

탄성 플랩을 갖는 2차원 날개 단면 공력 특성 전산해석[§]

원창희^{**†} · 이주용^{*} · 이승수^{**}

* 충북대학교 토목시스템 공학 대학원, ** 충북대학교 토목공학과

Numerical Analysis of Aerodynamics Characteristics of Two Dimensional Airfoil Section with Elastic Flap

Chang-hee Won[†], Joo-yong Lee^{*} and Sungsu Lee^{**}

* Graduate School of Civil System Engineering, Chungbuk Nat'l Univ.,

** School of Civil Engineering, Chungbuk Nat'l Univ.

(Received February 7, 2014 ; Revised March 26, 2014 ; Accepted March 26, 2014)

Key Words: Lift-Drag Ratio(양항비), Airfoil with Flap(플랩이 장착된 에어포일), CFD(전산유체역학), Trailing Edge(날개 뒷전), Angle of Attack(받음각)

초록: 이 연구에서는 탄성 플랩이 뒷전에 장착된 2차원 날개 단면의 공력 특성을 전산 해석하였다. EDISON_CFD는 날개 주위의 비압축성 난류 유동을 시뮬레이션 하기 위해 이용되었으며, MIDAS_IT는 전산 해석 결과로 얻어진 압력 하중 하에서 탄성 플랩의 변위를 구조해석 하기 위해 사용되었다. EDISON_CFD와 MIDAS_IT의 반복 계산 절차를 이용하여, 플랩의 변위가 수렴되면 해석을 종료하여, 날개 단면에 작용하는 공력을 분석하였다. 양항비의 추정 결과 일정 받음각 이내에서 플랩의 유리한 효과가 나타날 것으로 예상된다.

Abstract: This study presents computational analysis of aerodynamic characteristics of two-dimensional airfoil sections with elastic flap attached at the trailing edge. EDISON_CFD was utilized to simulate the incompressible turbulent flow around the foil and MIDAS_IT was employed to estimate the deflection of the flap under the pressure loading. Using iterative procedure, the terminal deflection was estimated and the resulting lift-drag ratio indicates that the favorable effect of the flap is expected within certain amount of angle of attack.

1. 서론

1.1 연구 배경

최근 지구의 환경 변화에 따른 신 재생에너지 개발에 대한 전 세계적인 관심 속에 풍력 터빈 블레이드에 관한 연구 및 개발이 활발히 이뤄지고 있다. 풍력 터빈 시스템은 블레이드가 회전하면서 가지는 운동에너지를 전기에너지로 전환시키기 때문에 블레이드의 공력특성이 풍력 터빈 시스템의 발전 효율에 큰 영향을 미친다.⁽¹⁾ 수직축 풍력 터빈 시스템을 활용하여 풍력에너지를 최대한 추출하기 위해서는 고효율의 블레이드가 필수적이며, 효율을 높이기 위해 날개 단면의 형상을 변경하거나 고양력 장치를 사용한다. 본 논문에서는 NACA0018의 뒷전 부분에 탄성 플랩을 장착함으로써 탄성 플랩의 유·무에 따른 공력특성을 비교 분석하는 것을 목적으로 삼았다. 본 논문에 사용된 날개 단면의 종류와 길이, 플랩의 길이와 두께는 기존에 사용되는 수직축 풍력 발전기의 제품과 동일하게 사용하였다. 탄성 플랩의 경우 섬유 강화 플라스틱을 사용하였고, 적층의 두께와 배향 각도에 따라 탄성계수가 달라지는데 정확한 탄성

§ 이 논문은 제5회 전국 대학생 유체공학 경진대회(2013. 12. 20., 강원랜드) 발표논문임

† Corresponding Author, wonssang@naver.com

계수를 확인할 수 없어 해석에 있어 약간의 오차는 있을 것으로 생각된다.

1.2 연구 방법

본 논문에서는 전산 유체 해석 프로그램인 EDISON_CFD(EDucation-research Integration through Simulation On the Net과 Computational Fluid Dynamics)⁽²⁻⁴⁾를 이용하여 날개 단면의 뒷전 부분에 장착된 탄성 플랩의 영향에 대하여 해석하였다. 탄성 플랩은 받음각의 변화에 따라 상·하면의 압력차로 인해 그 처짐이 변하고 블레이드가 회전하면서 위아래로 흔들리기 때문에 탄성 플랩의 처짐 위치를 결정하는 것이 매우 중요하다. 우선 날개 단면과 변위가 0인 탄성 플랩을 EDISON_CFD 해석을 통해 얻어진 압력 값을 이용하여 탄성 플랩 상·하면에 생기는 압력 분포를 확인하고, MIDAS_IT 구조해석 프로그램을 이용하여 플랩의 변위를 계산하였다. 지속적인 반복 과정을 통해 탄성 플랩의 수렴 위치를 결정하고, 이 때의 양력계수와 항력계수를 이용한 양항비의 비교로 탄성 플랩의 유리한 효과를 분석하였다.

2. 해석과정

2.1 유동 해석 조건

본 논문은 Table 1과 같은 설계 제원에 대하여 수치해석을 수행하였다. EDISON_CFD에서 2D_Incomp-

Table 1 Flow conditions around the airfoil with flap

Airfoil	NACA0018
Chord Line(L)	0.28m
Flap length()	0.175m
Re	587139
μ	$1.7894 \times 10^{-5} \text{ kg/m s}$
ρ	1.225 kg/m^3
	$6\pi \text{ m/s}$
n	3rps
ω	$6\pi \text{ rad/s}$
R	1m
AOA	$1^\circ \sim 6^\circ$

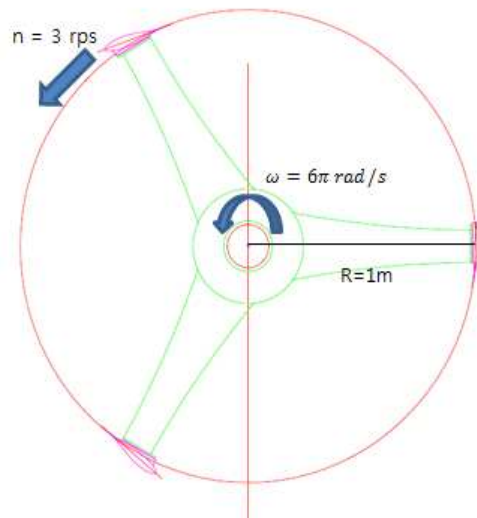


Fig. 1 Blade geometry

2.1 solver를 사용하였으며, 유한체적법(Finite Volume Method)기반으로 지배방정식은 RANS (Reynolds-Averaged Navier-stokes), 난류모델은 Menter's $k-\omega$ Shear Stress Transport를 사용하였다. 날개 단면은 대칭형 익형인 NACA0018을 사용하였으며, 전체 유동장을 난류로 가정하고, 2차원 비압축성 정상유동으로 설정하였다.

2.1.1 유속(V)의 계산

Fig. 1에서 블레이드 회전속도(n)는 3rps이고, 블레이드 회전반지름(R)은 1m, 중심축에서 회전 각속도(ω)는 $6\pi \text{ rad/s}$ 이다. 따라서 유속(V)는 식 (1)과 같다.

$$V = 2\pi nR = \omega R = 6\pi \text{ m/s} \tag{1}$$

2.1.2 레이놀즈수(Re) 계산

날개 단면의 종류와 길이, 플랩의 길이는 실제 제품과 동일하게 사용하였고, 공기 중에서의 밀도(ρ)와 점성계수(μ)를 사용하였다. 탄성 플랩이 장착된 날개 단면의 Re는 식 (2)와 같다.

$$Re = \frac{\rho V(L+l)}{\mu} = \frac{1.225 \times 6\pi \times 0.455}{1.7894 \times 10^{-5}} \approx 587139 \quad (\text{여기서 } L = \text{날개 길이}, l = \text{플랩 길이}) \tag{2}$$

2.2 격자 모델링 및 경계조건

NACA0018 익형의 격자는 Fig. 2에서 보이는 것처럼 2차원 격자이며 격자수는 231,361개이다. 앞전과 뒷전 부분의 익형 표면과 경계면에 대해 계산 결과의 신뢰도가 향상 될 수 있도록 매우 조밀한 분포의 격자를 생성하였다.

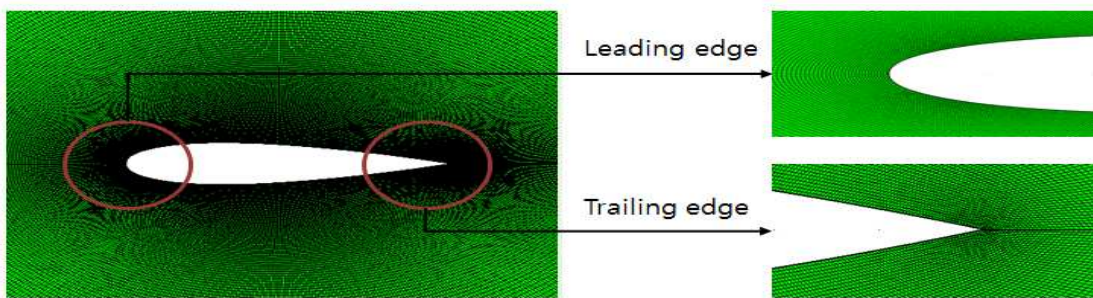


Fig. 2 2-D numerical grid of NACA0018

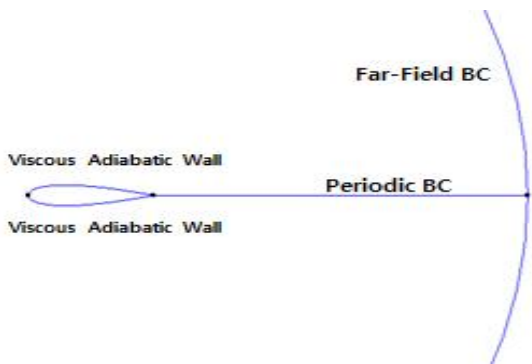


Fig. 3 Boundary conditions for case without flap

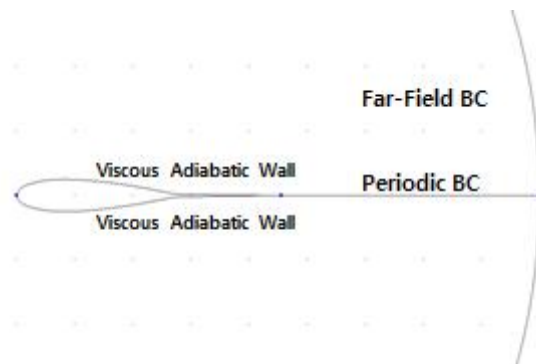


Fig. 4 Boundary conditions for case with flap

탄성플랩의 장착 유·무에 따른 공력특성의 비교를 위해 먼저 탄성 플랩이 없는 경우는 Fig. 3에 보는 바와 같이 에어포일 표면의 경계 조건으로 점착조건(EDISON_CFD의 Viscous Adiabatic Wall 조건)으로 설정하고, O-Type 격자 생성을 위한 익형과 원을 연결하는 Branch Cut에 주기조건(Periodic BC)을 설정하였다. 탄성 플랩이 있는 경우는 Fig. 4에서처럼 NACA0018 모델에 플랩을 장착하기 위해서 날개 단면의 뒷전 부분이 2점인 좌표 DAT파일을 이용하였으며, 플랩의 두께는 EDISON_CFD에서의 격자 생성을 위해 날개 단면의 뒷전에서 1.05mm, 끝점에서 0mm의 선형으로 하였다. 그 외의 경계 조건은 탄성 플랩이 없는 경우와 동일하게 설정하였다.

2.3 탄성 플랩의 변위 해석

탄성 플랩의 변위 해석을 위해 Fig. 5와 같이 반복 계산을 위한 과정을 수행하였다. 우선 에어포일과 변위가 0인 플랩을 Table 1과 같은 유동 조건으로 받음각 (0° ~ 6°)의 변화에 대해 EDISON_CFD 해석을 하였다. 받음각의 영향으로 플랩 상·하면에 압력차가 생기게 되고, 해석 결과 얻어지는 압력계수(Cp) 값을 이용하여 플랩 상·하면에 작용하는 압력(ΔP)을 확인 할 수 있다. 압력(ΔP)은 다음 식 (3)과 같다.

$$C_p = \frac{\Delta P}{\frac{1}{2} \rho V^2}, \quad \therefore \Delta P = \frac{1}{2} \rho V^2 C_p \tag{3}$$

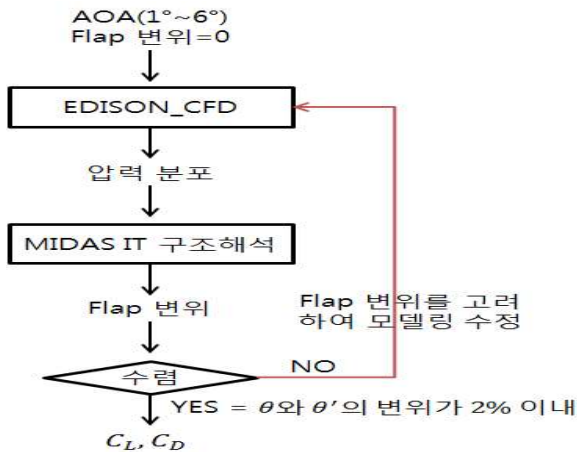


Fig. 5 Flow chart for iteration

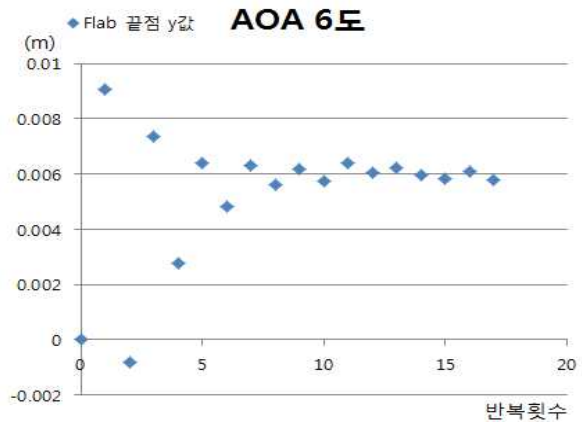


Fig. 6 Endpoint position of the flap at AOA 6°

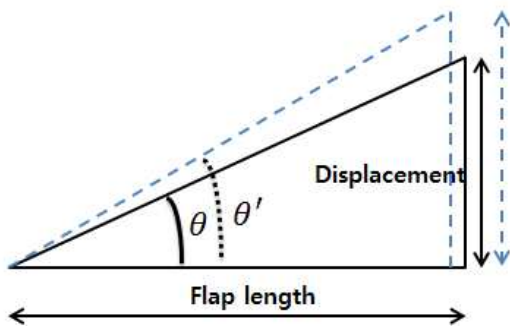


Fig. 7 Convergence condition of the Flap

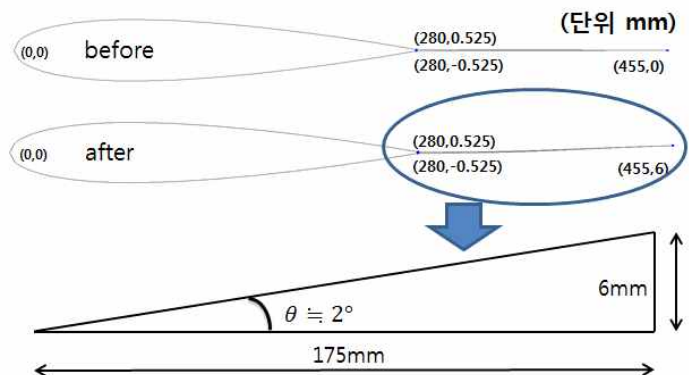


Fig. 8 Flap geometry and Deformation(AOA 6°)

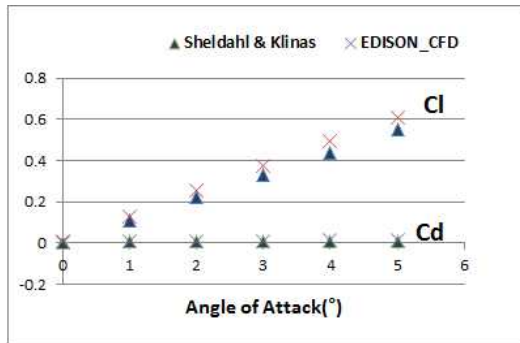


Fig. 9 Lift and Drag coefficient(Experiment and EDISON_CFD)

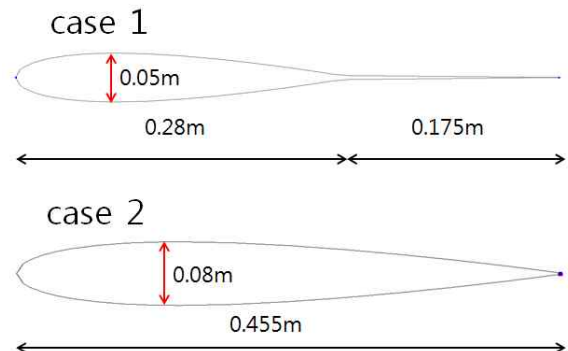


Fig. 10 Sectional views of case 1 and case 2

플랩의 변위 해석은 MIDAS_IT의 구조 해석 프로그램(Civil 2009)을 사용하였고, 해석에 사용된 탄성계수는 $.911 \times 10^8 / m^2$ 이고, 플랩은 11개의 node로 나누었으며, 단위 폭은 0.1m이다. 위에서 계산된 압력(ΔP)을 플랩 상·하면에 작용하는 압력 하중으로 바꾸어 플랩의 변위에 대해 해석하였다. 이때 플랩의 변위가 수렴하였다면 이때의 전산해석 결과 출력되는 양력계수와 항력계수를 최종 값으로 결정하고, 플랩의 변위가 수렴하지 않는다면 플랩의 변위를 고려하여 새로운 격자를 생성하고 해석하는 과정을 반복하였다. Fig. 6은 받음각 6도에서의 반복 계산 과정의 플랩 끝점 위치 변화를 나타내었다. 반복횟수가 증가할수록 플랩의 끝점이 수렴하는 경향을 나타낸다. 이때 Fig. 7에서 보이는 것처럼 끝점과 그 다음 변화된 끝점을 기준으로 θ 와 θ' 의 변위가 2%이내 일 경우를 플랩이 수렴했다고 판단하였다. Fig. 8은 탄성 플랩을 장착한 날개 단면의 초기형상과 받음각 6도에서 반복계산 수렴 후 형상을 나타낸 것이다.

3. 해석 결과

3.1 해석자 검증

EDISON_CFD의 신뢰도를 높이기 위해 플랩이 장착되지 않은 NACA0018 모델의 양력계수와 항력계수를 Sheldahl & Klinas⁽⁶⁾가 제시한 결과값과 $Re = 10^6$ 에서의 받음각의 변화($1^\circ \sim 5^\circ$)에 따라 비교하였다. EDISON_CFD 결과 출력되는 양력계수(C_l)와 항력계수(C_d)는 식 (4), (5)과 같다.

$$L^* = \frac{1}{2} \rho_\infty^* (u_\infty^*)^2 l^* = \frac{1}{2} \frac{\rho_\infty}{\rho_\infty} \left(\frac{u_\infty}{u_\infty} \right)^2 \frac{l'}{l} = \frac{1}{2} l' \quad (4)$$

$$C_d = \frac{D^*}{\frac{1}{2} \rho_\infty^* (u_\infty^*)^2 l^*} = \frac{D^*}{\frac{1}{2} \frac{\rho_\infty}{\rho_\infty} \left(\frac{u_\infty}{u_\infty} \right)^2 \frac{l'}{l}} = \frac{D^*}{\frac{1}{2} l'} \quad (5)$$

여기서 ∞ 는 자유류(freestream), *는 무차원화 변수, l 은 특성길이(characteristic length)이며 1로 무차원화 되어있다. Fig. 9는 EDISON_CFD와 Sheldahl & Klinas 결과를 비교하였다. 양력 계수 변화를 살펴보면 받음각이 증가함에 따라 비례적으로 증가하는 것을 확인할 수 있으며, 항력 계수 변화는 받음각이 증가함에 따라 동일한 것을 확인할 수 있다. 따라서 해석 검증 결과 EDISON_CFD는 신뢰할만한 해석 결과를 산출하였고, 이와 동일한 방법으로 플랩이 장착된 NACA0018의 해석을 수행하였다.

3.2 결과 분석

본 논문에서는 탄성 플랩의 장착 유·무에 따른 공력특성을 비교 분석하였다. 먼저 날개 단면의 길이를 탄성

플랩의 길이만큼 대칭적으로 늘린 형상에 대한 추가 해석이 필요하다고 판단되어 Fig. 10과 같은 형상으로 전산해석을 수행하였다. Fig. 10의 case 1은 본 논문에서 해석하고자 하는 탄성 플랩이 장착된 NACA0018의 형상을 나타낸 것이고, case 2는 NACA0018 형상이 플랩의 길이만큼 대칭적으로 늘어 난 경우의 형상이다. Fig. 11에서 case 1과 case 2의 받음각에 따른 양항비를 살펴보면 받음각이 증가할수록 case 2의 양항비가 좋게 나온 것을 확인할 수 있다. 해석 결과 탄성 플랩을 장착하지 않고 날개 단면이 커질수록 양항비가 좋아진다는 것을 알 수 있으나, 날개 단면이 커질수록 단면적의 증가로 인한 중량의 증가로 수직축 풍력 블레이드가 초기에 회전하는데 강한 바람이 필요하다는 것을 의미한다. 하지만 국내에서의 약한 바람으로 블레이드를 회전시켜 에너지를 얻는 소형 수직축 풍력 블레이드에서 비효율 적임을 알 수 있다. 따라서 날개 단면에 가벼운 탄성플랩을 장착하여 특성길이를 늘리는 것이 날개 단면의 길이를 플랩 길이만큼 대칭적으로 늘리는 것보다 효율적이라 판단된다. Fig. 12는 받음각에 따른 양력계수 변화를 나타내었다. 결과를 보면 받음각 3도 이내에서는 탄성 플랩의 장착으로 양력계수의 증가로 인하여 양력이 증가하지만, 받음각 4도 이후부터는 양력의 증가가 상대적으로 작아지는 것을 확인할 수 있다. Fig. 13은 받음각에 따른 항력계수 변화를 나타내었다. 결과를 보면 탄성플랩의 장착으로 받음각이 커질수록 항력 계수가 크게 증가하는 것을 확인할 수 있다. 이것은 곧 받음각이 커질수록 항력의 증가로 날개 단면의 효율이 떨어진다는 것을 의미한다. Fig. 14는 받음각에 따른 양항비 변화를 나타낸 것이다. 받음각 3도 이내에서는 양력의 증가가 상대적으로 항력의 증가보다 크게 되므로 양항비가 탄성 플랩을 장착할 경우 효율이 좋게 나타났고, 받음각이 4도부터 점점 더 커질수록 양력의 증가율보다 항력의 증가율이 상대적으로 더 커지게 되어 양항비가 플랩을 장착하지 않은 날개 단면보다 효율이 좋지 않게 나타났다. Table 2에서 받음각 3도 이내에서는 탄성플랩을 장착할 경우 양항비의 증가량이 20%이상 나타났지만 4도 이후 양항비가 점차 감소하다 받음각 6도에서는 20%이상 감소하는 것을 확인할 수 있다.

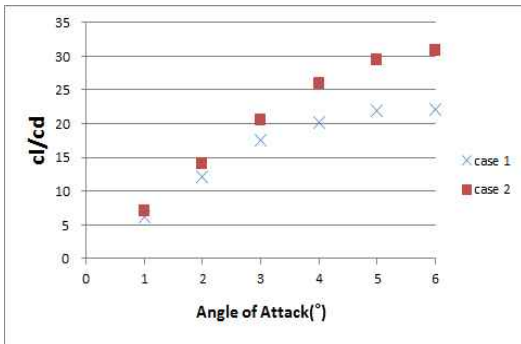


Fig. 11 Comparison of lift-drag ratio

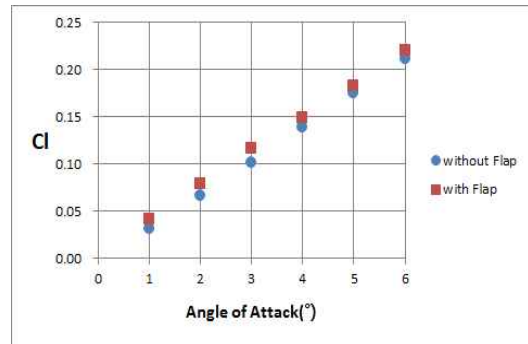


Fig. 12 Lift coefficient

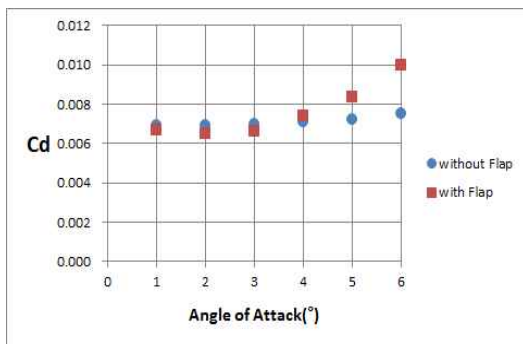


Fig. 13 Drag coefficient

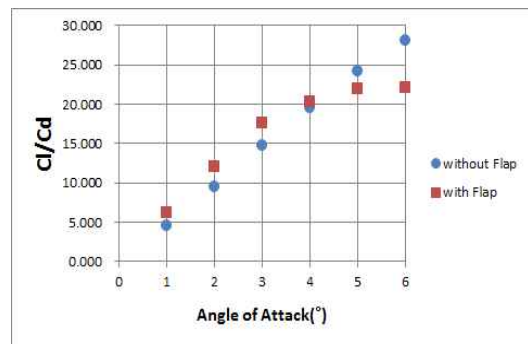


Fig. 14 Lift-drag ratio

Table 2 Comparison of lift-drag ratio at AOA 1°~6°

AOA	Without Flap	With Flap	Cl/Cd 변화량(%)
1	4.554937075	6.260504790	37.44437491
2	9.575795900	12.092806585	26.28513297
3	14.693053076	17.636823652	20.03511837
4	19.502897319	20.247452981	3.817666934
5	24.145723012	21.900988982	-9.296611367
6	28.144517181	22.087914413	-21.51965418

4. 결 론

풍력 터빈 시스템에서 블레이드의 양력을 높이고 항력을 감소시키는 것은 매우 중요한 문제이다. 본 연구에서는 날개 단면의 뒷전 부분에 장착된 탄성 플랩의 영향으로 인한 공력특성의 변화에 대해 알아보았다. 매우 얇은 탄성 플랩의 장착으로 날개 단면의 전체적인 특성 길이가 길어지게 되어 양력이 증가 할 것이라는 부분은 예상 되어진 부분이지만 양력의 증가에 비해 항력이 더 크게 증가한다면 이는 곧 블레이드의 전체적인 효율이 감소하게 된다. 탄성플랩의 장착 유·무에 따른 양항비를 비교해 보면 받음각 3도 이내에서는 탄성플랩을 장착하는 것이 블레이드의 효율을 높일 수 있는 방법이지만 받음각이 4도부터 점차 커지게 되면 항력의 증가가 양력의 증가보다 상대적으로 커지게 되어 블레이드의 효율이 떨어지게 되는 것을 확인할 수 있다.

따라서 받음각 3도 이내에서 수직축 풍력 블레이드가 회전할 수 있다면, 탄성플랩을 장착하는 것을 고려해 볼 필요가 있다고 생각된다. 또한 향후 구조-유체 연성해석에 대한 연구가 필요하다고 생각된다.

후 기

본 연구는 교육과학기술부 첨단 사이언스 교육 허브 개발 사업(과제 No. 2011-0020564) 지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

- (1) Hong, C. H. and Seo, S. Ho., 2011, "Numerical Analysis on Performance Improvement for Wind Blade by the Groove," *Journal of the Korean Society of Marine Engineering*, Vol. 35, No. 4, pp. 475~482.
- (2) Lee, K, B., Lee, S, U., Lee, C, H., Choi, J, I., Lee, D, H. and Kim, C, A., 2011, "EDISON_CFD : Development of e-Science-Based Simulation Software and Contents for Education and Research in Fluid Engineering," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. 2011. 11*, pp. 2024~2028.
- (3) Cho, K, W., Kim C. and A., Kim, B, S., 2012, "계산과학공학 기술을 이용한 열·유체 교육 서비스 (EDISON)," *Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 6, No 2, pp. 49~58.
- (4) Cho, J, W., Nam, D, U., Jin, D, S., Ahn, B, Y., Park, S, R., Lee, J, S. and Kim, C, A., 2012, "Development and Implementation of Simulation based Higher Education • Research Environment," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. 2012. 11*, pp. 1382~1387.
- (5) Sheldahl, R. E. and klimas, P. C, 1998, "Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines," SAND80-2114, pp.3-112.

- (6) Cho, W. S., Kim, H. S. and Choi, Y. D., 2013, "Shape Design and Flow Analysis on a 200W-Class Gyromill Type Vertical Axis Wind Turbine Rotor Blade," *Journal of the Korean Society of Marine Engineering*, Vol. 37, No. 2, pp. 170~177.
- (7) Sun, M. Y., Kim, D. Y. and Lim, J. K., 2012, "Study on Optimal Design of Wind Turbine Blade Airfoil and Its Application," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng.(B)*, Vol. 36, No. 5, pp. 465~475.
- (8) Sicot, C., Devinant, P., Loyer, S. and Hureau, J., 2008, "Rotational and Turbulence Effects on a Wind Turbine Blade. Investigation of the Stall Mechanisms," *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 96, Issues 8-9, pp. 1320~1331.
- (9) Ji, S. W., Park, S. K. and Kim, T. S., 2010, "A Numerical Study on the Effect of Mountainous Terrain and Turbine Arrangement on the Performance of Wind Power Generation," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng.(B)*, Vol. 34 No. 10, pp. 907~916.
- (10) Jang, Y. J., Lee, J. H. and Kang, K. W., 2012, "Structural Integrity of Small Wind Turbine Composite Blade Using Structural Test and Finite Element Analysis," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng.(A)*, Vol. 36, No. 9, pp. 1087~1094.
- (11) Lee, S. J., Jeong, E. C. and Lim, H. C., 2012, "Numerical Study on Aerodynamic Characteristics of NACA0015," *Journal of the Wind Engineering Institute of Korea*, Vol. 16, No.4, PP. 143~148.
- (12) Yoo, N. S. and Lee, J. H., 2000, "Effect of Airfoil Thickness on the Optimum Gurney Flap Height," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng 2000*, Vol. 2, No. 2, pp. 568~572.
- (13) So, K. S., Choi, C. W., Lee, D. C. and Kang, k. W., 2013, "Structural Optimization for Hybrid Vertical-Axis Wind Turbine Blade Using Response Surface Method," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng.(A)*, Vol. 37, No. 11, pp. 1331~1337.
- (14) Kim, J. H., Kim, J. B. and Oh, Y. L., 2013, "Performance Prediction of Wind Power Turbine by CFD Analysis," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng.(B)*, Vol. 37, No. 4, pp. 423~429.