

## 풍력발전용 터빈의 최적설계에 관한 기초 연구(II)

김정환\* · 김범석\* · 김춘식\*\* · 김진구\*\*\* · 이영호\*\*\*\*

### A Basis Study on Optimum Design of Turbine for Wind Power Generation(II)

J. H. Kim, B. S. Kim, C. S. Kim, J. G. Kim, and Y. H. Lee

**Key Words:** Flap(플랩), Flap Height(플랩높이), Lift-to-Drag Ratio(양항비), Airfoil Thickness(익형 두께), Wind Power Generation(풍력발전)

#### Abstract

A numerical investigation was performed to determine the effect of airfoil on the optimum flap height using NACA 0006, 0009, 0012, 0015, 0018, 0021 and 0024 airfoils. The six flaps which have 0.5% chord height difference were used. A Navier-Stokes code, FLUENT, was used to calculate the flow field of the airfoil. The code was first tested as a benchmark by modelling flow around a NACA 4412 airfoil. Predictions of local pressure coefficients are found to be in good agreement with the result of the experimental result. For every NACA 00XX airfoil, flap heights ranging from 0.0% to 2.5% chord were changed by 0.5% chord interval and their effects were also studied. Representative results from each case are presented graphically and discussed. It is concluded that this initial approach gives a promise for the future development of wind turbine optimum design.

#### 1. 서론

풍력발전은 어느 곳이나 산재되어 있는 무공해, 무한정의 바람을 이용하므로 환경에 미치는 영향이 거의 없고, 국토를 효율적으로 이용할 수 있으며, 대규모 발전 단지의 경우에는 발전 단가도 기존의 발전 방식과 경쟁 가능한 수준의 신에너지 발전 기술이며, 풍력 발전 관련 기술은 이미 실용화 단계에 있다. 하지만 보다 고양력 저항력의 풍력터빈 개발을 위한 최적설계가 필요하다. 그러나 고양력 시스템(high-lift system)들은 일반적으로 매우 복잡하여 높은 유지비용과 추가하중이 요구된다. 그러므로 성능은 우수하면

서 제작비용이 비슷하게 소요되며, 기계적으로 간단한 고양력 시스템을 추구하게 되는데 그 중 하나가 얇은판으로 구성된 플랩(flap)이다. 플랩의 크기(height)는 통상적으로 익형 코드(chord)의 1~2%가 적절하며, 플랩의 위치는 보통 기계공학과 항공공학에서 익형(airfoil) 후연(trailing edge) 아랫면에 위치하는 것이 보통이다. 한편, 대체에너지 발전용으로 사용되고 있는 풍력발전용 공기터빈이나 파력발전용 웰즈터빈은 NACA 시리즈로 구성이 되어 있으며 풍력발전용 공기터빈은 사방에서 불어오는 바람에 의해서 터빈이 회전을 하며 파력발전용 웰즈터빈도 양방향에서 들어오는 공기의 힘에 의해서 터빈이 회전을 한다. 그러므로 Fig. 1에서 보여지는 것처럼 한쪽 방향이 아닌 여러 방향에서 들어오는 바람의 영향을 고려하여 터빈의 기초성능을 테스트하기 위해서 플랩을 날개 후연의 윗면과 아랫면 양쪽에 설치를 하였다. 플랩의 크기는 코드(chord)의 2%

\* 한국해양대학교 대학원

\*\* 한국해양대학교 기관시스템공학부

\*\*\* 충북과학대학 기계과

\*\*\*\* 한국해양대학교 기계·정보공학부

이상은 익형 항력의 현저한 증가를 일으키며 익형 성능의 지표인 양항비(lift-to-drag ratio)를 나쁘게 한다. 그러므로 본 논문에서는 플랩의 크기를 0~2.5%코드 범위에서 수치계산을 수행하였다. 플랩의 목적은 양력증가에 대하여 항력의 증가없이 양력을 증가시켜 익형의 성능을 향상시키는 것이다.<sup>(1)</sup>

본 연구의 목적은 일련의 NACA 00XX 대칭익형을 사용하여 플랩 크기에 따른 익형의 양항비의 영향에 관하여 검토하는 것이며 앞으로 각종 NACA 계열의 익형을 수치계산과 실험을 통한 데이터를 풍력발전용 공기터빈과 파력발전용 웰즈터빈의 성능향상을 위한 설계에 기초데이터를 제공하고자 한다. 이를 위한 수치해석기법과 사용코드의 신뢰성을 증명하기 위한 benchmark 계산으로 NACA 4412를 수치계산한 결과와 Wadcock에 의해 실험한 결과를 비교하였다.<sup>(2)</sup>

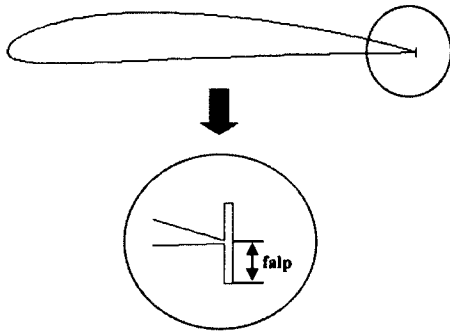


Fig. 1 Double flap

## 2. Airfoil의 모델링 및 계산조건

### 2.1 Airfoil의 모델링

2-D NACA00XX airfoils의 형상은 익형표면을 지나는 수많은 점들을 스플라인 곡선(spline curve)으로 정의된다. NACA 시리즈 단면 익형의 두께 분포에 대해서 다음과 같은 방정식을 사용함으로써 익형 표면의 점들을 구할 수 있다.<sup>(3)</sup>

$$y_t = \frac{t}{0.20} (0.29690\sqrt{x} - 0.12600x - 0.35160x^2 + 0.28430x^3 - 0.10150x^4) \quad (1)$$

$$y = (y_t)(c) \quad (2)$$

여기서,

$y_t$  = 무차원 두께 (Non-Dimensional thickness)

$t$  = 최대두께 (Expressed as a fraction of the chord length)

$x$  = 무차원 현 ( $0 \leq x \leq 1$ )

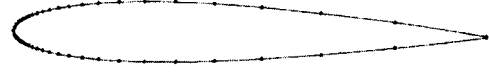


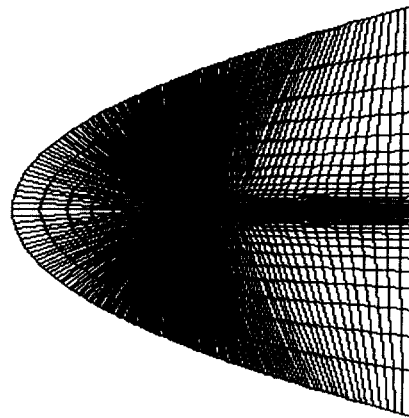
Fig. 2 Point distribution defining NACA 00XX airfoil geometry

NACA0012 Airfoil에서  $t$ 는 0.12 (두께 : 12%)로 두고 각각의  $x$ 값을 식 (1)에 대입하면 다양한  $y_t$ 값을 얻을 수 있고 이 값을 식 (2)에서 최종적인  $y$ 값을 얻을 수 있다.

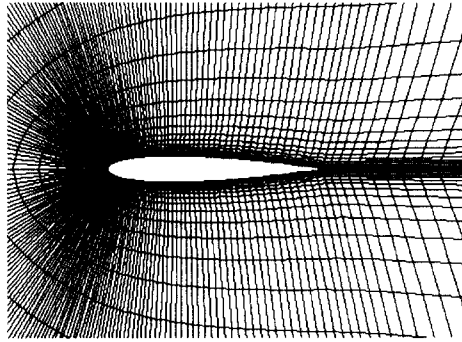
### 2.2 계산조건

FLUENT의 해석능력 검증을 위하여 NACA 4412의 익형에 대하여 실험결과와 비교하였다. 본 논문에서 사용한 격자계에서 원방경계는 코드의 30배의 원방경계를 사용하였다.

FLUENT는 난류모델에 대하여 1-eq인 Spalart-Allmaras모델과 2-eq에서는  $k-\epsilon$  모델 (standard, RNG, realizible), 그리고 Large Eddy



(a) C-Grid used in computations



(b) Close up of grid

Fig. 3 Grid Formation

Simulation의 모델들을 제공한다. 하지만 본 연구에서는 보다 계산하기 편리하고 외부유동장의 익형계산에서 비교적 정확한 Spalart-Allmaras모델<sup>(4)</sup>을 사용하였으며, 시간에 대하여 implicit, 운동량과 난류전달 방정식에 대하여 QUICK scheme을 사용하였다. 그리고 날개 위의 격자 수는 앞선 연구자들의 연구논문을 참고하여 200개의 충분한 격자를 분포시켰으며 총 격자수는 300×200의 C type<sup>(5)</sup>이다.

3. 결과 및 고찰

FLUENT code와 수치기법의 신뢰도를 증명하기 위한 benchmark 계산의 대상으로 Wadcock의 실험과 비교하였다. 비교대상은 NACA 4412 기본익형에 대해 행하여진 Wadcock의 실험 조건과 일치시키기 위해 마하수(Mach number)는 0.085, 레이놀드수(Reynolds number)는 1.64×10<sup>6</sup>으로 취하였다. Table 1은 영각(angle of attack)이 0°과 8° 일 때의 양항비 (L/D), 항력 (C<sub>d</sub>), 그리고 양력 (C<sub>l</sub>)의 값에 대한 계산 값과 실험 값의 비교를 보여주고 있다. 이 비교를 통하여 수치계산한 결과가 실험치와 잘 부합된다는 것을 알 수 있다.

Fig. 4는 NACA 4412 기본익형을 실험치와 수치계산한 결과를 압력계수로 비교한 것이다. 실험조건과 일치시키기 위해서 수치계산에서 조건은 영각 8°, 레이놀드수 1.64×10<sup>6</sup>으로 하였다.

이 그래프에서 보면 수치계산한 결과와 실험치

가 익형의 전반부와 후반부에서 약간의 오차는 보이지만 전체적으로 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. 이 비교로부터 본 논문에서 사용한 수치해법이 매우 만족스러운 결과를 제시하고 있다는 결론을 내릴 수 있으며 본 계산을 수행하였다.

Table 1. NACA 4412, Re=1.64 x 10<sup>6</sup>  
(exp. : experimental result,  
com. : computational result)

		$\alpha = 0^\circ$			$\alpha = 8^\circ$		
		$C_l$	$C_d$	L/D	$C_l$	$C_d$	L/D
Clean	Exp	0.410	0.012	34.17	1.16	0.022	52.73
	Com	0.428	0.013	32.92	1.19	0.024	49.6

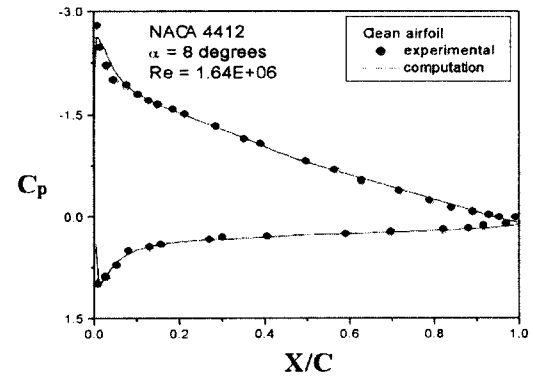


Fig. 4 Pressure distributions comparison

Table 2에서 C<sub>l</sub>, C<sub>d</sub>의 화살표는 플랩크기에 따른 이들 값들의 증감을 나타내며, L/D<sub>max</sub> order는 L/D<sub>max</sub> 값이 큰 순서로 플랩크기를 표시한 것이다. 이 데이터에서 보면 NACA 0021을 제외한 NACA 0006, 0009, 0012, 0015, 0018과 NACA 0024에서는 플랩이 없을 때 보다 플랩이 있는 경우가 보다 높은 양항비를 나타내고 있고 대체적으로 플랩의 크기가 0.5%일 때 최대 양항비를 보이고 있고 NACA 0006과 0024에서는 0.5%와 1.0%가 플랩 0.0%보다 높은 양항비를 나타내고 있음을 관찰할 수 있다.

Table 2. Computation Summary

airfoil	$C_l$	$C_d$	$(L/D)_{max}$ order
0006	↑	↑	0.5-1.0-0.0-1.5-2.0-2.5
0009	↑	↑	0.5-0.0-1.0-1.5-2.0-2.5
0012	↑	↑	0.5-0.0-1.0-1.5-2.0-2.5
0015	↑	↑	0.5-0.0-1.0-1.5-2.0-2.5
0018	↑	↑	0.5-0.0-1.0-1.5-2.0-2.5
0021	↑	↑	0.0-0.5-1.0-1.5-2.0-2.5
0024	↑	↑	0.5-1.0-0.0-2.0-1.5-2.5

Fig. 5는 익형의 종류 즉, 익형의 두께에 따른  $L/D_{max}$ 의 관계를 기본익형(clean airfoil)과 플랩 크기 별로 나타내었다. 이 그래프로부터 각각의 익형두께에 대한 최적의 플랩크기를 알 수 있고 또한 익형두께의 변화에 따른 각 크기의 플랩

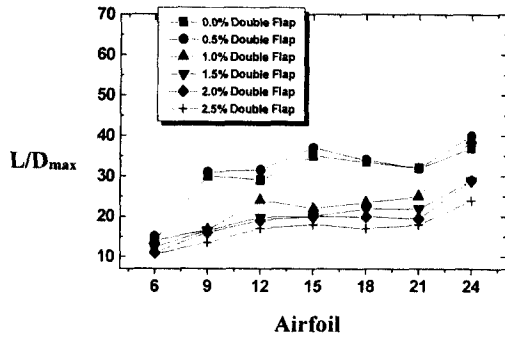


Fig. 5 Relationship between airfoil thickness and (L/D)

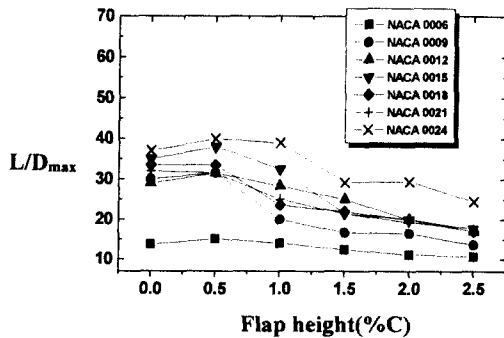


Fig. 6 Relationship between flap height and (L/D)

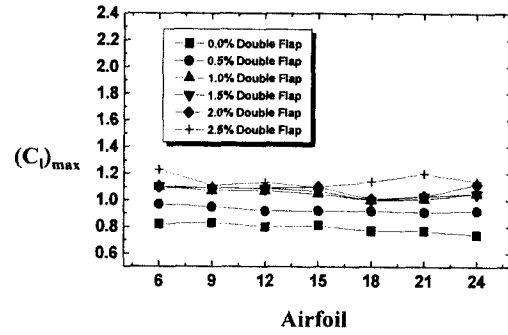


Fig. 7 Relationship between airfoil thickness and ( $C_l$ )

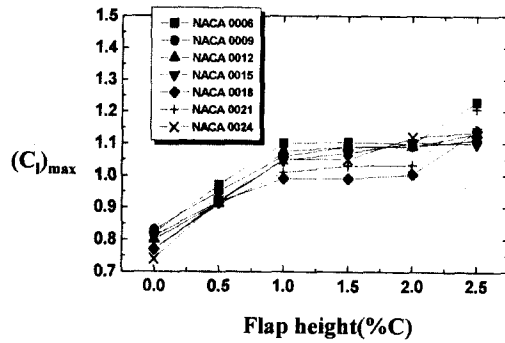


Fig. 8 Relationship between flap height and ( $C_l$ )

의 성능변화도 알 수 있으며, 익형이 두꺼워질수록 대체적으로 양항비가 증가함을 알 수 있다.

Fig. 6은 플랩크기에 대한 양항비를 나타내고 있다. 이 그래프에서보면 각각의 익형두께에 대해 플랩의 크기가 커질수록 대체적으로 양항비가 증가를 하다 감소하는 것을 관찰할 수 있다.

Fig. 7은 익형두께에 대한 최대 양력계수를 나타내고 있고 Fig. 8은 플랩크기에 대한 최대 양력계수를 나타내고 있다.

Fig. 7에서보면 플랩의 크기가 클수록 대체적으로 최대양력계수는 높게 나타나고 있고 익형의 두께에 따라서 최대양력계수는 대체적으로 비슷한 크기를 나타내고 있음을 관찰할 수 있으며 Fig. 8은 플랩크기에 대한 최대양력계수를 나타내고 있는데 플랩의 크기가 증가할수록 최대양력계수가 증가하고 있음을 알 수 있다.

Fig. 9는 NACA 0012 익형의 각각의 플랩크기에 따른 플랩주위의 속도벡터와 유선 등의 유동 패턴을 나타내고 있는 그림이다. 플랩이 0%에서는 날개 후류부근에서 유동이 매끄럽게 흘러가는 모습을 관찰할 수 있으며 플랩이 1.0%에서는 플랩 후류에서 1개의 대형와류를 관찰할 수 있고 플랩이 2.0%인 경우에는 플랩 1.0%에서보다 더 큰 와류 발생함을 관찰할 수 있으며, 이 와류는 상하 대각선 방향으로 발생함을 볼 수 있다.

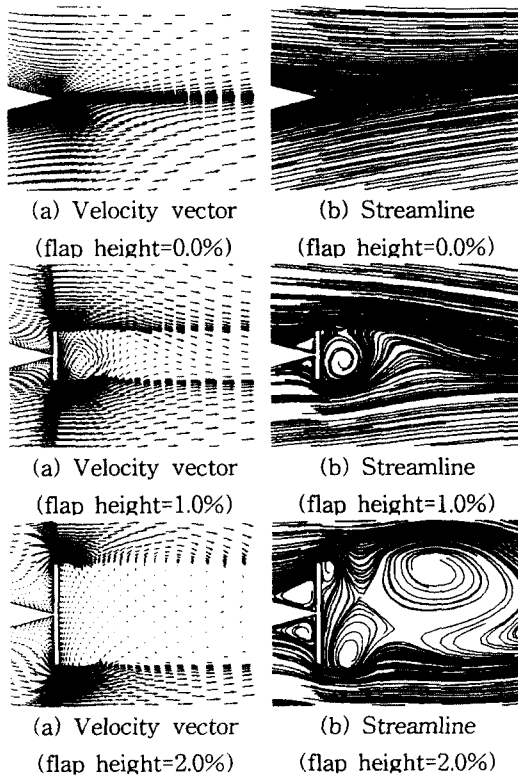


Fig. 9 Flow pattern around flap

### 3. 결론

본 수치계산에 의해 NACA 00XX계열의 공력 특성을 정성적 그리고 정량적으로 예측 가능하다는 결론을 아래와 같이 얻었다.

1. NACA 4412 익형의 Benchmark 수치계산에 의해서 얻어진 결과는 Wadcock의 실험결과와 비교하여 잘 부합된다는 것을 알 수 있었다.

2. 본 계산에서 사용한 모든 익형에서 대체적으로 플랩의 크기가 증가할수록 양력계수와 항력계수가 증가함을 알았다.

3. NACA 0021에서는 플랩의 영향이 없었으나 나머지 NACA00XX에서는 플랩이 있는 것이 없는 것보다 보다 더 높은 양항비를 나타내고 있었다.

4. 향후 풍력발전용 터빈과 파력발전용 웰즈터빈에 사용되는 대형적 NACA 00XX계열의 모든 익형과 NACA 44XX계열의 익형에 대해서 수치계산과 PIV실험을 수행하여 익형의 종류와 최적의 플랩크기와의 관계를 규명하기 위해 경계층 두께와 실속각, 박리점 등의 자료를 규명할 예정이다.

### 참고문헌

1. 조용욱, 서욱, "비행원리", 도서출판 청연, pp. 112~120, 1995
2. Storms B.L., Jang C.S., "Lift Enhancement of an Airfoil using a Gurney Flap and Vortex Generators" Journal of Aircraft, Vol. 31, No. 3, pp. 542~547, 1994
3. 김정환, "CFD에 의한 파력발전용 웰즈터빈의 3차원 유동특성에 관한 연구", 부경대학교학원 기계공학과 공학석사학위논문, 2000
4. FLUENT Users Manuals, Fluent Inc.
5. Thompson. Joe. F., Warsi, Z. U. A Warsi, C. Wayne Mastin, "Numerical Grid Generation", Elsevier Science Publishing Co., 1985