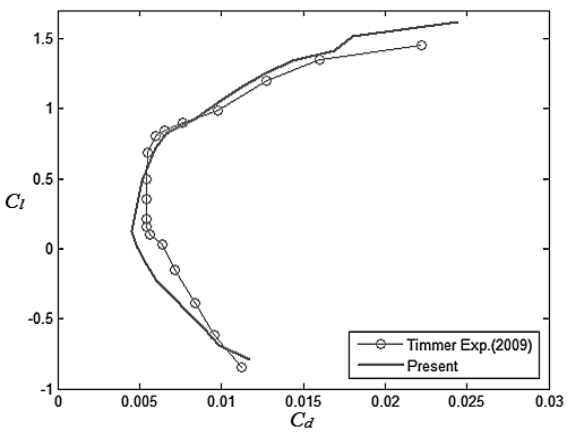

Fig. 9 Experimental and calculated lift-drag curve for original NACA64-418 airfoil with Re = $6x10^6$ and U_∞ = 90 m/s[5]

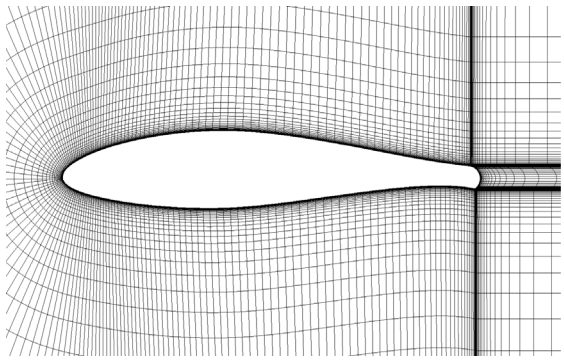

Fig. 10 C-type structured grids around modified NACA64-418 airfoil with $t_{TE}/t_{\max}$ = 30%

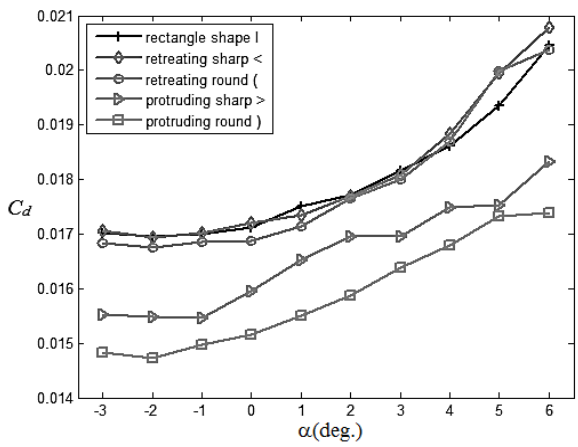

Fig. 11 Drag curves for modified NACA64-418 airfoil with $t_{TE}/t_{\max}$ = 30% for U_∞ = 26 m/s

밀도를 바탕으로 풍력터빈의 가동풍속인 상류유동 속도 26 m/s와 최적 격자수 20,500개를 선정하여 뒷전 꼬리형상에 따른 수치해석을 수행하였다.

먼저 수정 NACA64-418 익형 주위의 유동을 2차원 정상(steady) 비압축성 점성유동으로 가정하고 익형 주위로 C type의 정렬격자를 생성하였다. 공기의 압력과 온도는 각각 1 atm과 288.15 K로 가정하였으며 Far field 크기는 시위의 15배로 설정하였다. 경계조건으로는 pressure outlet 조건과 velocity inlet 조건을 사용하였다. 또한 pressure based 조건과 내재적법(implicit method) 및 least-square cell based 조건을 사용하였으며 공간차분법으로는 second order upwind scheme과 SIMPLE을 사용하였다. 난류모델로는 Transition SST를 사용하였으며 Turbulence intensity는 0.1%로 설정하였다.

Fig. 10은 뒷전 두께비($t_{TE}/t_{\max}$)가 30%이고 뒷전 꼬리 형상이 둥근모양의 수정 NACA64-418 익형 주위에 C-type의 정렬격자를 생성한 그림이며 경계층과 후류 영역에 조밀한 격자가 분포하고 있다. 꼬리 형상의 후류영역 유동을 조명하기 위해 보다 조밀한 격자를 사용하였다.

Fig. 11은 받음각이 -3°부터 6°까지 변화할 때 뒷전 꼬리형상에 따른 수정 NACA64-418 익형의 항력 변화를 나타낸 그래프이다. 수직 꼬리 형상의 항력과 비교했을 때 돌출된(protruding) 꼬리 형상의 항력이 파먹힌(retreating) 꼬리 형상의 항력보다 훨씬 감소됨을 볼 수 있다. 예를 들어, 받음각 0°인 경우에 기존의 수직 꼬리 형상의 항력보다 파먹힌 둥근(retreating round) 형상의 항력은 1.4% 감소하였으나 돌출된 둥근(protruding round) 형상의 항력은 11.5% 감소함을 볼 수 있다. 비록 돌출된 뾰족한(protruding sharp) 형상이 수직 꼬리 형상보다 항력을 약 6.9%나 감소시켰지만 돌출된 둥근

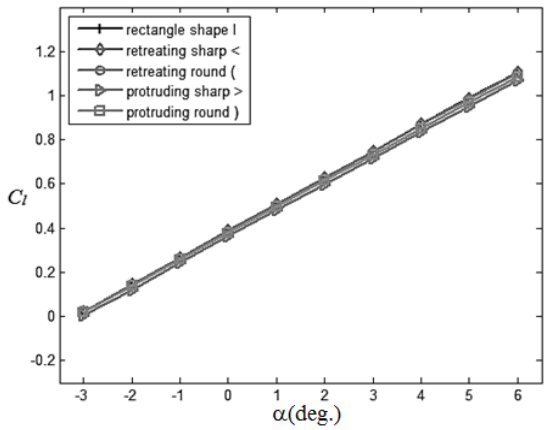

Fig. 12 Lift curves for a modified NACA64-418 airfoil with $t_{TE}/t_{\max}$ = 30% for U_∞ = 26 m/s

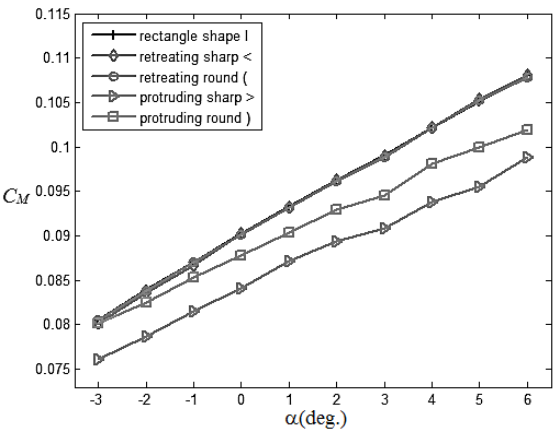

Fig. 13 Pitching moment curves for a modified NACA64-418 airfoil with $t_{TE}/t_{\max}$ = 30% for U_∞ =26 m/s

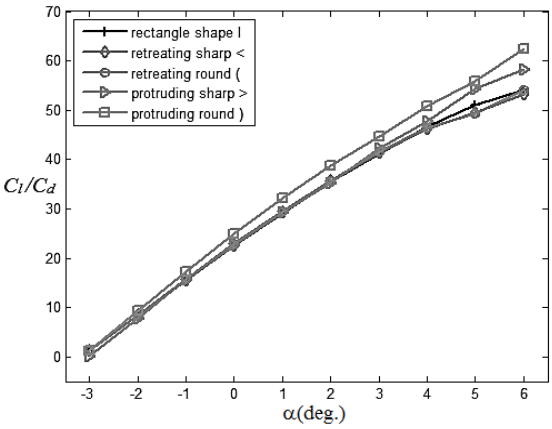

Fig. 14 Lift-Drag curves for a modified NACA64-418 airfoil with $t_{TE}/t_{\max}$ = 30% for U_∞ = 26 m/s

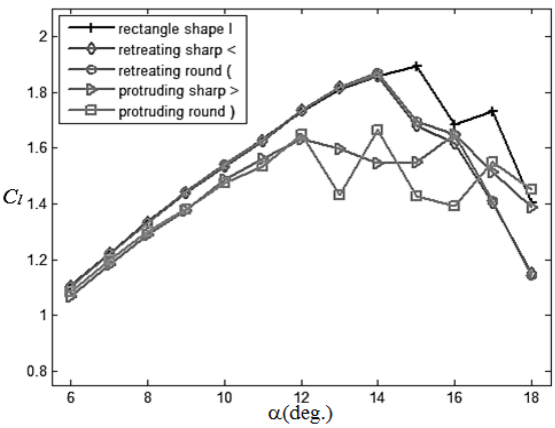

Fig. 15 Lift curves for a modified NACA64-418 airfoil with $t_{TE}/t_{\max}$ = 30% for U_∞ = 26 m/s including the critical angle of attack

(protruding round) 형상이 제일 크게 항력을 감소시키는 형상임을 알 수 있다.

Fig. 12는 받음각이 -3°부터 6°까지 변화할 때 뒷전 꼬리형상에 따른 수정 NACA64-418 익형의 양력 변화를 나타낸 그래프이다. 모든 형상의 양력은 받음각이 증가함에 따라 선형적으로 증가하였고, 주어진 받음각에서의 양력값 비교에서는 대체로 비슷한 값을 나타내고 있다. 이는 캠버선이 일정하게 유지되는 전형적인 adding thickness 방법의 특징을 잘 나타내고 있음을 볼 수 있다.

Fig. 13은 받음각에 대한 뒷전 꼬리형상에 따른 수정 NACA64-418 익형의 피칭모멘트 계수를 나타내고 있다. 수직 꼬리 형상과 파먹힌(retreating) 꼬리 형상들은 받음각이 증가함에 따라 같은 값을 나타내면서 선형적으로 증가하고 있고 돌출된(protruding) 꼬리 형상들은 이들보다 낮은 피칭모멘트 값을 형성하면서 증가하고 있다. 또한 주어진 각 받음각에서는 뾰족하게 돌출된 꼬리형상의 피칭모멘트가 가장 작은 값을 나타내고 있다.

Fig. 14은 받음각에 대한 뒷전 꼬리형상에 따른 수정 NACA64-418 익형의 양항비를 나타내고 있다. 여러 가지 형상 중에서 돌출된 둥근(protruding round) 형상의 양항비가 제일 좋은 것임을 알 수 있다. 예를 들어, 받음각 0°인 경우에 돌출된 둥근 형상의 양항비는 수직 꼬리 형상의 양항비보다 약 10.4% 정도 높게 나타났다. 이에 비해 다른 꼬리 형상의 양항비의 값은 22.5로 거의 같은 값을 나타내고 있다.

Fig. 15은 뒷전 꼬리형상에 따른 수정 NACA64-418 익형의 최대양력계수를 나타내고 있다. 최대양력계수를 나타내는 실속앙각이 수직 꼬리형상의 경우에는 약 15°, 파먹힌(retreating) 꼬리 형상들은 약 14°, 그리고 돌출된(protruding) 꼬리 형상들

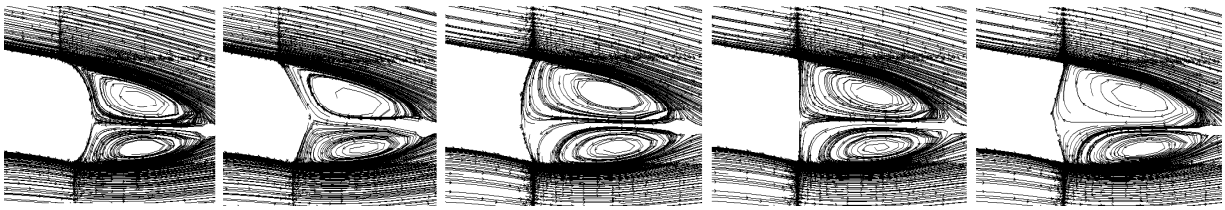

Fig. 16 Re-circulation bubble development in wake region with $\alpha = 0$ and $U_\infty = 26$ m/s; protruding round, protruding sharp, retreating round, rectangle shape, and retreating sharp

은 약 12°에서 형성됨을 볼 수 있다. 돌출된 형상은 시위길이가 1 m인 지점보다 이전 지점에서부터 표면을 깎아서 형상을 설계하였으므로 실속앙각이 약 3° 정도 작게 나타났다.

Fig. 16은 각 꼬리형상의 후류 영역에 발생한 역압력 구배를 보여주는 streamline contour이다. 후류 영역의 역압력 구배의 발달은 익형의 항력과 밀접한 관련이 있다. 즉, 역압력 구배의 크기가 클수록 익형 주위의 항력은 증가한다. streamline contour에서 역압력 구배의 크기가 왼쪽에서 오른쪽으로 갈수록 증가하는데 이는 Fig. 11의 항력 그래프에서의 꼬리 형상에 따른 항력의 크기와 정확하게 일치한다. 대체로 돌출된 꼬리형상이 파먹힌 꼬리 형상보다 bubble의 크기가 작음을 볼 수 있다.

3. 결 론

풍력터빈의 파손된 팁 블레이드가 수리과정을 거치면 뒷전이 두꺼운 익형의 형상으로 변형되는데 이는 곧 익형의 항력 증가로 이어진다. 본 논문에서는 뒷전 두께비를 갖는 익형의 다양한 꼬리형상에 대해 풍력터빈의 가동 풍속 범위 내에서 공력성능을 조사하고 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 돌출된(protruding) 꼬리 형상의 항력이 파먹힌(retreating) 꼬리 형상의 항력보다 훨씬 감소되었다. 그 중에서도 돌출된 둥근(protruding round) 형상이 제일 크게 항력을 감소시키는 형상임을 알 수 있었다.

(2) 모든 형상의 양력은 받음각이 증가함에 따라 선형적으로 증가하였고, 주어진 받음각에서의 양력은 꼬리 형상에 관계없이 거의 같은 값을 나타내고 있었다.

(3) 돌출된(protruding) 꼬리 형상의 피칭모멘트의 값은 파먹힌(retreating) 꼬리 형상의 피칭모멘트 값보다 작게 형성되었다. 그 중에서도 뾰족하게 돌출된(protruding sharp) 형상의 피칭모멘트가 가장 작은 값을 나타내고 있었다.

(4) 최대양력계수 비교에서는 돌출된(protruding) 꼬리 형상의 실속앙각이 파먹힌(retreating) 꼬리 형상의 실속앙각보다 약 3° 정도 작게 나타났다.

후 기

본 논문은 2013학년도 안동대학교 국제학술교류 보조금에 의하여 연구되었습니다. 이에 감사를 드립니다.

References

[1] 1950, Summer, J.L. and Page, W.A., "Lift and Moment Characteristics at Subsonic Mach Numbers of Four 10-percent-Thick Airfoil Sections of Varying Trailing-edge Thicknes," *Ames Aeronautical Laboratory*, NACA RM A50J09.

[2] 1950, Smith, H.A. and Schaefer, R.F., "Aerodynamic Characteristic at Reynolds Numbers of 3.0x106 and 6.0x106 of Three Airfoil Sections Formed by Cutting off Various amount from the near Portion of the NACA0012 Airfoil Section," *Langley Aeronautical Laboratory*, NACA TN 2074.

[3] 2003, Standish, K.J. and Van Dam, C.P., "Aerodynamic Analysis of Blunt Trailing Edge Airfoils," *Journal of Solar Energy Engineering*, Vol.125, pp.479-487.

[4] 2011, Murcia, J.P. and Pinilla, A., "CFD Analysis of Blunt Trailing Edge Airfoils Obtained with Several Modification Methods," *Universidad de los Andes. Bogota D.C., Colombia. rev.ing. ISSN.* 0121-4993. Enero-junio de, pp.14-24.

[5] 2014, Yoo, H.S. and Lee, J.C. "2D Aerodynamic Analysis of Tip Blade of Wind Turbine after Repair," *KSCFE Spring Conference*, pp.48-53.

[6] 2012, Schepers, J.G, Boorsma, K., Cho, T., Gomez-Iradi, S., Schaffarczyk P., Jeromin A., Shen W.Z., Lutz T., Meister K., Stoevesandt B., Schreck S., Micallef D., Pereira R., Sant T., Madsen H.A., and Sorensen N., "Final report of IEA Task 29, Mexnext(Phase 1): Analysis of Mexico wind tunnel measurements," *iea wind*. http://www.mexnext.org/resultsstatus

[7] 2009, Timmer, W.A., "An overview of NACA 6-digit airfoil series characteristics with reference to airfoils for large wind turbine blades," *AIAA 2009-268*.

[8] *Rolling Stone Corporation*. http://www.rs-corp.co.kr