

XFOIL과 EDISON_CFD를 이용한

풍력터빈용 두꺼운 에어포일의 공력특성 비교

Comparison of Aerodynamic Characteristics of a Thick Airfoil for
Wind Turbines using XFOIL and EDISON_CFD

김성욱^{1*}, 오승희¹, 유진아¹
전북대학교 항공우주공학과¹

초 록

본 연구에서는 XFOIL을 사용하여 설계된 30% 두께를 가지며 팁에서의 두께가 코드의 1.5%인 풍력터빈용 에어포일의 공력 특성을 해석하였다. 받음각에 따른 양력·항력 곡선 및 양항비를 XFOIL에서 얻어낸 결과와 EDISON_CFD 해석 결과를 상호 비교 하였다. EDISON_CFD에서의 해석을 위한 격자의 형태를 격자균일성을 생각하여 큰 타원과 작은 타원을 합쳐 만들었다. 수치 기법으로 Roe의 FDS를 선택하여 데이터를 수집하였다. 그 결과로 나타난 압력계수와 양항비 그래프를 보면 선형 구간에서 양력은 XFOIL 해석 결과와 잘 일치하는 결과를 보여주었다. 그러나 항력에서 약1.5배 정도 EDISON_CFD의 결과가 크게 나옴으로써 양항비의 차이를 보이는 것으로 나타났다. 실속이후에서는 XFOIL의 신뢰도가 떨어지는 경향이 있어 특히 실속이후에서는 CFD의 해석결과가 필요한 것으로 보인다.

Key Words : CFD(Computational Fluid Dynamics), 압력계수(Pressure Coefficient), 공력특성(Aerodynamic Property), Flatback 에어포일

1. 서 론

풍력터빈에서 블레이드의 공력설계는 성능과 하중을 결정하는 가장 중요한 요소이다. 블레이드의 공력 성능은 에어포일의 특성에 의해서 좌우되므로 설계조건을 가장 만족시킬 수 있는 에어포일을 채택하는 것이 중요하다. 에어포일을 약간만 변형해도 공력 성능에서 차이를 나타낸다. 에어포일의 형태에서 캠버, 두께, 최대 두께, 앞전반경이라는 주요한 변수가 있다. 공력 성능은 주로 두께와 캠버 분포에 의존한다. 공기유동의 원활한 흐름을 위해 양력을 만들어내는 에어포일의 유효성의 척도인 양력계수(C_l)와 공기의 흐름이 날개에 미치는 저항의 정도를 나타내는 항력계수(C_d)가 중요하게 고려된다. $C_{l,max}$ 와 C_l/C_d 가 클수록 경제적인 설계가 되므로 양항비나 양력계수를 증가시키는 방향으로 오늘날 에어포일을 개발하고 있다. 항력의 경우 영향이 가장 큰 요소는 점성에 의한 항력이며 이것은 평면적에 관계되기에 최소화 하는 것이 좋다. 항력계수는 받음각(Angle of Attack (α), 레이놀즈수(Re) 및 마하수(M)에 의존한다. 본 연구는 NACA63-430에어포일을 근간으로 캠버와 최대 두께 위치를 조정하여 익형 설계 프로그램인 XFOIL⁽¹⁾에 입력하여 CBNU30G015를 개발하였다. 개발된 에어포일의 공력성능을 파악하기 위해 기본적으로 XFOIL을 사용하였으며 이 결과의 검증 및 실속이후의 공력데이터 확보를 위해 EDISON_CFD를 활용하고자 한다. 난류 압축성 유동으로 가정하여 C_p 곡선, 받음각 변화에 따른 C_l , C_d , 양항비를 XFOIL과 EDISON_CFD를 이용하여 비교 해석을 해보았다.⁽²⁾

2. 수치해석방법 및 결과

2.1 해석모델

본 연구에서는 NACA 63-430을 XFOIL 프로그램을 이용하여 Blunt Trailing Edge 에어포일 연구 사례를 참조하여⁽³⁾⁽⁴⁾ 새로이 개발한 CBNU30G015를 해석대상으로 하였다. CBNU30G015는 최대 두께비 30%이며, 캠버 2%에 최대 캠버 위치 80%, 그리고 뒷전 팁 두께비가 1.5%에 해당한다. CBNU30G015의 형상 및 제원은 Fig. 1과 Table 1에 나타내었다. 본 연구는 M=0.2, Re=10⁷의 압축성 난류 조건 하에서 EDISON_CFD⁽²⁾와 XFOIL⁽¹⁾을 이용하여 CBNU30G015의 공력특성에 관한 데이터 결과를 비교하기로 한다.

2.2 격자구성

완전난류에서의 정밀한 해석을 위해 에어포일 표면 격자의 조밀성을 위해 y+ ~ 1에 해당하는 격자 간격을 선택하기로 한다. Mach=0.2, Re=10⁷에서 CFD 해석 결과 C_f값이 최대 약 5의 값을 가졌다. 이로부터 y+는 다음과 같이 얻어내었다.⁽²⁾

$$C_f \equiv \frac{\tau_w}{\frac{\rho v^2}{2}} \quad (1)$$

$$\tau_w = c_f \cdot \frac{\rho v^2}{2} = 5 \times \frac{1.225 \times 70^2}{2} \approx 15000 N/m^2 \quad (2)$$

$$\therefore u^* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} = \sqrt{\frac{15000}{1.225}} \approx 110 m/s \quad (3)$$

$$y^+ = 1 = \frac{\Delta y u^*}{\nu} \quad (4)$$

$$\therefore \Delta y = \frac{\nu}{u^*} \approx 1.4 \times 10^{-7} m \quad (5)$$

Table 1. CBNU30G015 에어포일 제원

Max. thickness	30%
Camber	2%
Max. camber location	80%
Tip thickness	1.5%

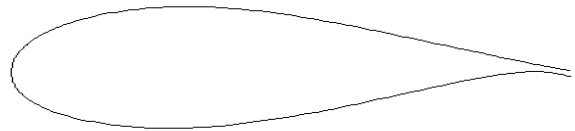


Fig. 1. CBNU30G015 에어포일 형상

격자계는 에어포일의 i방향으로 뒷전부분을 제외한 형상에서 240개, 뒷전에서는 30개, 총 270개이며, j방향으로는 300개를 사용하였다. 외부 경계는 에어포일주변을 조밀하게 해주기 위하여 작고 큰 타원 2개로 구분되는 2개의 영역(zone)으로 나누었다. 작은 타원의 장·단축은 각각 2m, 1m이고, 큰 타원의 장·단축은 각각 20m, 10m이다. 격자계의 형태는 Fig. 2에 나타나 있다.

$$F_{j+\frac{1}{2}} = \frac{1}{2} [F_j + F_{j+1} - |\hat{A}| \Delta Q] \quad (6)$$

$$F_j = \begin{pmatrix} \rho U \\ \rho u U + n_x p \\ \rho v U + n_y p \\ P U H \end{pmatrix} \quad (7)$$

$$|\hat{A}| Q = |\Delta \hat{F}_1| + |\Delta \hat{F}_2| + |\Delta \hat{F}_3| + |\Delta \hat{F}_4| \quad (8)$$

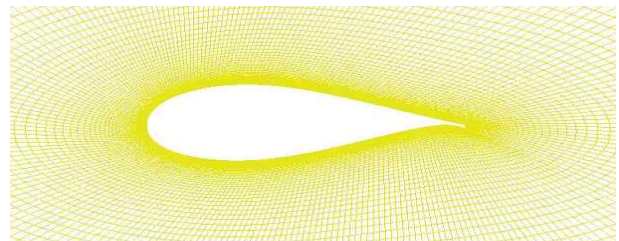


Fig. 2. CBNU30G015의 격자계

2.3 Flux scheme

이번 연구를 위해 선택한 수치기법은 Roe의 FDS이다. Roe의 FDS은 리만 문제의 근사해에 기본을 두고 있다. 유동의 수치 계산에 있어 높은 정확도를 보이지만, 충격과 불안정성이 나타나는 것으로 알려져 있다. Roe의 FDS에 의한 격자 경계면에서의 수치 플럭스(Numerical flux)는 다음과 같다.⁽⁵⁾⁽⁶⁾

2.4 해석 결과

먼저 완전 난류유동에서의 CBNU30G015 에어포일의 C_p 곡선에 대한 EDISON_CFD와 XFOIL의 결과를 비교해 보았다. 실속 이후의 받음각(α)에서의 XFOIL 데이터는 신뢰할 수 없으므로 실속 이전의 받음각인 0° 와 7° 에서의 C_p 곡선 비교를 Fig. 3-(a), Fig. 4-(a)에 제시하였다. XFOIL의 C_p 값이 비교적 작게 예측되었으나, 두 경우의 결과가 매우 잘 일치한다고 말할 수 있다. EDISON_CFD를 이용하여 표현한 0° 와 7° 에서의 유선을 Fig. 3-(b)와 Fig. 4-(b)에 제시하였다. 7° 에서는 유선이 뒷전에서 잘 부착되어 Kutta조건을 만족함을 보여주고 있다.

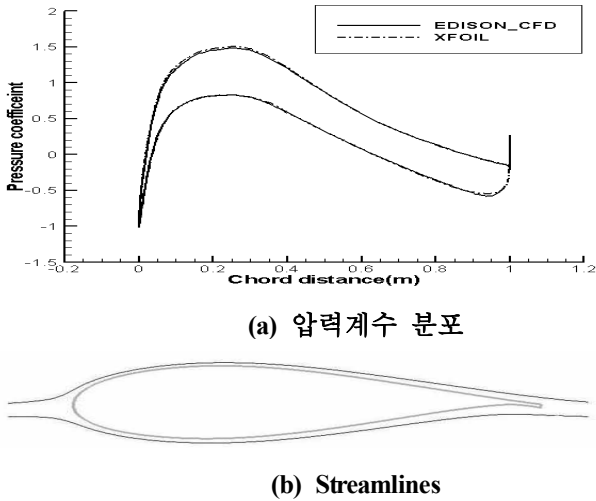


Fig. 3 $\alpha = 0^\circ$ 에서의 공력해석 결과

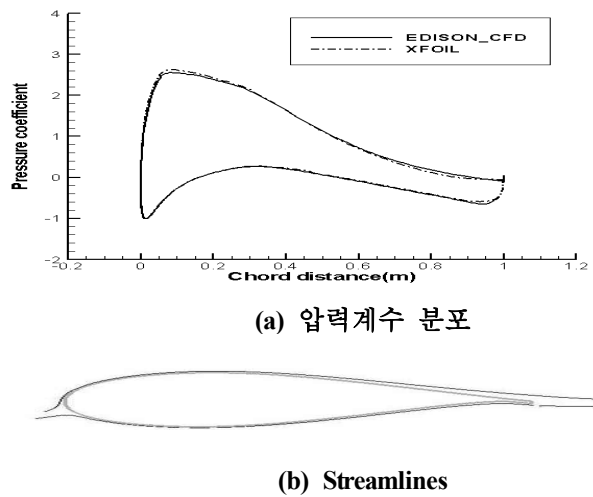


Fig. 4 $\alpha = 7^\circ$ 에서의 공력해석 결과

Table 2. 공력 특성 비교

α	XFOIL		EDISON_CFD	
	C_l/C_d		C_l/C_d	
	C_l	C_d	C_l	C_d
0°	33.5664		51.8216	
	0.5462	0.0105	0.5332	0.0158
6°	49.0190		84.1032	
	1.3036	0.0155	1.2792	0.0260
10°	36.5747		43.5872	
	1.5334	0.0351	1.5718	0.0429

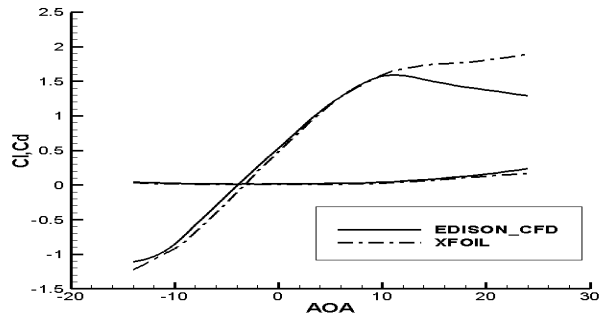


Fig. 5. 받음각에 따른 양력과 항력 비교

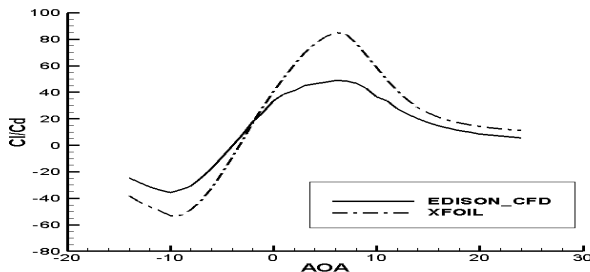


Fig. 6. 받음각에 따른 양항비 비교

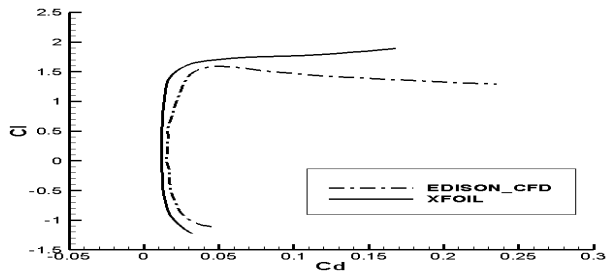


Fig. 7. 양력-항력 곡선

C_p 를 제외한 다른 공력 특성에서는 다소 차이를 보였다. Fig. 5에서는 받음각에 따른 C_l 과 C_d 의 변화를 나타내었다. EDISON_CFD로 얻어낸 결과에서 받음각 약 10° 에서부터 실속이 발생하여 양력계수가 낮아

지는 것을 알 수 있다. 반면에 XFOIL의 결과는 받음각이 10°가 넘어가도 C_l 이 계속 증가함을 볼 수 있다. XFOIL의 데이터에서는 실속 이후를 정확히 예측하기 곤란하며, 이를 통해 실속영역 이후의 값은 CFD 해석 결과나 실험에 의존할 수밖에 없다.

XFOIL과 EDISON_CFD의 공력 특성해석 결과의 차이는 양항비에 대한 그래프를 보면 확인이 된다. Fig. 6은 받음각에 따른 양항비를 나타낸다. X-foil의 데이터에 비해 EDISON_CFD가 도출해 낸 결과는 비교적 낮은 경향을 보인다. 각각의 최고 큰 양항비는 XFOIL의 경우 받음각 6°에서 84이었지만, EDISON_CFD의 결과는 받음각 6°에서 33의 값을 가졌다. 이러한 차이는 항력의 영향으로 확인된다. Table 2는 0°, 6°, 10°에서의 양력, 항력, 양항비를 비교한 표이다. 데이터 분석 결과, XFOIL의 항력에 비해 EDISON_CFD의 항력이 약 1.5배정도 높게 나와 양항비에 큰 영향을 끼쳤음을 알 수 있다.

XFOIL은 천이점의 위치를 계산을 통해서 얻을 수 있지만 강제로 천이점의 위치를 지정해 줄 수 있다. EDISON_CFD는 경계층을 난류경계층으로 가정하므로 XFOIL과의 결과 비교를 위해 XFOIL의 천이점 위치를 앞전에서 5% 위치로 제한하여 난류경계층 영역을 최대한 크게 하여 마찰항력의 차이를 EDISON_CFD의 해석결과와 비교하여 줄이기 위한 비교를 시도하였다. 그러나 전반적으로 EDISON_CFD의 해석결과가 XFOIL에 비해 약 1.5배정도의 값을 제공하고 있음이 확인되었다.

3. 결론

EDISON_CFD의 성능과 유용성을 알아보기 위해 에어포일 설계 및 공력특성해석 프로그램으로 널리 알려진 XFOIL 프로그램과 비교 분석해보았다. NACA 63-430 에어포일 두께, 최대 두께 위치와 캠버를 변동시킨 후 양항비와 최대양력계수가 우수하도록 설계된 CBNU30G015 에어포일을 해석 대상으로 선정하였다. 본 연구결과 다음과 같은 결론을 얻어냈다.

1. 양력곡선의 선형구간에서 에어포일 표면을 따르는 압력분포는 XFOIL과 EDISON_CFD 해석결과가 매우 잘 일치하였다.
2. 실속영역에서 XFOIL은 받음각 증가에 따라 비선형적으로 양력이 증가하는 결과를 보여주어 그 구간에서의 해석결과의 신뢰성을 떨어트렸다. 그러나 EDISON_CFD 해석결과는 양력 감소 현상을 잘 보여주었다.
3. 항력계수는 XFOIL에 비교해서 EDISON_CFD의 해석결과가 큰 차이를 보여주어 이에 대한 원인 분석이 필요하다.

후 기

본 연구는 전북대학교 풍력터빈 및 해상구조물 인력양성사업단의 지원으로 연구되었으며, 프로그램 수행에 도움을 주신 서울대학교 공력 시뮬레이션 및 디자인 연구실과 KISTI, 그리고 전북대학교 항공우주공학과 유기완 교수님께 감사드립니다.

참고문헌

- (1) M. Drela, Xfoil 6.97 User's Guide, 2001, MIT Aero & Astro Harold Youngren Aircraft, Inc.
- (2) 한국과학기술정보연구원, 2011, EDISON_CFD 사용 매뉴얼
- (3) 이태형, 김철완, 조태환, 안석민, 2010, "A Numerical Study of Airfoil Aerodynamic Characteristics for a High Thickness Blade", 한국항공우주학회 2010 추계학술발표회 논문집, p.161-164
- (4) 이성진, 석상민, 이경세, 정진화, 2011, "Aerodynamic Properties of a Blunt Trailing Edge 에어포일", 한국풍력에너지학회 2011 추계 학술대회 논문집, p. 18-23
- (5) 김성수, 김종암, 노오현, 홍승규, 2001, "충격과 불안정성을 제거한 Roe 수치기법", 한국전산유체공학회지, 제6권 제4호, pp.43-53
- (6) C.Hirsh, 1988, Numerical Computation of Internal and External Flows, Vol. I & II, John Wiley & Sons