

축소형 풍력터빈 풍동시험 - 축소효과 보상기법

조태환*, 김양원, 박영민, 장병희

Wind Tunnel Test for Scaled Wind Turbine Model (Scale effect correction)

TaeHwan Cho*, YangWon Kim, YoungMin Park and ByeongHee Chang

Abstract

Wind tunnel test for the 12% scaled model of NREL Phase VI wind turbine was conducted in KARI low speed wind tunnel for 2006~2007. The 1st and 2nd test was designed to find out the wind tunnel test method for the blade manufacturing accuracy and surface treatment method by using the composite and aluminum blades. And the 3rd test was designed to study the scale effect. The chord extension method which was used for Bo-105 40% scaled model was adapted for scale effect correction. Test results shows that the chord extension method works well for the torque slope but the maximum torque for scaled model is about 8% below than the real scale model. New correction method to correct this offset was proposed.

Key words

Wind Tunnel Test(풍동시험), Wind Turbine(풍력터빈), Scale effect(축소효과), NREL Phase VI

(접수일 2008. 6. 4, 수정일 2008. 6. 13, 게재확정일 2008. 6. 19)

* 한국항공우주연구원 첨단공력구조팀

■ E-mail : thcho@kari.re.kr ■ Tel : (042)860-2628 ■ Fax : (042)860-2604

Nomenclature

V_{wind} : wind speed, m/s

V_{rot} : rotational speed, m/s

Subscrip

KARI LSWT : KARI Low Speed Wind Tunnel

NREL : National Renewable Energy Laboratory

1. 서론

풍력터빈의 성능을 결정하는 주요한 요소인 블레이드의 공기역학적 특성은 수치전산해석 부분에서는 활발히 연구되고 있으나, 실험 부분에서는 2차원 익형 등에 대해서만 집중되고 있다.⁽¹⁾ 풍력터빈이 대형화하는 추세에서 실제 풍력터빈을 실험할 수 있는 시험설비가 매우 희귀하며, 일반적인 풍동시험 기법인 축소모델풍동시험의 경우 시험의 효용성에 대해 많은 논란이 있다. 회전 블레이드를 사용하는 헬리콥터의 경우 블레이드 성능을 파악하기 위해 축소모델 풍동시험이 활

용되고 있으며, Bo-105를 대상으로 축소효과에 대한 연구가 Langer 등에 의해 수행되었다.⁽²⁾ 헬리콥터와는 달리 큰 축소율을 갖는 풍력터빈에 대한 축소효과에 대한 연구는 전산해석기법을 활용하여 Park 등에 의해 수행된 바 있다.⁽³⁾

풍력터빈 풍동시험 기법 및 축소효과 보상기법 개발을 위해 2006~2007, 3년 동안 시험 및 전산해석을 통한 연구가 수행되었다. 2005년에는 전산해석을 통한 축소효과 보정기법 개발이 수행되었으며,⁽⁴⁾ 2006에는 표준풍력터빈 시험장치 개발 및 1차 풍동시험이 수행되었다.⁽⁵⁾ 2차 풍동시험은 1차 풍동시험에서 제기된 블레이드 표면상태에 따른 영향과 블레이드 제작 정밀도에 따른 영향을 파악하였다.⁽⁶⁾ 3차 풍동시험은 블레이드 확장에 따른 영향과 축소효과를 보상하기 위한 기법 개발을 수행하였다.

풍동시험은 한국항공우주연구원 중형아음속풍동(이하 KARI LSWT)에서 수행하였으며, 풍력터빈 모델은 NREL Phase VI에서 사용된 모델을 사용하였다.

2. 풍동시험

시험이 수행된 KARI LSWT는 시험부 폭 4m, 높이 3m이며 시험부 유질이 Table 1에 나타나 있다.⁽⁷⁾

Table 1. KARI LSWT Flow Quality

q/q (%)	α (°)	T (°C)	u'/U (%)	v'/U (%)	w'/U (%)
0.3	0.1	0.3	0.07	0.13	0.13

2.1 풍력터빈 모델

풍력터빈 풍동시험의 축소효과를 파악하기 위해 실 모델 풍동시험결과가 공개되어 있는 NREL Phase VI 풍력터빈을 기준 모델로 선정하여 시험에 사용하였다. NREL Phase VI 모델은 반경 5m 블레이드 2개로 구성되어 있으며, 72RPM 조건에서 NASA Ames(80' × 120') 풍동에서 성능시험이 수행되었다.^(8,9)

2.2 시험장치 및 3차 시험구성

풍력터빈 풍동시험 모델은 시험부 봉쇄율 및 끝단 마하수,

최대 토크등을 고려하여 설계/제작 되었으며, NREL Phase VI 모델의 12% 축소모델로 제작되었다. 시험표준 조건은 블레이드 끝단 마하수를 일치시키기 위해 600RPM을 선정하였다. 시험장치에 대한 상세 사항은 참고문헌[5~6]에 나타나 있다.

1~2차 풍동시험은 풍력터빈 풍동시험 기법 확립을 위해 수행되었으며, 블레이드 회전수의 영향, 블레이드 정밀도 및 표면상태의 영향을 파악하였다. 시험결과 0.3mm의 익형 오차가 5%의 토크차이를 발생하므로 3차시험 블레이드는 0.1m 이내의 정밀도를 갖도록 알루미늄으로 제작하였다. 블레이드 표면은 매끈한 표면의 경우 낮은 풍속에서 레이놀즈수에 대한 영향이 크게 나타나므로, 7.2mil 도트(높이 0.18mm, 직경 1.2mm, 간격 3.2mm)를 부착하여 시험을 수행하였다.

확장 블레이드는 Fig. 1과 같이 코드를 15% 확장시킨 형상으로 블레이드 피치각 0, 3, 6도에 대해 시험을 수행하였다. 시험은 풍속 0~15m/s 조건에서 수행하고자 하였으나, 시험장치의 진동이 허용범위를 벗어난 경우 시험을 중단하였다.

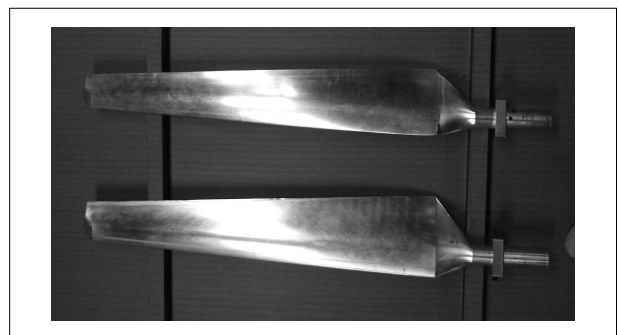


Fig. 1 Reference Balde (upper) Code extended blade (lower)

Table 2. Run Log

Balde Type	Pitch	RPM	Wind Speed	
표준형 (Blade#3)	0	600	0~15m/s	
	3			
	6			
코드 확장형 (Blade#4)	0			0~12m/s
	3			
	6			

3. 풍동시험 결과

3.1 코드확장 블레이드

코드확장 블레이드 시험결과가 Fig. 2~4에 나타나 있다. 그

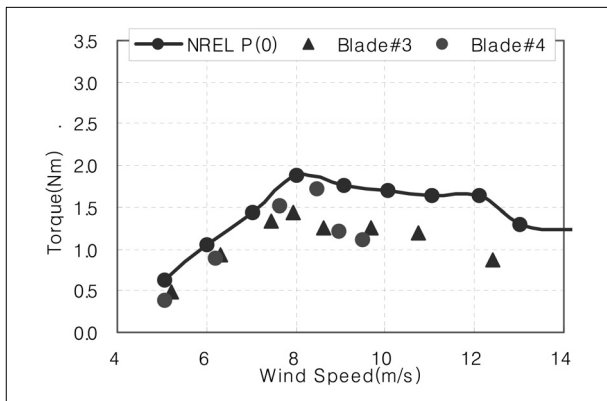


Fig. 2 Test Results : Blade Pitch = 0

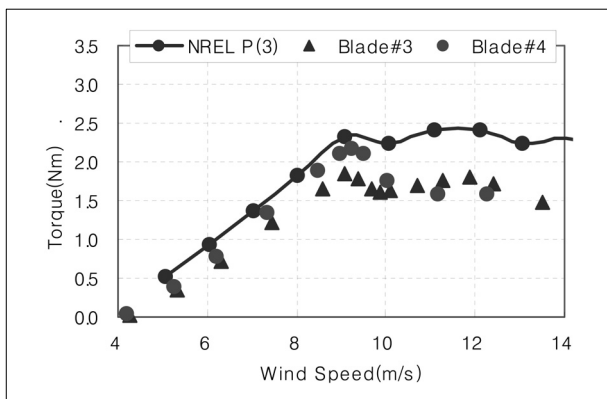


Fig. 3 Test Results : Blade Pitch = 3

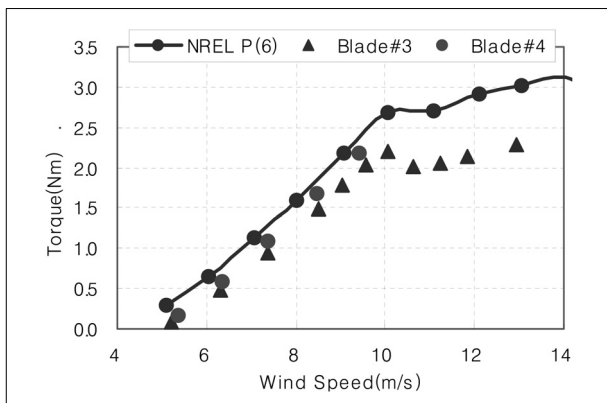


Fig. 4 Test Results : Blade Pitch = 6

림에서 ‘NREL’은 NASA에서 수행된 실물 풍력터빈 풍동시험 결과이며, ‘Blade#3’는 12% 축소블레이드 시험결과를 ‘Blade#4’는 ‘Blade#3’의 15% 코드확장 블레이드 시험결과를 나타낸다. ‘Blade#3’(표준형)은 모든 피치각에 대해 실속속도가 NREL 시험결과와 일치하고 있으며, 풍속에 따른 토크변화 형태가 유사하게 나타나고 있다. 실속 이전 영역에 대해 ‘Blade#3’ 시험결과는 ‘NREL’ 시험결과에 비해 낮은 기울기를 보여주고 있다. 이는 축소율로 인한 레이놀즈수 감소의 영향으로 축소모델에서 발생하는 양력 및 항력이 실물모델에 비해 작은 값을 가짐을 나타낸다. 이러한 축소효과를 보상하기 위해 수행된 15% 코드확장 블레이드(‘Blade#4’)의 경우 실속 이전의 기울기는 NREL과 유사하게 나타나고 있다. 그러나 실속 이후 영역에서는 블레이드 표면에서 형성되는 3차원 흐름이 코드확장으로 인해 다른 형태로 나타나므로 상당히 많은 차이를 보이고 있다.

Table 3에 각 시험조건에서 풍속에 대한 토크의 기울기를 비교하였다. 코드확장 블레이드(Blade#4)의 경우 실물 시험결과(NREL)와 유사한 기울기를 보이고 있음을 알 수 있다. 실물 시험결과와 코드 확장 시험결과는 약 0.12Nm정도의 편차를 실속 이전영역에서 일괄적으로 보이고 있다.

3.2 축소효과보상기법 개선

코드확장을 통한 축소효과 보상법은 블레이드 익형에서 발생하는 양력의 기울기가 레이놀즈수에 의해 영향을 받는 현상에 기초하고 있다. 임의의 블레이드 단면에서 발생하는 공기역학적인 힘을 그림 5와 같다. 실속 이전의 풍속에서는 양력이 항력에 비해 매우 크므로 블레이드에서 발생하는 토크는 아래 식과 같이 표현된다.

$$T \propto L \sin(\alpha + \theta) - D \cos(\alpha + \theta) \sim L \sin(\alpha + \theta) \quad (1)$$

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

Table 3. Torque slope for linear region (Nm/(m/s))

	NREL	Blade#3	Blade#4
Pitch(0)	0.420	0.345	0.395
Pitch(3)	0.453	0.387	0.443
Pitch(6)	0.488	0.425	0.500

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

식 (3)에 $C_L = a\alpha$ 대입하고 정리하면,

$$V_{full}^2 a_{full} c_{full} = V_{model}^2 a_{model} c_{model} \quad (4)$$

동일한 풍속 조건에서 축소모델의 토크계수를 일치시키기 위해서는 축소로 인한 양력계수의 기울기의 비율($K_c = a_{full}/a_{model}$)을 코드확장을 통해 보상하는 것이 코드확장보상기법이다. 이러한 축소효과 보상기법은 헬리콥터 로터풍동시험에 적용된 사례가 있다. Fig. 6에 S809 익형의 레이놀즈수에 따른 양력기울기가 나타나 있다. 양력기울기는 일정 축소율까지는 완전한 선형형태를 가지나, 축소율이 클 경우 급격한 감소를 보이고 있다. 헬리콥터 블레이드의 경우 40% 정도의 축소율을 가지므로 상대적으로 작은 변화가 예상되나, 풍력터빈의 경우 큰 축소율을 가지므로 기울기 비율 보상계수가 클 것으로 예

상된다. '3.1'의 결과와 같이 코드확장 블레이드를 통한 비교 시험은 레이놀즈수에 의한 양력기울기 감소량을 적절히 보상하고 있다.

풍력터빈 블레이드는 헬리콥터 블레이드와 달리 매우 큰 캠버를 갖는 비대칭형 익형을 가지고 있으므로 받음각 0도에서 어느 정도 양력을 갖게 된다. 이러한 경우 앞선 해석에서 양력기울기 변화만을 고려하면 절편오차가 발생할 수 있다. 캠버효과를 반영하기 위해 축소모델의 양력을 기울기와 절편항으로 구성하여 보상식을 전개하였다. Fig. 7에 전산해석을 통해 구한 받음각에 따른 익형의 양력이 나타나 있다. 실속 이전의 풍속에서 풍력터빈 블레이드는 대부분의 영역이 익형 실속각 이전의 받음각 영역에 속하므로 양력의 선형영역 데이터를 사용하여 블레이드 축소효과를 보상할 수 있다. Fig. 8에 선형영역에서 축소모델과 실물모델의 양력 관계가 나타나 있다.

축소모델과 실물모델의 양력이 선형적인 관계에 있다고 가정할 경우 아래와 같은 식이 성립된다. 식에서 계수 a_0 와 a_1 은 전산해석 결과인 Fig. 7에서 구할 수 있다. b_0, l_0 는 블레이

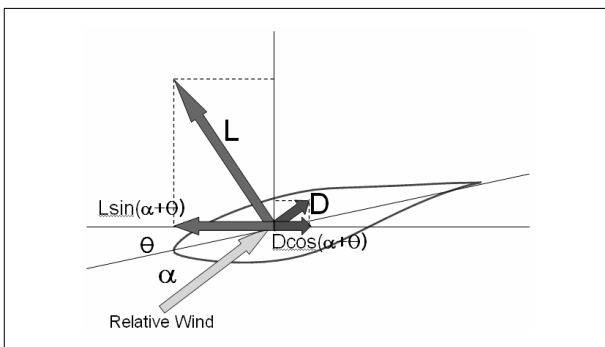


Fig. 5 Aerodynamic force for airfoil

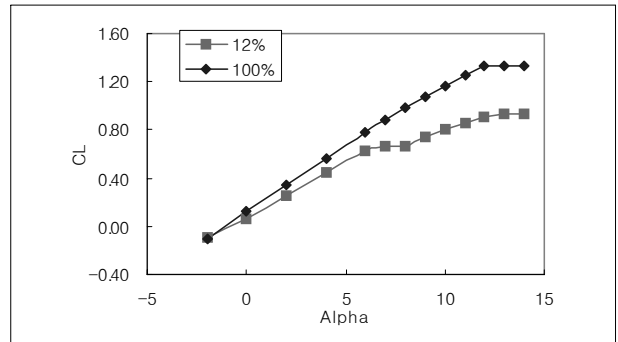


Fig. 7 CL comparison for airfoil by CFD

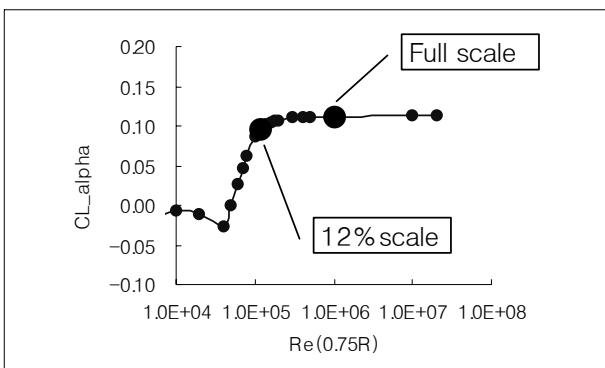


Fig. 6 Lift slope by reynolds number : CFD

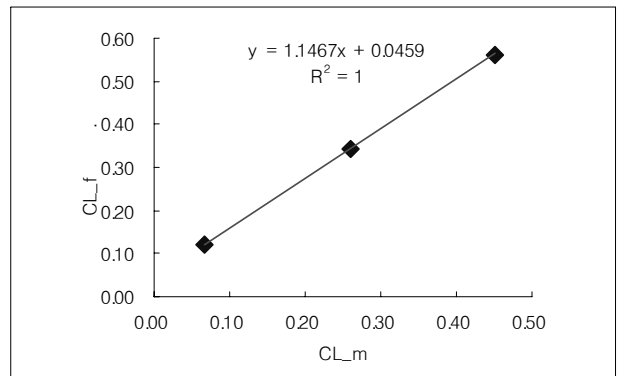


Fig. 8 CL relation between full scale and model

드 양력과 토크의 연관상수로 블레이드상의 압력분포가 동일할 경우 같은 값으로 추정할 수 있다.

$$C_{L-FullScale} = a_0 C_{L-Model} + a_1 \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \tau_{FullScale} &= C_{L-FullScale} b_0 l_0 ; \tau_{Model} \cong C_{L-Model} b_0 l_0 \\ \tau_{FullScale} &= (a_0 C_{L-Model} + a_1) b_0 l_0 \\ &= a_0 \tau_{Model} + a_1 \frac{\tau_{FullScale}}{C_{L-FullScale}} \cong a_0 \tau_{Model} + a_1 \frac{a_0 \tau_{Model}}{C_{L-FullScale}} \end{aligned}$$

실물모델의 토크는 축소모델의 토크에 비례하는 항(a_0)과 더불어 일정한 간극($a_1 \frac{\tau_{FullScale}}{C_{L-FullScale}}$)항을 갖게 된다. 헬리콥터와 같이 대칭익형의 경우 a_1 이 '0'이므로 이러한 간극항이 필요없으나, 풍력터빈과 같이 캠버를 갖는 익형은 이 항을 고려하여야만 한다. 간극항은 실물모델의 토크와 익형의 양력으로 구성되어 있으므로, 이를 양력계수비 만을 반영하여 추정된 토크와 전산해석으로 구한 양력으로 대치하면 식 (6)과 같은 축소모델과 실물모델의 토크관계식을 구할 수 있다. Fig.

7을 사용하여 위식을 정리하면 아래와 같다. 간극항 0.11Nm는 확장블레이드 시험결과 0.12Nm와 잘 일치하는 값이다.

$$\tau_{FullScale} \cong 1.15 \tau_{Model} + 0.11 \quad (6)$$

개선된 축소효과 보상기법을 사용하여 표준블레이드(Blade#3) 시험결과를 보정한 결과가 Fig. 9~11에 나타나 있다. 위 축소효과 보상기법은 선형관계를 가정으로 하였으므로 실속풍속까지는 위 보상식을 적용하였고, 실속 이후에는 실속에서의 보상값을 동일하게 적용하였다.

모든 피치각 조건에서 개선된 보상기법을 적용하였을 경우 양력기울기 및 절대값, 실속속도 등이 실물모델과 잘 일치함을 알 수 있다. 실속이후 조건에서의 경향도 보상기법 적용전과 비교하여 많이 개선되었음을 알 수 있다.

풍력터빈의 성능을 나타내는 파워상수를 각 피치각 조건에 대해 표시하였다(Fig. 12~14). '실물모델', '12% 축소모델 -

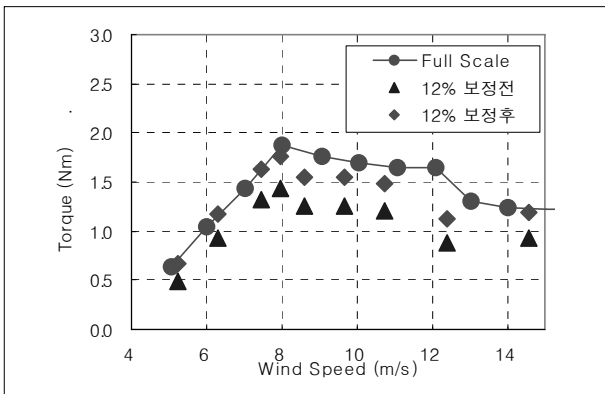


Fig. 9 Scale effect correction results : Pitch(0)

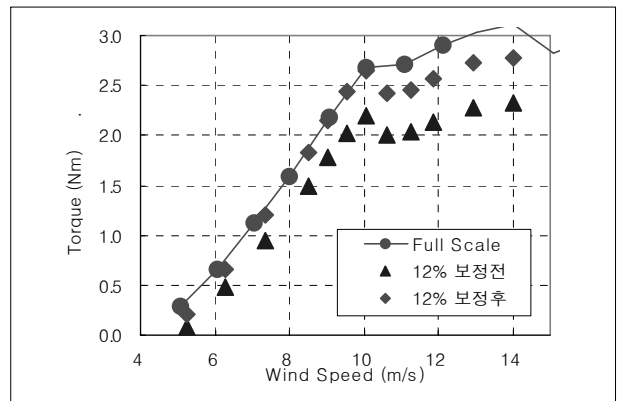


Fig. 11 Scale effect correction results : Pitch(6)

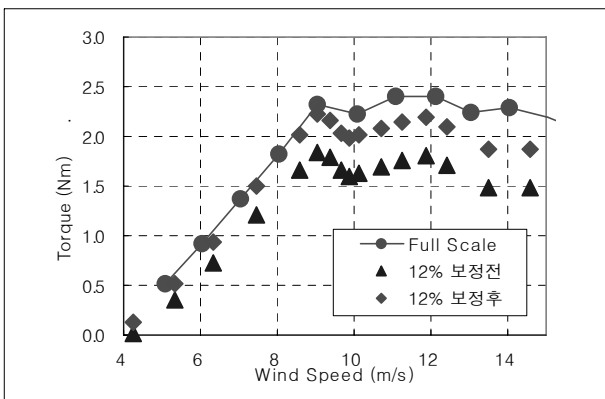


Fig. 10 Scale effect correction results : Pitch(3)

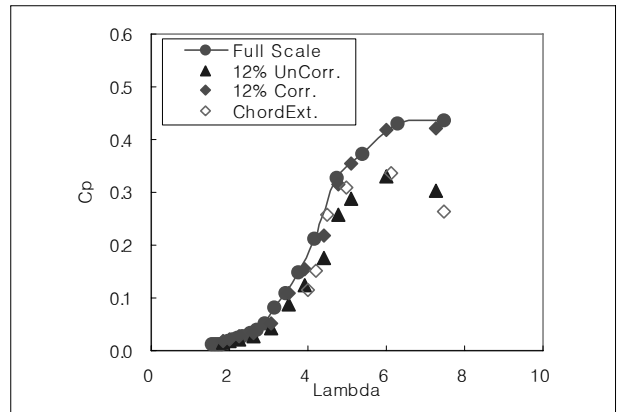


Fig. 12 Power coefficients : pitch(0)

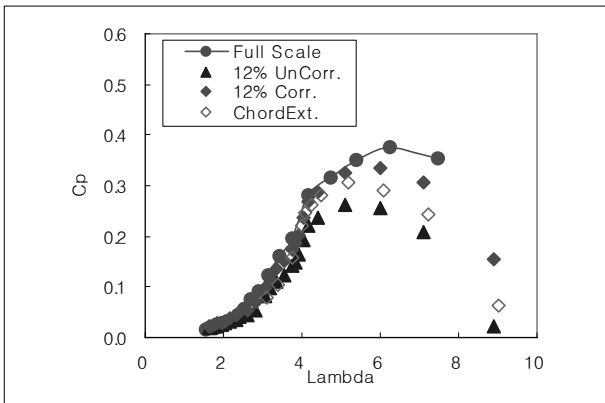


Fig. 13 Power coefficients : pitch(3)

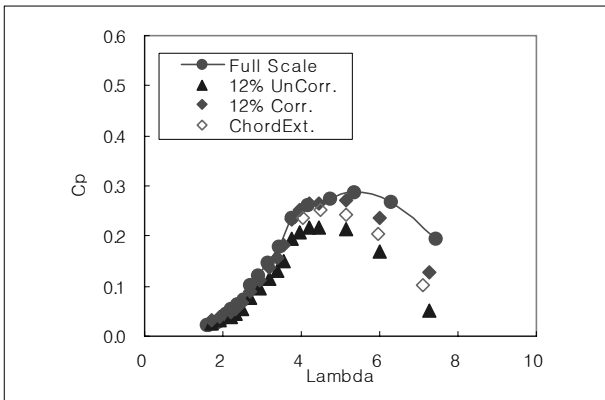


Fig. 14 Power coefficients : pitch(6)

축소효과 보상전, '12% 축소모델 - 축소효과 보상후', '코드 확장 블레이드' 시험결과를 비교하였다. 축소효과를 보상하기 전 시험결과는 전체적인 속도비(Lambda)영역에서 차이를 보이며, 최대 성능영역에서 0.1 이상의 오차를 보이고 있다. 개선된 보상법을 적용한 결과는 대부분의 영역에서 실물 모델과 0.01이하의 차이를 보이고 있으며, 최대 오차는 0.05 이하의 값을 보이고 있다.

4. 결론

축소모델 풍력터빈 풍동시험을 수행하여 축소효과로 인한 성능변화를 측정하였다. 헬리콥터 풍동시험에서 사용되는 코드확장기법을 적용할 경우 축소효과로 인한 토크의 기울기는 보상할 수 있으나 간극이 발생한다. 블레이드는 양력계수의

기울기와 간극항을 도입한 개선된 보상기법을 적용할 경우 모델 축소효과는 간극항을 보상할 수 있다. 본 연구에 사용된 축소효과 보상식은 12% 축소모델에 대해 적용이 가능하며 축소효과가 커질 경우 추가적인 연구가 진행되어야 한다.

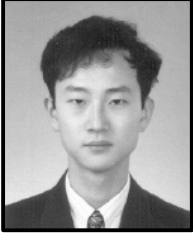
후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 '전문화 연구사업'의 지원으로 수행되었습니다.

References

- [1] Michael S Selig, Bryan D. McGranahan, "Wind tunnel aerodynamic tests of six airfoils for use on small wind turbines", AIAA 2004-1188, 2004.
- [2] Langer, H. J., Peterson, R. L., and Maier, T. H., "An Experimental Evaluation of Wind Tunnel Wall Correction Methods for Helicopter Performance", American Helicopter Society 52nd Forum, 1996.
- [3] Young Min Park, B.H Chang, "Numerical Simulation of Wind Turbine Scale Effects By Using CFD", AIAA 2007-216, 2007.
- [4] 박영민, 장병희, 2006, "NREL Phase VI 풍력터빈 축소효과 보정", 한국 신재생에너지학회 추계 학술대회.
- [5] 조태환, 장병희, "KARI LSWT 표준풍력터빈 풍동시험", 한국 신재생에너지학회지, 2006.12.
- [6] 조태환, 장병희, "KARI LSWT 표준풍력터빈 풍동시험2", 한국신재생에너지학회지, 2007.7.
- [7] 성봉주, 정진덕, "한국항공우주연구소 중형아음속풍동", 한국항공우주학회지, 제 27권, 제 7호, 1999, pp. 167-174.
- [8] M.M. Hand, D.A. Simms, L.J. Fingersh, D.W. Jager, J.R. Cotrell, S. Schreck, and S.M. Larwood, 2001, "Unsteady Aerodynamics Experiment Phase VI: Wind Tunnel Test Configurations and Available Data Campaigns", NREL/TP-500-29955.
- [9] C. Lindenburg, 2004, "Modeling of rotational augmentation based on endengineering considerations and measurements", ECN-RX-04-131.

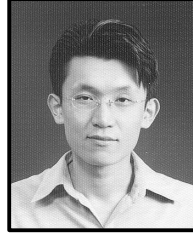
조 태 환



1993년 한국과학기술원 물리학과 학사
1995년 한국과학기술원 항공우주공학과 공학석사

현재 한국항공우주연구원 첨단공력구조팀
(E-mail : thcho@kari.re.kr)

김 양 원



2006년 한밭대학교 전기공학과 학사

현재 한국항공우주연구원 첨단공력구조팀
(E-mail : kywdi@kari.re.kr)

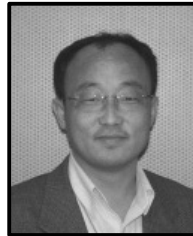
박 영 민



1995년 인하대학교 항공공학과 학사
1997년 한국과학기술원 항공우주공학과 석사
2003년 한국과학기술원 항공우주공학과 박사

현재 한국항공우주연구원 KHP 세부계통팀
(E-mail : ympark@kari.re.kr)

장 병 희



1984년 서울대학교 항공공학과 학사
1986년 한국과학기술원 항공우주공학과 공학석사
1996년 한국과학기술원 항공우주공학과 공학박사

현재 한국항공우주연구원 KHP 사업관리팀
(E-mail : cbh@kari.re.kr)