

KARI LSWT 표준풍력터빈 풍동시험 : NREL Phase VI 12% 모델

조태환*, 김양원, 장병희

KARI LSWT Wind Tunnel Test for Wind Turbine (NREL Phase VI 12% Model)

TaeHwan Cho, YangWon Kim, ByeongHee Chang

Abstract 풍력터빈 풍동시험의 경우 모델 축소에 의한 레이놀즈 수 감소가 풍력터빈 성능에 미치는 영향이 적절히 고려되어야 한다. 본 연구를 통해 수치해석과 축소모델 풍동시험을 통해 모델 축소효과를 파악하여 이를 적절히 보상하는 기법을 개발하고자 한다. 이를 위해 풍력터빈 형상 및 실물모델 시험데이터가 공개되어 있는 NREL Phase VI 모델을 표준모델로 선정하여 수치해석 및 풍동시험을 수행하였다. 풍동시험은 KARI LSWT에서 2006. 10에 수행되었으며, 블레이드 끝단 속도를 실물 모델과 일치시켰으며 시험부 유속은 0~25m/s, 블레이드 설치각은 3도 조건을 기준조건으로 사용하였다. 축소모델 시험결과 최대토크는 약 10% 정도 감소현상을 보이고 있다.

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

* 한국항공우주연구원 공력성능그룹

□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

subscripts

KARI LSWT : KARI Low Speed Wind Tunnel

NREL : National Renewable Energy Laboratory

1. 서론

풍력터빈의 성능을 결정하는 주요한 요소인 블레이드의 공

기역학적 특성은 수치전산해석 부분에서는 활발히 연구되고 있으나, 실험 부분에서는 2차원 익형 등에 대해서만 집중되고 있다. 풍력터빈이 대형화하는 추세에서 실제 풍력터빈을 실험할 수 있는 시험설비가 매우 희귀하며, 일반적인 풍동시험 기법인 축소모델풍동시험의 경우 시험의 효율성에 대해 많은 논란이 있다. 본 연구는 한국항공우주연구원 중형아음속풍동(이하 KARI LSWT)에서 수행된 '프로토타입/풍력터빈 풍동시험 기술 연구'의 일환으로 회전체 풍동시험 기법을 확보하기 위해 수행되었다. 풍력터빈 풍동시험 기법은 표준풍력터빈 시험장치 운용과 풍력터빈 축소효과 보정기법 확립을 주 목표로 한다. 연구는 2006~2007, 3년에 수행될 예정이며 2005(1차년)

에는 전산해석을 통한 축소효과 보정기법 개발이 수행되었으며, 2006(2차년)에는 표준풍력터빈 시험장치 개발 및 풍동시험이 수행되었다. 2007(3차년)에는 축소효과 검증시험 및 소음시험이 수행될 예정이다.

풍력터빈 축소효과 보정기법 연구는 DLR 등에서 수행된 헬리콥터 축소효과 보정기법, 회전 블레이드의 축소효과를 블레이드 코드 확장을 통해 보정하는 기법을 근간으로 연구를 수행하였다. 보정기법 개발을 위해 헬리콥터 로터 및 풍력터빈 축소모델에 대해 전산해석을 수행하여 축소율에 따른 성능 변화를 예측하였다. 풍동시험의 경우 표준풍력터빈 시험장치를 운영하여 시험장치 및 기법에 대한 검증을 수행하였다. 풍동시험은 KARI LSWT(시험부 단면 4m x 3m)에서 수행하였으며, 풍력터빈 모델은 NREL Phase VI에서 사용된 모델을 사용하였다.

2. 표준풍력터빈

한국항공우주연구원 중형아음속풍동(이하 KARI LSWT)은 1999년 완공되어 2006년까지 100여회의 시험을 수행한 풍동으로 시험부 단면적은 4m x 3m이며, 시험부 최대 풍속은 120m/s이다. 완공 후 측정된 시험부 유질이 표 1에 나타나 있다.

Table. 1. KARI LSWT Flow Quality

$q/q(\%)$	$\alpha(^{\circ})$	$T(^{\circ}C)$	$u/U(\%)$	$v/U(\%)$	$w/U(\%)$
0.3	0.1	0.3	0.07	0.13	0.13

2.1 NREL Phase VI 모델

풍력터빈 풍동시험의 축소효과를 파악하기 위해 실 모델 풍동시험결과가 공개되어 있는 NREL Phase VI 모델을 선정하였다. 선정된 모델은 풍력터빈 비정상 유동 해석을 위해 NASA Ames(80' x 120') 풍동에서 다양한 조건에 대해 시험한 후, 시험조건 및 기준형상 시험결과를 공개한 모델이다. NREL Phase VI 모델 기준형상 풍동시험조건은 아래와 같다.

- 터빈 직경 5m
- 블레이드 : 단면 S809, 개수 2

- 정격회전수 : 72 RPM
- 시험 풍속 : 6m/s ~ 25 m/s

2.2 수치해석을 통한 축소효과 추정

로터와 같은 축소모델 회전체 풍동시험은 일반적으로 로터 끝단의 마하수를 실물모델과 일치시켜 시험을 수행하나, 레이놀즈수 감소에 의한 영향으로 모델의 항력증가 및 양력감소 현상이 나타나며 이는 결국 풍력터빈의 경우 낮은 성능으로 나타난다. 이와 같은 축소효과를 보정하기 위해 DLR에서는 BO-105 헬리콥터 로터 40% 축소모델 풍동시험에서 블레이드의 코드길이를 일정비율(12%) 증가시켜 낮은 레이놀즈수에 의한 양력감소 현상을 보정하였다.

축소풍력터빈 모델에도 위와 동일한 방법을 적용하여 축소효과를 보정하기 위해 먼저, 수치해석을 통해 풍력터빈 축소효과를 파악한 후, 풍동시험을 통해 이를 검증하고자 하였다. 12% 축소모델을 사용하였을 경우 수치해석을 통해 구한 출력(토크) 저하가 그림 2에 나타나 있다. 축소모델 수치해석 결과는 참고문헌에 나타나 있다.

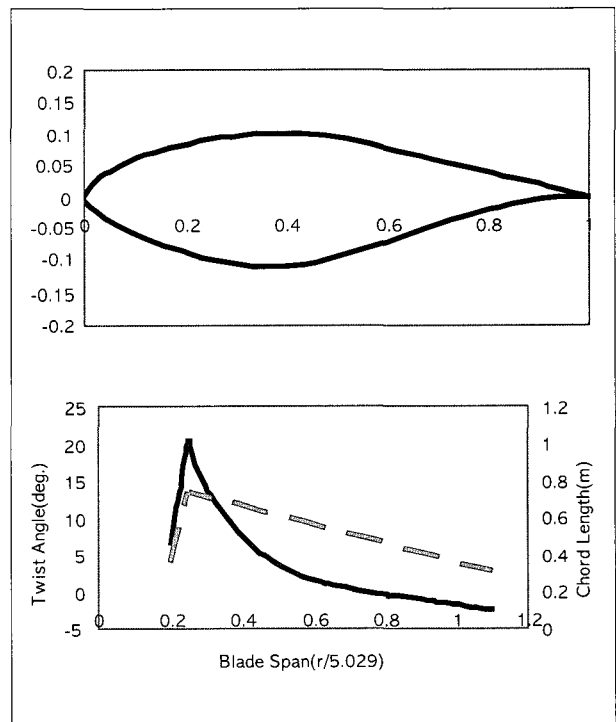


Fig. 1 Blade configuration(S809)

2.3 표준풍력터빈 모델제작

KARI LSWT 시험모델을 결정하기 위해 봉쇄율, 예상 최대 토크, 예상 최대 추력을 고려하였다. 표 2에 풍력터빈의 크기에 따른 예상 최대 토크가 나타나 있다. 추정조건은 블레이드 끝단 마하수를 기준시험과 일치하는 조건이며, 동일한 풍력터빈 성능곡선(끝단 속도계수(λ)와 출력계수 관계)을 갖는다는 가정을 사용하였다.

추정된 토크값을 사용하여 각 크기에 적합한 모터를 조사하였다. 시험부 봉쇄율과 활용 가능한 모터와 풍력터빈 나셀의 크기를 비교하여 반경 0.6m 모델을 선정하였다. 이 경우 시험부 봉쇄율은 기준시험(NASA Ames 시험)과 동일한 값을 갖는다.

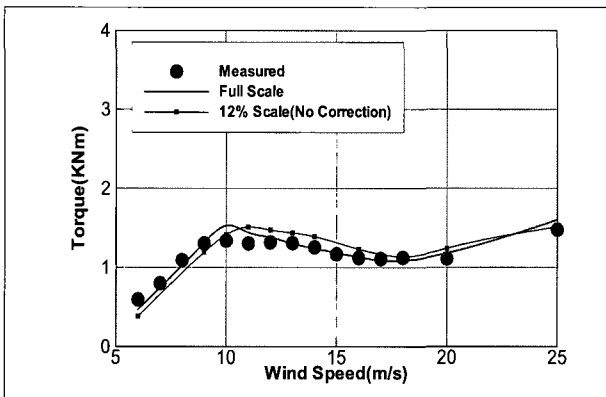


Fig. 2 Wind Turbine scale effect by CFD

Table 2 Max. torque by turbine size

블레이드 크기	torque
r=0.5m (720rpm)	1.32Nm
r=0.6m (600rpm)	2.28Nm
r=0.75m (480rpm)	4.45Nm
r=0.85m (424rpm)	6.48Nm

풍동시험모델 및 시험장치는 외주가공업체에서 제작하였으며 약 6개월여의 시간이 소요되었다. 블레이드는 복합재로 제작하였으며 제작 정밀도 검증을 위해 블레이드 표면을 3차원 광학측정하였다. 측정은 블레이드 상/하면 각 140개 지점에 대해 수행하였으며 측정결과 설계값에 비해 약 1mm정도의 표준 오차를 갖는 것으로 나타났다. 블레이드 성형 후, 도색 등으로 인해 전체 두께가 증가하는 것으로 고려할 때 복합재 블레이드에서 인정할 만한 정밀도로 생각된다. 측정결과를 각 단면별로

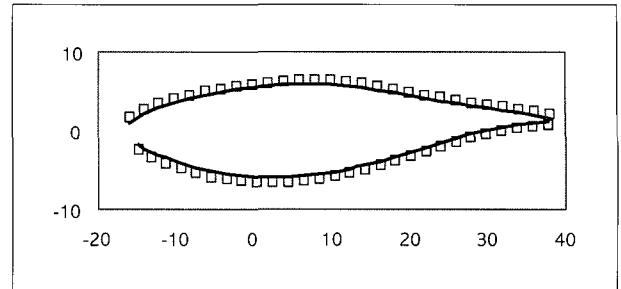


Fig. 3 Blade accuracy(75% section)

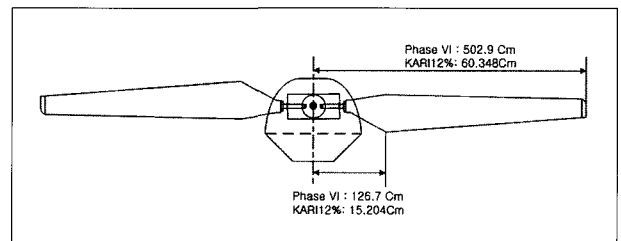


Fig. 4 Model design(12%) : Front view

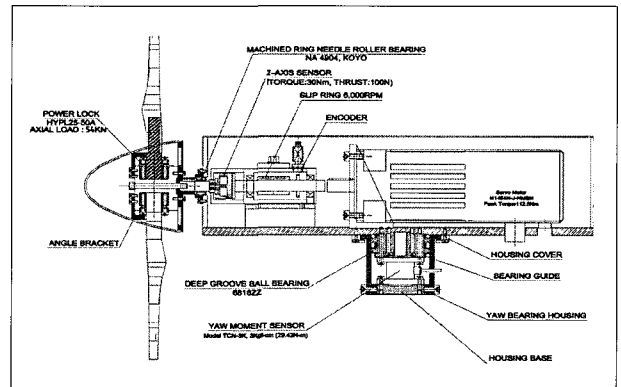


Fig. 5 Model design(12%) : Nacelle

분석할 경우 각 단면에서 최대 0.6mm의 뒤틀림 오차가 있는 것으로 나타났으며, 75% 위치 단면의 경우 약 0.5도의 뒤틀림 오차가 있는 것으로 조사되었다. 그림 3에서 실선은 설계값을 나타내며, 사각점은 측정결과를 나타낸다.

시험장치는 그림 5와 같이 전기모터와 토크 및 추력 센서 그리고 블레이드로 구성되어 있으며 각 구성품의 상세사양은 다음과 같다.

- 모터 : Paker M1454N
- 토크 및 추력 센서 : DACELL MC2110K32K
토크범위(3kgm), 추력범위(10kg)

Table 3 Wind velocity check

기준정압공(m/s)	Vane 속도계(m/s)
1.5	1.1
2.6	2.0
3.1	2.6
3.6	3.3
4.3	4.0
6.0	5.9

3. 풍동시험

풍동시험은 지상시험을 거친 후 2006. 10에 KARI LSWT에서 수행하였다. 지상시험에서는 시험장치 최대 회전수(800RPM)에서 안전성 여부, 측정센서의 전기적인 노이즈 저감, 블레이드 및 허브 하중에 의한 간섭 저감 등을 검사하였다.

풍동시험은 2주간 수행되었으며, 시험부 동압은 시험부 기준 정압공과 시험부 전방에 설치한 피토폰관을 사용하여 측정하였다. 압력측정에 사용된 센서는 Mensor 2106(range: 1500Pa, accuracy : 0.01% F.S.)이며, 4m/s(~10Pa) 이하의 낮은 유속에서는 저속으로 설계된 vane 형식의 풍속계(range : 10m/s)를 사용하여 시험부 동압을 점검하였다. 6m/s 이하의 유속에서 시험부 기준정압공 측정값과 vane 형식 속도계의 측정값을 비교한 결과가 표 3에 나타나 있다. 표에서 4m/s 이상의 유속에서는 시험부 기준 정압공 측정값이 0.2m/s(1Pa @ 4m/s) 이내의 정밀도를 가지므로 시험부 풍속은 시험부 기준 정압공을 사용하여 측정된 값을 사용하였다.

풍력터빈 회전수 제어는 그림 6에 나타난 제어용 PC에서 수행하였으며, 제어방식은 모터에 지정 RPM을 1회 전달하는 개방형 제어방식을 택하였다. 실제 회전속도는 풍력터빈 축에 설치된 광센서를 이용하여 측정하였다. 풍력터빈 토크는 DACELL에서 설계/제작한 '토크/추력 측정센서(MC2110K)'를 사용하였다. 초기 지상시험에서는 NI SCC-SG24 2축 보드를 사용하여 토크 데이터를 획득하였으나, 모터 등에서 발생한 잡음신호를 효과적으로 제거할 수 있는 HBM(ML38B) 스트레인지계 측정장비를 사용하여 풍동시험 계측을 수행하였다. 토크 데이터는 1Hz filter를 적용하였으며, 전체 시험데이터는 10Hz로 5초간 데이터를 획득한 후 평균값을 사용하였다.

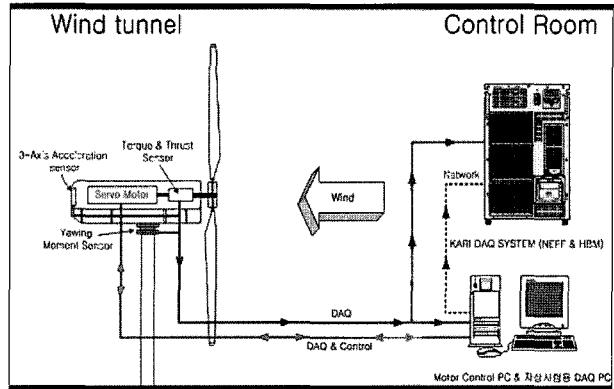


Fig. 6 Test Rig Overview

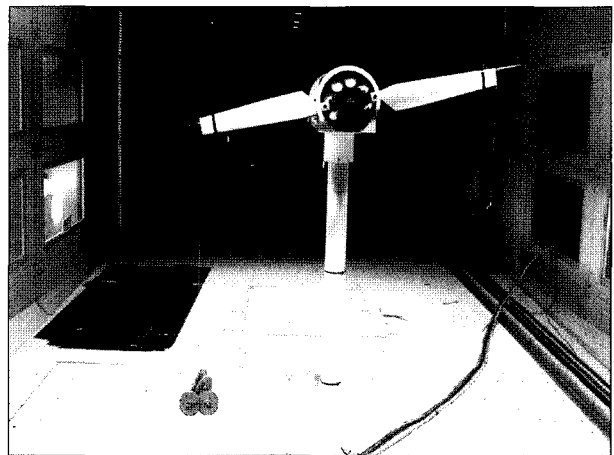


Fig. 7 Site calibration for Torque sensor

3.1 토크센서 교정

풍력터빈 토크 측정에 사용된 센서는 앞서 밝힌 바와 같이 'DACELL'에서 설계 제작한 토크 및 추력을 측정하기 위한 센서이다. 센서교정은 제작사에서 수행하였으나, 제작사 교정조건은 센서에 토크가 단일하중으로 가해지는 조건이며 0~30Nm 하중을 5Nm간격으로 교정을 수행하였다. 실제 시험에서 측정되는 토크는 3Nm이하의 토크이며 센서 측정면에 수직방향으로 하중(블레이드 허브)이 부가되는 조건이다. 실제 시험조건에서 센서의 성능을 파악하기 위해 그림 7와 같이 시험장치를 시험부에 장착한 후, '무게추' (dead weight)를 사용하여 시험장치에 일정한 토크를 가하는 방식으로 낮은 하중범위에서 센서를 교정하였다. 교정에 사용된 무게추는 0.3g 정밀도를 갖는 AND EP30K 전자저울을 사용하여 무게를 측정했으며, 레이저 레벨을 사용하여 블레이드 수평상태에서 교정을 수행하였다. 그림 5에 토크교정결과가 나타나 있다.

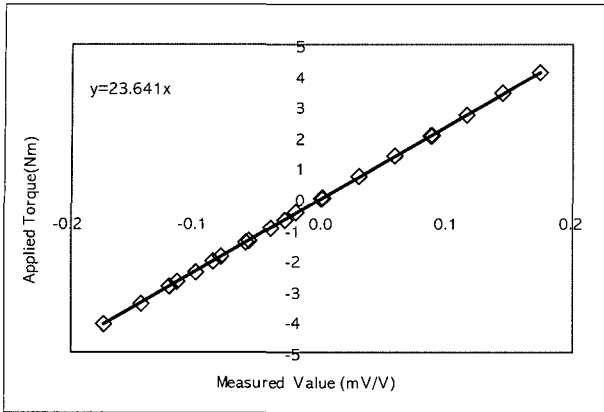


Fig. 8 Torque sensor calibration results

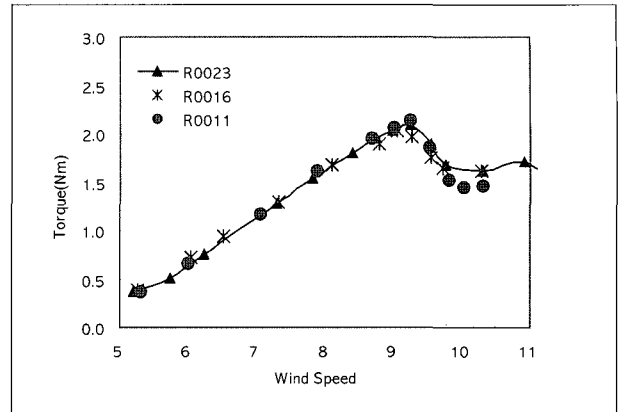


Fig. 9 Repeatability

3.2 풍동시험

풍동시험은 기준시험 조건(블레이드 피치각 3도, 회전수 600RPM, 요각 0도)에서 수행되었으며, RPM 변화 및 블레이드 표면상태 변화에 대해 추가시험이 수행되었다.

3.2.1 시험 반복성

시험정밀도를 확인하기 위해 동일한 시험조건에서 3회 반복 시험을 수행하였다. 반복시험은 시험장치 조립과정을 포함하도록 시험장치에서 블레이드 및 허브를 분해한 후 재 설치하는 방식으로 수행하였다. 그림 9에서 측정결과는 0.1Nm 이내의 반복성을 보이고 있다.

3.2.2 블레이드 표면상태

표 4 및 그림 11에 블레이드 표면상태에 따른 시험결과가 나타나 있다. 'KARI 2'(그림 10_b)에 사용된 silicon tape은 두께 0.05mm이하로 에어포일 윗면 코드 10% 위치에 부착하였으며, 'KARI 3'(그림 10_c)에 사용된 도트는 높이 0.18mm 도트이며 블레이드 윗면 10% 위치에 부착하였다. 단 도트 부착은 span 60% 영역 이내로 제한하였다. 이는 span 60% 이상 영역에서는 7m/s 이하의 속도에서는 에어포일의 유효 받음각이 8도 이하이며, S809 에어포일은 낮은 받음각에서는 천이 위치가 후방(20~50%)에 존재할 뿐 만 아니라 10%가량 시험에 따라 10%가량 위치가 불안정하게 나타나는 것으로 알려져 있으므로 도트를 사용하여 10%위치에 천이를 고정시키는 것은 부적절하기 때문이다. 'KARI 1'은 표면에 별다른 처리를 하지 않은 상태를 의미하나, 도트 부착 및 제거 등으로 인하여 시험

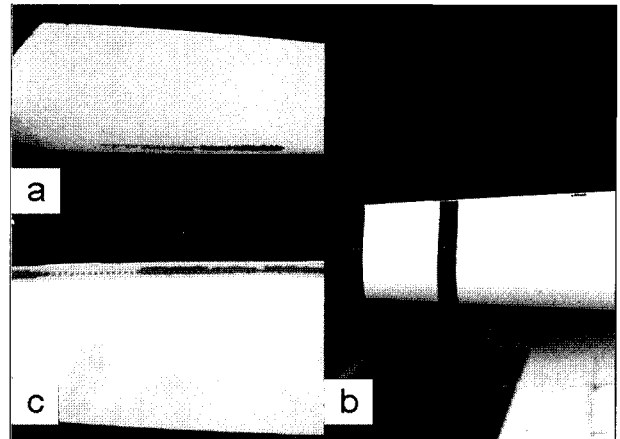


Fig. 10 Blade surface conditions

에 사용된 복합재 블레이드 표면상태는 고르지 않은 상태이다(그림 10_a).

그림 11에서 'KARI 1'의 경우 7m/s 이하의 속도에서 다른 시험조건에 비해 0.2Nm 정도 작은 값을 보이고 있다.

시험에 사용된 복합재 블레이드의 경우 도트 부착/제거시 표면 도색에 손상이 발생하여, 표면 이물질 제거가 용이하지 않다. 도트 부착을 용이하게 하기 위해 40um의 테이프를 사용하였으나 이 경우 낮은 유속에서 측정결과에 영향을 미치는 것으로 나타났다. 또한, 복합재 블레이드의 제작 정밀도가 1mm(단면상에서 0.3mm) 정도이므로 정확한 시험재현을 위해서는 정밀가공이 용이한 금속재 블레이드를 활용한 시험이 요구된다. 금속재 블레이드를 활용한 시험은 2007.2에 KARI LSWT에서 수행될 예정이다.

그림 11에서 축소모델의 경우 실속이 발생한 이후 토크값이 실물모델에 비해 작게 나타나고 있다. 이는 S809 익형의 경우

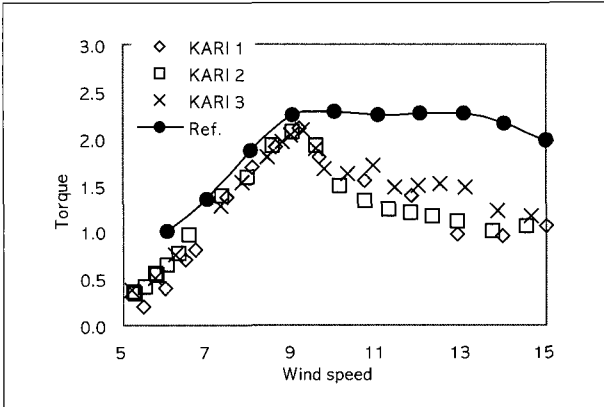


Fig. 11 Blade surface condition

Table 4 Legend for Fig. 7

Legend	Condition
KARI 1	No treatment : Clean
KARI 2	Silicon tape 부착
KARI 3	0.18mm trip dot 부착
Ref.	NASA Ames 기준시험

매우 낮은 레이놀즈수(~104)에서 익형의 실속 공력특성이 현저하게 변하기 때문에 추정된다.

3.2.3 RPM 변화

레이놀즈수의 영향을 부분적으로 파악하기 위해 현 시험장치에서 가능한 범위의 RPM에서 풍력터빈 성능을 측정하였다. 시험은 풍력터빈의 회전속도(RPM)를 500, 600, 700으로 설정하였을 때 토크를 측정하였다. 회전수를 증가할 경우 유발되는 토크증가를 상쇄하기 위해 측정결과를 블레이드 유효받음각의 함수인 흐름속도와 회전속도의 비(V_{wind}/V_{rot})와 측정 토크를 회전속도의 제곱으로 표준화시킨 토크(Tor/V_{rot}^2)로 나타내었다. 회전속도를 증가하였을 때, 선형영역에서는 차이가 없으나 실속 이후 토크 값이 증가하는 경향을 나타내고 있다.

3.2.4 풍력터빈 축소효과

계산 및 시험영역에서 실모델과 12% 축소모델의 토크값이 그림 13에 나타나 있다. 풍력터빈 축소효과는 선형영역의 경우 최대토크를 기준으로 수치계산에서는 7% 감소효과, 풍동시험에서는 10% 감소효과가 나타나고 있다.

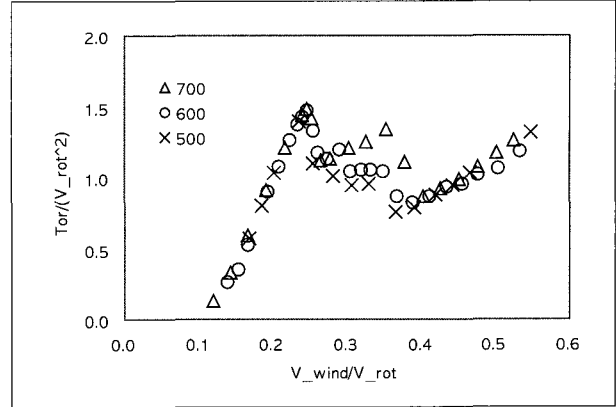


Fig. 12 Wind turbine RPM effect

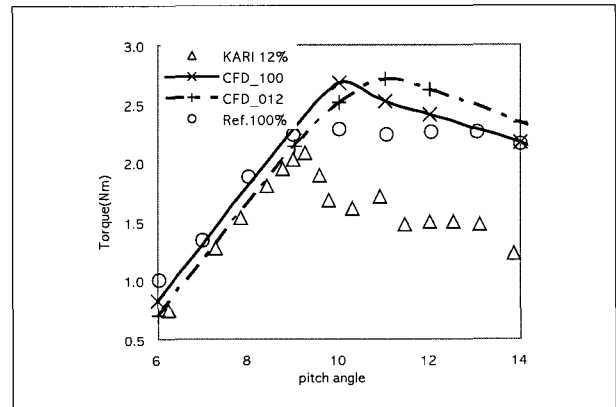


Fig. 13 Wind turbine scale effect

4. 결론

축소모델 풍력터빈 풍동시험에서 나타나는 축소효과를 보정하기 위한 기법 개발을 위해 NREL Phase VI 모델의 12% 축소모델을 제작하여 KARI LSWT에서 풍동시험을 수행하였다. 시험결과 최대토크가 약 10% 감소하였으며, 수치해석을 통해 유사한 현상을 확인하였다. 시험결과는 블레이드 코드 확장을 통한 축소효과 보정기법 개발에 사용될 예정이다.

후기

본 연구는 '프롭로터/풍력터빈 공력/소음 풍동시험기술 연구'의 일환으로 수행되었습니다.

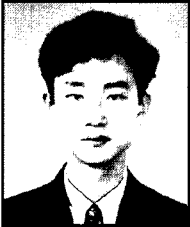
References

(1) 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

(2) C. Lindenburg, 2004, "Modeling of rotational augmentation based on endengineering considerations and measurements", ECN-RX-04-131

(3) 박영민, 장병희, 2006, "NREL Phase VI 풍력터빈 축소효과 보정", 한국 신재생에너지학회 추계 학술대회

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)

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)