

전산유체역학을 이용한 NREL Phase VI 풍력터빈의 축소효과 보정

박영민*, 장병희

Scale Effect Corrections of NREL Phase VI Wind Turbine by Using Computational Fluid Dynamics

Young Min Park*, Byeong-Hee Chang

Abstract The present paper describes the scale effect correction methods for scaled NREL Phase VI wind turbines by using CFD(computational fluid dynamics). For the corrections of wind turbine scale effect, various researches on the helicopter rotor scale effect were investigated and the feasibility study of the methods was performed to correct wind turbine scale effect. The present paper also introduces scale effect correction methods based on two dimensional lift slope. In order to test the present method, performance analyses of NREL Phase VI wind turbines under various scale conditions were carried out and new correction method was applied. Granting that the new correction method is valid only above Reynolds No. 100,000, it showed reasonable agreement between model and full scale wind turbines in the linear torque region.

Key words Wind turbine(풍력터빈), Scale effect(축소효과), Correction(보정), CFD(전산유체역학)

* 현재 한국항공우주연구원 세부계통팀 선임연구원
 ■E-mail : ympark@kari.re.kr ■Tel : (042)860-2692 ■Fax : (042)860-2006

Nomenclature

α : angle of attack based on airfoil chord line
 θ : local blade pitch angle
 a : lift coefficient slope of 2D airfoil
 c : chord length
 r : radial position of turbine blade
 dr : radial length of blade segment
 C_p : power coefficient
 C_T : thrust coefficient
 R : radius of turbine blades
 L : lift
 D : drag
 T : torque
 V : relative velocity at the blade section

Re : Reynolds number based on local chord length(c) and local relative velocity(V)
 K : scale effect correction coefficient
 K_c : scale effect correction coefficient for chord extension method.
 K_v : scale effect correction coefficient for velocity correction method

subscript

full : full scale for real-life size
 model : model scale for wind tunnel test

1. 서론

풍력터빈은 점차 대형화 추세로 발전하고 있으며 이는 풍력터빈의 지상 설치비용 절감 및 효율적인 지상공 이용 측면에서 큰 장점이 있다. 그러나 풍력터빈이 크기가 증가하는 만큼 시험모델에 대한 축소비율도 증가하므로 풍동시험을 통한 성능 예측은 쉽지 않다. 따라서 대부분의 풍력터빈의 성능예측을 위한 풍동시험은 2차원 익형에 한정되어 있고 3차원 풍력터빈 형상에 대한 시험은 축소효과 문제로 인하여 활발한 연구가 이루어지지 않고 있다.

NREL과 같은 기관은 설계과정에서 성능해석 프로그램의 검증에 이용할 수 있도록 NASA Ames Research Center의 80ft x 120ft 풍동에서 10m급 풍력터빈의 시험결과를 바탕으로 표준 데이터를 제공하고 있다.^{1,2} 그러나 실제 운용되는 풍력터빈은 수 10m에서 100m 이상까지 이므로 이들에 대한 실제 스케일 풍동시험은 불가능하며 축소모델을 통한 풍동시험만이 가능하다.

축소 모델에 대한 풍동시험을 수행하는 경우 일반적으로 TSR (tip speed ratio)를 실제의 풍력터빈과 동일하게 설정하여 시험을 수행한다. 그러나 풍동에서 시험할 경우 로터의 직경은 풍동의 시험부 크기에 의하여 결정되므로 대부분의 풍동에서 실제와 동일한 Reynolds 상사성을 유지할 수 없다. 가장 일반적인 보정 방법으로 블레이드의 앞전에 천이 도트 (transition dot)를 부착, 강제로 난류로의 천이현상을 발생시켜 실제 풍력터빈과 유사한 유동을 모사하는 방법이 있으나 고정익과 달리 회전효과가 있고 실속 특성도 위치별로 다르므로 이를 적용하기가 쉽지 않다.

본 연구에서는 풍력터빈의 축소효과 보정을 위하여 먼저 헬리콥터의 보정사례를 조사하였고 이에 대한 풍력터빈의 적용 가능성을 살펴보았다.^{3,4,5} 또한 풍력터빈의 크기에 따른 성능특성을 살펴보기 위하여 6%~1,600% 축소비를 갖는 가상의 NREL Phase VI 풍력터빈에 대한 성능해석을 수행하였다. 풍력터빈의 축소효과 보정을 위해서는 헬리콥터 로터의 보정과정에서 이용되는 단면 확장법을 적용하여 보았고 추가로 2차원 익형 정보를 이용한 속도 보정법을 소개하였다. 보정 결과 두 방법 모두 선형영역에서 좋은 결과를 보였다. 특히 2차원 익형 정보를 이용한 보정의 경우 국부 Reynolds 수가 100,000 이상인 조건에서 양호한 보정결과를 보였다.

2. 헬리콥터 로터의 축소효과 보정

헬리콥터 로터의 축소효과 보정은 시험 모델의 단면을 변형 (확장)하여 풍동시험을 수행하는 블레이드 단면 확장(chord extension) 방법³과 축소모델의 변형없이 풍동시험을 수행하고 시험 결과를 수학적으로 보정하는 공력 계수 보정 (coefficient correction)법^{4,5}을 들 수 있다.

2.1 블레이드 단면 확장법

단면 확장법의 대표적인 사례는 NASA 및 DNW 에서 수행한 BO-105 헬리콥터 로터 풍동시험을 들 수 있다⁶. 문헌의 경우 NASA에서는 full-scale 풍동시험을 수행하였고 DNW에서는 40% 축소 모델에 대한 풍동시험을 수행하였다. 40% 모델 시험과정에서는 축소에 따른 추력 감소분을 보전하기 위하여 블레이드 단면을 약 12% 정도 확장하여 풍동시험을 수행하였다. 이 때 12% 단면 확장 기준은 2차원 익형의 풍동시험 결과를 이용하여 결정하였다. BO-105에 사용된 단면 확장법은 풍력터빈의 축소효과 보정에 그대로 적용가능하며 이론적인 배경은 3장에서 설명하기로 한다.

그림 1은 BO-105 실제 로터 및 40% 축소 로터에 대한 보정 후 추력 및 파워계수를 나타내고 있다. 그림에서 보면 두 결과 거의 유사한 결과를 보이고 있으며 보정이 잘 이루어 졌음을 알 수 있다. 그러나 헬리콥터의 경우 대부분 빠른 회전으로 인하여 0.75R 지점에서의 Reynolds 수가 1,000,000 이상이므로 축소효과가 크지 않다. Reynolds 수에 따른 축소효과는 3

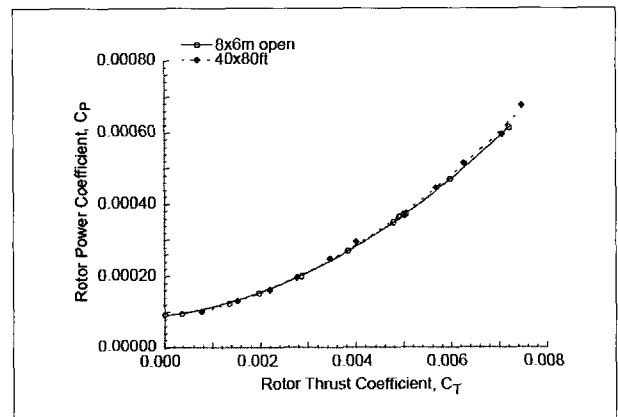


Fig 1. Result of scale effect correction for 40% BO-105 helicopter rotor by chord extension method(3). (8x6m: full-scale, 40x80ft: 40% scale)

장에서 설명하기로 한다.

2.2 공력 계수 보정법

공력 계수 보정법은 축소 모델의 형상 변형없이 풍동시험을 수행하고 결과를 수학적 방법으로 보정하는 방법이다^{4,5)}. 공력 계수 보정법의 기본 개념은 대부분의 공력 계수가 점성항력의 차로 발생한다고 가정하고 추력 및 파워계수를 점성항력 계수의 비를 이용하여 보정하는 형태이다. 이 방법은 기본적으로 실속이 발생하지 않는다는 가정 하에 이용이 가능하다.

참고문헌⁴⁾의 경우 아래와 같은 비교적 단순한 방법을 이용하여 보정하였다.

$$C_{T,full} = K C_{T,model} \quad (1)$$

$$C_{P,full} = 1/K C_{P,model} \quad (2)$$

$$K = (Re_{full}/Re_{model})^{(1/5)} \quad (3)$$

참고문헌의 경우 16% 크기의 S-76 헬리콥터 로터 블레이드를 이용하여 시험을 수행하였다. 위의 식에서 보정상수 K는 역시 2차원 익형의 해석을 통한 결과에 근거한다.

그림 2는 축소 모델 풍동시험 후 성능해석 결과와 Reynolds 수를 이용하여 보정한 결과를 도시한 그림으로 추력계수 0.5 부근에서는 비교적 일치하나 나머지 부분에서는 full scale 시험과 다소 차이가 있음을 확인할 수 있다. 이 방법은 보정과정

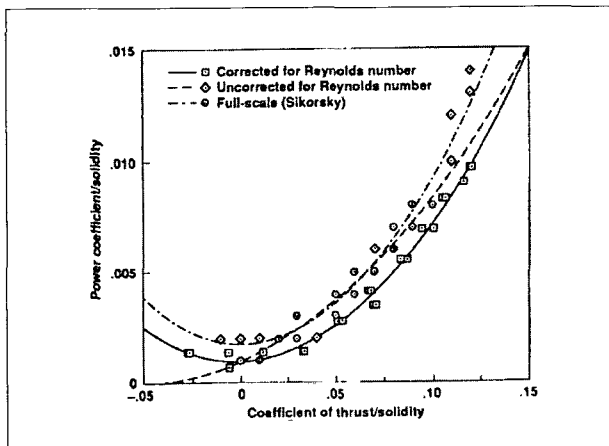


Fig 2. Result of scale effect correction for 16% S-76 helicopter rotor by coefficient correction method(4).

이 단순하여 사용하기는 용이하지만 축소비가 클 경우 보정값이 현실적이지 않다는 단점이 있다.⁷⁾

참고문헌⁴⁾의 계수 보정법을 개선한 새로운 보정 방법이 V-22 틸트로터기의 프로토타입 개발과정에서 시도된 바 있다.

사용한 방법은 아래의 수식에 나타낸 바와 같으며 참고문헌⁴⁾과 비교하여 기본적인 개념은 동일하나 다른 특징으로는 파워계수의 최소값을 이용하여 보정한다는 점을 들 수 있다⁸⁾. 보정 과정은 아래의 식(4-6)을 통하여 이루어진다.

$$\frac{C_{P,full}}{C_{P,model}} = (Re_{full}/Re_{model})^{1/5} \quad (4)$$

$$C_{P,corrected} = C_P + \Delta C_P \quad (5)$$

$$\Delta C_P = C_{Po}(1 - C_{P,full}/C_{P,model}) \quad (6)$$

식(5)에서 ΔC_P 는 동일한 추력계수 조건에서 축소모델의 파워계수에 추가되는 증가량을 의미하며 식(6)에서 C_{Po} 는 최소 파워계수를 의미한다. 위 방법은 파워계수의 최소값을 이용하므로 과다하게 보정계수를 예측하는 문제는 없다. 또한 보정계수를 파워계수에만 적용하므로 단순하게 적용할 수 있는 장점이 있다. 최소 파워계수는 피치각이 없을 때의 파워조건이므로 매우 적은 값에 해당한다. 따라서 헬리콥터 축소효과 보정의 경우 실제 적용되는 양은 아주 적다. 그러나 풍력터빈의 경우 최소 파워계수의 개념이 없기 때문에 본 방법을 직접 적용하기는 어렵다.

표 1은 축소모델별 보정계수를 나타낸 표로 25% 축소비 모델의 예를 들면 파워계수를 최소파워의 약 26%(1-0.74)만큼을 더하면 실제 모델의 파워계수와 유사하게 보정이 이루어짐을 의미한다.

그림 3은 V-22 프로토타입의 다양한 축소 모델에 대하여 보정 방법을 적용한 결과로 비교적 유사한 성능곡선을 보인다. 성능곡선에서 약간의 차이를 보이는 것은 추력계수는 일정하다는 가정 하에 추력계수를 보정하지 않았기 때문에 나타나는 현상으로 추측된다.

3. NREL Phase VI 풍력터빈 해석

3.1 유동해석기법

본 연구에 사용된 유동해석 도구로는 상용 소프트웨어인 FLUENT를 이용하였다. 해석 과정에서는 3차원 비압축성 Navier-Stokes 방정식 해법을 이용하였으며 계산은 모두 2차의 공간정확도 조건으로 하였다. 또한, 계산시간을 고려하여 유동장을 모두 정상(steady) 유동으로 가정하였다.

경계조건은 유입유동의 경우 속도를 고정하는 velocity inlet 조건을 사용하였고 유출유동의 경우 대기압과 동일한 pressure outlet 조건을 사용하였다.

격자생성 과정에서 블레이드 표면은 정렬사각 격자를 이용하였으며 점성계산을 위한 사각기둥을 20개의 층으로 생성하였다. 원방경계 영역은 격자를 효율적으로 이용하기 위하여 정렬격자를 이용하였고 블레이드와 원방경계의 사이(buffer zone)는 비정렬 사면체 격자로 공간을 생성하였다. 격자의 수는 총 330만개 정도이며 이중 절반이 블레이드 격자와 중간영역(buffer zone)에 해당한다. 유동해석 과정에서는 K-ε, K-ω, Spalart-Allmaras 등 다양한 난류모델과 여러 풍속 조건

(6m/s~25m/s)에 대하여 해석을 수행하고 해석결과가 NREL Phase VI 풍동시험 결과와 가장 유사한 모델을 선정하여 축소효과 수치해석에 사용하였다. 2차원 S-809 익형 및 3차원 NREL Phase VI 풍력터빈에 대한 수치해석 기법의 검증과정은 참고문헌^{6, 7, 8)}에서 상세히 기술하였으므로 생략하기로 한다.

3.2 축소비에 따른 성능해석

풍력터빈 축소에 따른 성능특성을 파악하기 위하여 2차원 S-809 익형과 NREL Phase VI 풍력터빈을 기준으로 가상적인 축소모델을 설정하여 해석을 수행하였다.

그림 4는 Mach수 0.1, 0.2 및 여러 Reynolds 수에 대하여 S-809 익형의 양력 및 항력 계수 특성을 비교한 그림으로 Reynolds 수가 증가할수록 양력계수의 기울기, 최대 양력계수 그리고 실속 받음각이 증가함을 확인할 수 있다.⁶⁾

Mach 수에 따른 특성을 보면 0.1과 0.2인 경우 최대 양력계

Table 1. Wind tunnel tests of scaled V-22 prop rotors(5).

Rotor	R(ft)	Scale	σ	$V_{tip}(ft/s)$	$Re(10^6)$	$C_{p, full} / C_{p, model}$
V-22	19.0	100	0.105	790	7.89	1.0
FS-TRAM	4.75	25	0.105	705	1.76	0.7406
TRAM/DNW	4.75	25	0.105	705	1.76	0.7406
JVX	12.5	66	0.114	760	5.40	0.8554
BHTI	2.85	15	0.105	790	1.18	0.6840
BVWT	2.85	15	0.114	790	1.28	0.6413

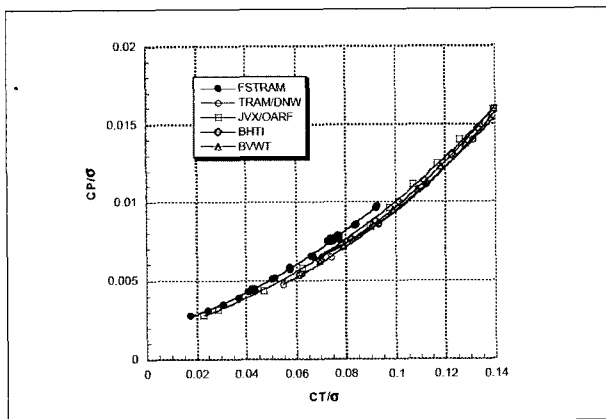


Fig 3. Result of scale effect correction for scaled V-22 prop rotor by coefficient correction method(5).

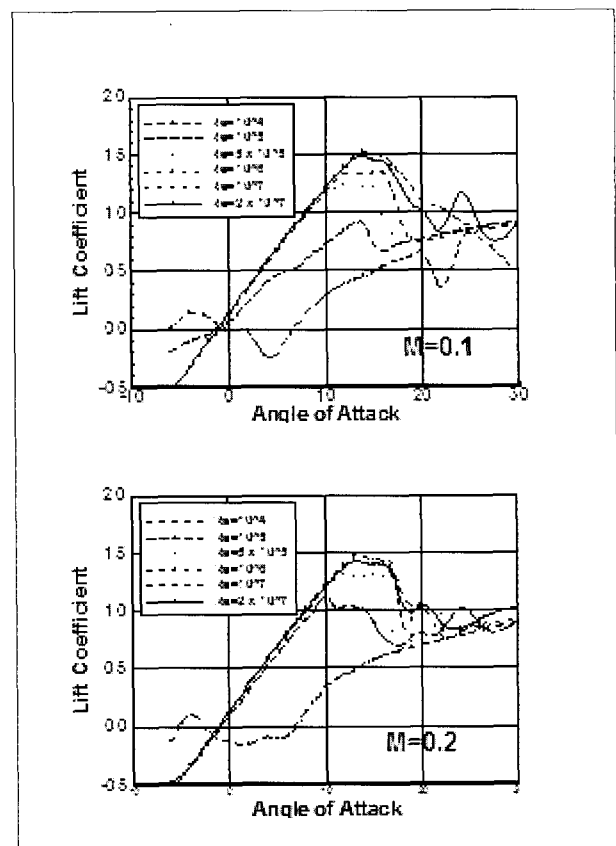


Fig 4. Lift characteristics of S-809 airfoil under various Reynolds No. condition.

Table 2. Geometric information of scaled NREL Phase VI wind turbine model(same tip speed ratio)

Scale	1,600%	800%	400%	100%	50%	12%	6%
R(m)	80.5	40.2	20.1	5.0	2.5	0.6	0.3
RPM	4.5	9	18	72	144	600	1,200
chord (0.75R)	7.68	3.84	1.92	0.48	0.24	0.058	0.029
Re (0.75R)	16M	8M	4M	1M	0.5M	0.12M	0.06M

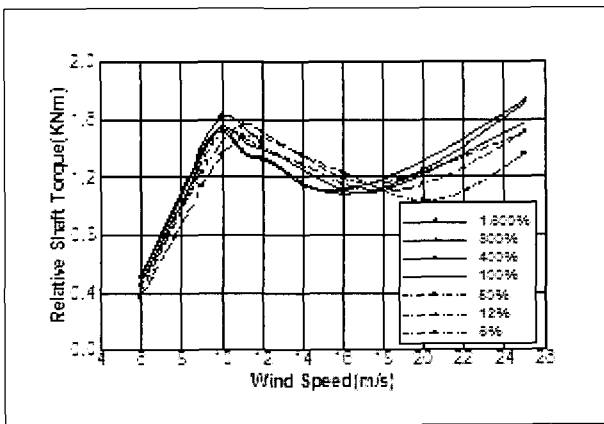


Fig 5. Comparison of relative shaft torques for scaled NREL Phase VI wind turbine model.

수에는 큰 변화가 없으나 실속 이후인 받음각 20도 이후 영역에서는 Mach 수 0.2인 조건이 양력계수 회복측면에서 우수한 성능을 보인다. 또한 낮은 Reynolds 수 조건을 본다면 Mach 수가 클 경우 양호한 특성을 보임을 알 수 있다.

따라서, 이러한 결과를 본다면 풍력터빈의 경우 끝단속도 (tip speed)를 높일수록 효율적인 발전이 가능하다는 것을 예측할 수 있다.

3차원 NREL Phase VI 풍력터빈에 대한 축소효과를 관찰하기 위하여 다양한 크기의 풍력터빈에 대한 해석을 시도하였다.

표 2는 축소 모델별 형상정보를 나타낸 것으로 1,600% 모델의 경우 반지름이 80.5m 로 현재 세계에서 가장 큰 풍력터빈 크기에 해당한다. 해석에 사용된 계산조건은 NREL Phase VI 풍력터빈 시험기준과 같은 피치각 3도, 72rpm 조건이며 모든 축소모델에 대하여 동일한 유동조건을 사용하였다.

그림 5는 축소비율별로 성능(축소모델의 축토크를 100% 스케일 기준 축토크 기준으로 환산함)을 비교한 그림으로 대표적인 특징을 보면 모델의 크기에 따른 토크계수의 차를 들 수 있다. 그림을 보면 모델의 축소비가 클수록 토크계수는 풍속 대

비 완만한 기울기로 증가하는 것을 볼 수 있다. 토크의 경우 양력에 비례하여 증가하며 양력은 모델 크기가 작아질수록 기울기는 낮아지므로 2차원 익형(그림 4)과 유사한 특성을 갖는다. 반면 최대토크(2차원의 경우 최대양력)와 실속이 발생하는 풍속(2차원의 경우 받음각)은 다른 양상을 보인다.

그림을 보면 최대토크의 경우 스케일 변화에 따라 큰 차를 보이지 않는다. 이는 풍력터빈 블레이드상의 실속지연 현상에 기인할 수도 있고 본 수치해석 기법이 축소에 따른 실속 패턴을 포착하지 못해 나타날 수도 있으므로 정확한 원인은 향후 풍동시험을 통해 확인할 예정이다.

또한, 그림을 보면 전체적인 성능곡선은 그래프의 풍속축 방향으로 일정한 패턴을 갖는다. 따라서 축소 풍동시험 모델의 경우 적절하게 풍속을 증가시켜 실제 스케일과 유사한 성능을 예측할 수 있다. 이러한 개념에서 시작한 축소효과 보정 이론은 다음 장에서 설명하기로 한다.

4. NREL Phase VI 축소효과 보정

4.1 기본 이론

축소효과를 보정하기 위한 기본 이론은 실제 모델과 축소모델의 토크 계수가 같다는 가정에서 출발한다. 임의의 블레이드 단면(그림 6)에서의 축 토크는 식(7)의 형태로 나타낼 수 있다.

실속이 발생하지 않는 조건에서 항력계수는 매우 작다고 가정할 수 있으므로 아래의 식(8)은 식(9)와 같이 토크계수의 관계로 나타낼 수 있다.

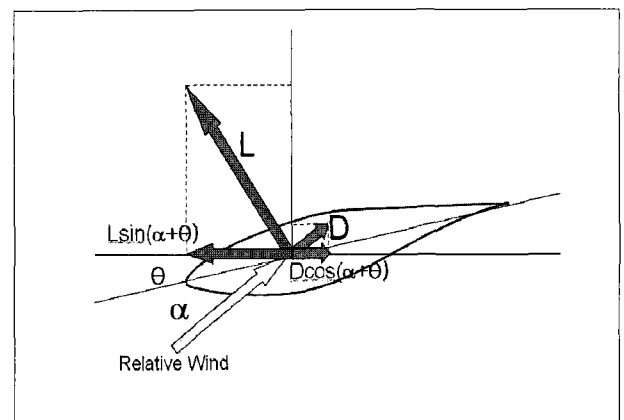


Fig 6. Aerodynamic coefficient at wind turbine blade section.

$$T \sin(\alpha + \theta) - D \cos(\alpha + \theta) \quad (7)$$

$$\frac{\Delta T_{full}}{1/2\rho V^2(\pi R_{full}^3)} = \frac{\Delta T_{model}}{1/2\rho V^2(\pi R_{model}^3)} \quad (8)$$

$$\frac{1/2\rho V_{full}^2 C_{L,full} \sin(\alpha + \theta) c_{full} r_{full} dr_{full}}{1/2\rho V_{full}^2 (\pi R_{full}^3)} = \frac{1/2\rho V_{model}^2 C_{L,model} \sin(\alpha + \theta) c_{model} r_{model} dr_{model}}{1/2\rho V_{model}^2 (\pi R_{model}^3)} \quad (9)$$

식(9)에 $C_L = \alpha$ 대입하고 정리하면 아래와 같은 식(10)을 구할 수 있다.

$$V_{full}^2 a_{full} c_{full} = V_{model}^2 a_{model} c_{model} \quad (10)$$

결국 식(10)에서 양력계수 기울기는 결정되어 있으므로 축소 효과 보정을 위해서는 속도를 보정하거나 시위길이를 조절하면 가능하다. 위식에서 속도 보정계수 K_v 및 시위보정계수 K_c 를 도입하고 정리하면 식(11)과 식(12)로 표현할 수 있다.

$$K_v = \sqrt{a_{model}/a_{full}} \quad (11)$$

$$K_c = a_{full}/a_{model} \quad (12)$$

결국 축소모델의 양력계수 기울기 지하로 인한 축토크를 보

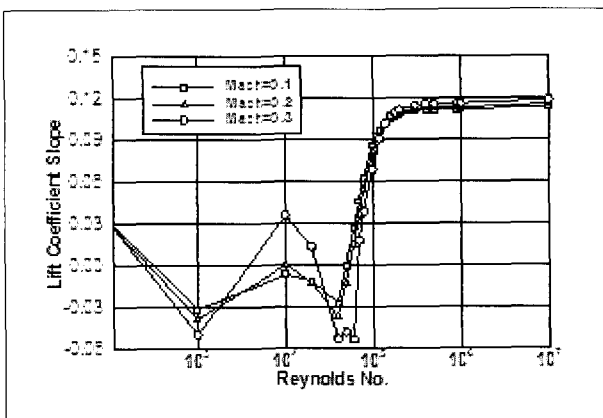


Fig 7. Lift coefficient slopes of S-809 airfoil under various Reynolds No. conditions.

상하기 위해서는 동압(V)을 증가시키거나 시위길이(c)를 증가시키는 방법을 적용하면 된다.

속도를 이용한 동압보상의 경우 보정계수 K_v 값을 이용하여 속도 스케일을 변화시키면 되고 시위길이를 이용할 경우 보정계수 K_c 값을 이용하여 시위길이를 증가시키면 보정이 가능하다.

위 식들에서 사용되는 양력계수 기울기는 풍력터빈에 사용되는 익형의 양력계수에 대한 풍동시험 결과나 전산해석결과를 활용할 수 있다. 본 논문의 경우 헬리콥터 로터와 동일하게 블레이드 0.75R 지점에서의 익형 해석 결과를 대표값으로 활용하여 보정에 활용하였다.

그림 7은 전산해석을 통한 Mach 수 별 S-809 익형의 양력계수 기울기를 나타내고 있다. 그림의 경우 Mach 수 0.2까지는 동일한 결과를 보이나 0.3에서는 압축성 효과로 인하여 양력계수 기울기 값이 약간 크게 나타난다. 보정 과정에서는 Mach 수 0.1 조건을 이용하였다. 그림을 보면 Reynolds 수가 약 10^6 이상의 영역에서는 일관성 있는 형태를 유지하고 있으나 그 이하의 영역에서는 익형의 양력기울기가 일반적인 익형의 특성에서 벗어나므로 활용 불가능하다. 따라서 본 교정방법의 경우 Reynolds 수가 약 10^6 이상 되어야 적용가능하다.

표 3은 축소 모델별 보정계수를 나타낸 것으로 모델의 크기가 작아질수록 보정계수는 급격히 증가하거나 감소함을 알 수 있다. 이는 그림 4의 Reynolds 수에 따른 익형의 양력계수 기울기 변화와 유사하다.

표를 보면 Reynolds 수 0.5M 이상 조건이면 축소 비율에 관계없이 보정계수가 큰 차이가 없음을 알 수 있다. 그러나 Reynolds 수가 0.1M 이하인 6% 축소모델 조건의 경우 표 4에서 확인할 수 있는 바와 같이 보정계수가 지나치게 크거나 (4.54) 작아(0.47) 보정계수로서의 의미는 없다. 따라서 풍동시험 결과를 이용하여 축소효과를 보정하려면 블레이드 0.75R 지점의 Reynolds 수가 최소 0.1M 이상 되도록 축소비를 결정해야 한다. 이는 그림 4의 2차원 익형의 기울기 패턴과 유사하다.

Table 3. Scale effect correction coefficients for scaled NREL Phase VI wind turbine models.

Scale	1,600%	800%	400%	100%	50%	12%	6%
$\frac{a_{model}}{a_{full}}$	1.02	1.02	1.00	1.00	0.98	0.87	0.22
K_c	0.98	0.98	1.00	1.00	1.02	1.14	4.54
K_v	1.01	1.01	1.00	1.00	0.99	0.93	0.47
Re (0.75R)	16M	8M	4M	1M	0.5M	0.12M	0.06M

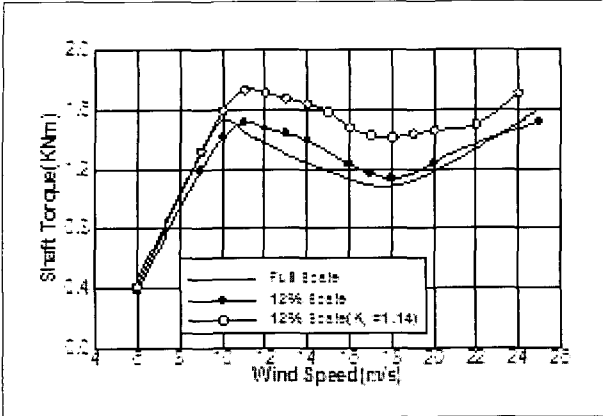


Fig 8. Result of scale effect correction for NREL Phase VI wind turbines by blade extension(K_c). (72 rpm, tip pitch angle = 3 deg).

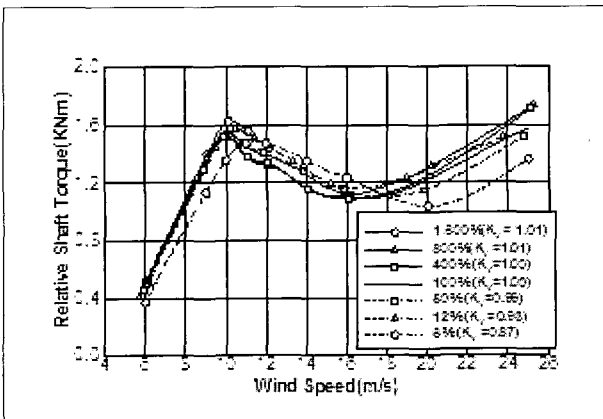


Fig 9. Result of scale effect correction for NREL Phase VI wind turbines by velocity correction(K_v). (72 rpm, tip pitch angle = 3deg)

4.2 단면 확장법(K_c)을 이용한 보정

표 3에서 계산한 시위길이 보정값(K_c)을 이용하여 축소효과 보정을 시도하였다. 해석조건은 축소비가 12%일 경우로 하였으며 이 때의 보정계수(K_c)는 1.14에 해당한다. 여기서 보정계수 1.14의 의미는 시위길이(c)를 14% 확장함을 의미한다.

그림 8은 12% 축소모델의 시위길이를 약 14% 정도 확장한 후 해석결과를 도시한 그림으로 시위길이 증가로 인해 축토크가 증가하였음을 확인할 수 있다. 실속 이전(풍속 10m/s 이전)의 선형영역을 보면 본 보정방법을 사용할 경우 full scale 풍력터빈과 거의 동일한 결과를 보인다. 그러나 최대토크 역시

보정 전 형상 대비 14% 정도 증가하므로 이를 고려해야 한다.

4.3 속도 보정법(K_v)을 이용한 보정

속도 보정법은 앞서 설명한 바와 같이 축소로 인한 양력감소 현상을 동압변화로 보정하는 방법으로 보정은 성능곡선(그림 5)의 x 축 속도 항에 값을 곱해서 보정한다. 따라서 12% 모델의 경우 해석결과 속도값의 0.93배를 새로운 x 축 값으로 정의하면 보정이 가능하다.

4.4 단면 확장법 및 속도 보정법 비교

속도 보정법과 단면 확장법을 비교하면 선형영역의 경우 두 방법 모두 유사하게 보정이 이루어지나 속도 보정법의 경우 최고 토크값은 큰 변화가 없다 실제로 축소비에 따른 최대 토크값의 유지 여부는 풍동실험을 통해서 정확한 측정이 가능하다. 따라서 본 논문에서 설명한 바와 같이 모델 크기가 작아지더라도 회전으로 인한 실속지연 현상 때문에 최대토크의 변화가 거의 없다면 속도 보정법을 이용한 보정이 타당하다고 볼 수 있다. 그러나 최대토크 또한 축소비가 증가함에 따라 감소한다면 단면 확장법을 이용하는 것이 타당하다. 두 가지 방법을 간략하게 비교하면 아래와 표 4와 같다.

한국항공우주연구원에서는 12% NREL Phase VI 풍력터빈 모델을 이용하여 축소효과에 관한 시험을 수행하고 있다. 시험 결과는 본 논문에서 시도한 기법을 이용하여 축소효과를 보정할 예정이다. 현재는 축소모델에 대한 천이 도트 및 모델의 정

Table 4. Comparison of blade extension and velocity correction methods

	단면 확장법 $K_c = a_{full}/a_{model}$	속도 보정법 $K_v = \sqrt{a_{model}/a_{full}}$
계수	$K_c = a_{full}/a_{model}$	$K_v = \sqrt{a_{model}/a_{full}}$
보정인자	토크	속도
보정 방법	1) 2D airfoil 해석 2) K_c 계산 3) K_c 비율 모델제작 4) 풍동시험	1) 풍동시험 2) 2D airfoil 해석 3) K_c 계산 4) K_c 이용 결과보정
보정영역	실속 이전	실속 이전
최대토크	확장비에 비례하여 증가	변화 없음
특징	헬리콥터에 이미 사용되고 있으며 풍력터빈에도 적용 가능	풍력터빈 축소효과 보정에 적용

밀도에 관한 기본적인 풍동시험이 진행 중이며 단면 확장법 및 속도 보정법을 이용한 보정방법의 검증은 2007년 후반부에 이루어질 예정이다.

5. 결론

본 논문에서는 헬리콥터 로터에 대한 축소효과 보정방법을 조사하였고 풍력터빈에의 적용 가능성을 살펴보았다. 또한 풍력터빈에 대한 축소효과 보정을 위하여 2차원 익형 해석결과를 이용한 보정을 시도하였다. 사례조사 및 해석결과 다음과 같은 결론을 획득할 수 있었다.

- 헬리콥터 로터의 축소효과 보정방법은 풍동시험 전 블레이드 코드를 확장하여 시험하는 블레이드 확장법과 축소 모델의 풍동시험 결과를 수치적으로 보정하는 공력 계수 보정법을 들 수 있다. 이 중 블레이드 단면 확장법은 풍력터빈에 직접 적용가능하나 공력 계수 보정법은 풍력터빈에 직접 적용하기는 어렵다.
- 실속 이전의 선형 토크영역에 대하여 2차원 양력계수 기울기를 이용한 단면 확장법과 속도 보정법을 도입하여 풍력터빈의 축소효과 보정을 시도하였다. 보정결과 두 방법 모두 실속이전 영역에서 우수한 보정효과를 보였다.
- 단면 확장법과 속도 보정법을 이용한 축소효과 보정은 Reynolds 수 100,000 이상에서만 효과를 볼 수 있었으며 그 이하의 조건에서는 보정 효과를 볼 수 없었다. 따라서, 풍동시험을 수행할 경우 최소한 0.75R 지점에서의 Reynolds 수는 100,000 이상이어야 보정이 가능하다.

한국항공우주연구원에서는 NREL Phase VI 12% 축소 모델에 대한 풍동시험을 진행 중에 있으며 향후 시험결과를 이용본 보정 방법을 검증할 예정이다.

References

- (1) Simms, D., Schreck, D., Hand, M., and Fingersh, L. J., 2001, "NREL Unsteady Aerodynamics Experiment in the NASA-Ames Wind Tunnel: A Comparison of Predictions to Measurements," NREL/TP-500-29494.
- (2) Hand, M., Simms, D., Fingersh, D., Jager, D., Cotrell, J., Schreck, S., and Larwood, S., 2001, "Unsteady Aerodynamics Experiment Phase VI: wind Tunnel Test Configurations and Available Data Campaigns," NREL/TP-500-29955.
- (3) Langer, H. J., Peterson, R. L., and Maier, T. H., 1996, "An Experimental Evaluation of Wind Tunnel Wall Correction Methods for Helicopter Performance," 52nd American Helicopter Society Forum.
- (4) Kitaplioglu, C., 1990, "Analysis of Small-Scale Rotor Hover Performance Data," NASA TM 102271.
- (5) McCluer, M. S., and Johnson, J. L., 2002, "Full-Span Tiltrotor Aeroacoustic Model (FSTRAM) Overview and Initial Testing," 58th American Helicopter Society Forum.
- (6) 박영민, 장병희, 2006, "전산유체역학을 이용한 풍력터빈 축소효과 수치해석," 한국신·재생에너지학회지, Vol 2, No 2.
- (7) 박영민, 장병희, 2006, "NREL Phase VI 풍력터빈의 축소효과 보정," 한국신·재생에너지학회 추계학술대회 논문집.
- (8) Park, Y., and Chang, B., and Cho, T. , 2007, "Numerical Simulation of Wind Turbine Scale Effects By Using CFD," AIAA 2007-0216.
- (9) 조태환, 김양원, 장병희, 2006, "KARI LSWT 표준풍력터빈 풍동시험 : NREL Phase VI 12% 모델," 한국신·재생에너지학회지, Vol 2, No 4.

박영민



1995년 인하대학교 항공우주공학과 공학사
1997년 한국과학기술원 항공우주공학과 공학석사
2003년 한국과학기술원 항공우주공학과 공학박사

현재 한국항공우주연구원 세부계통팀 선임연구원
(E-mail ; ympark@kari.re.kr)

장병희



1984년 서울대학교 항공우주공학과 공학사
1986년 한국과학기술원 항공우주공학과 공학석사
1996년 한국과학기술원 항공우주공학과 공학박사

현재 한국항공우주연구원 KHP 사업관리팀 팀장
(E-mail ; obh@kari.re.kr)