

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(11), 933-940(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.11.933

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

메가와트 급 풍력터빈용 에어포일의 설계 단계에서의
공력성능 검증 기법 비교

강승희*, 유기완**

A Comparative Study on Aerodynamic Validation in Design Process
of an Airfoil for Megawatt-Class Wind Turbine

Seung-Hee Kang* and Ki-Wahn Ryu**

Chonbuk National University* · **

ABSTRACT

A comparative study between a wind tunnel test and an XFOIL simulation looking at the aerodynamic performance of the airfoil for MW-class wind turbine was conducted for validation in the design stage. Tests are carried out for 21% and 30% thickness-ratio airfoils developed for 5 ~ 10 MW offshore wind turbine and the results are compared with the output from the XFOIL simulation at Reynolds number 1.0×10^7 . The test is performed at a free-stream velocity of 50 m/s, corresponding to a Reynolds number of 2.2×10^6 based on the chord. Surface roughness is simulated using a zig-zag tape. Discrepancies between the results of the test and the XFOIL analysis are found, however, meaningful data for surface pressure distribution, basic performance and surface roughness effect are obtained from the tests, while useful lift-to-drag ratio data is found by the XFOIL simulation.

초 록

본 연구에서는 MW 용량의 풍력터빈 블레이드용 에어포일의 설계 단계에서 성능 검증 기법에 대한 비교 연구를 수행하였다. 이를 위해 5~10 MW 해상풍력터빈용으로 설계된 21%와 30% 두께비의 에어포일을 사용하여 풍동시험을 수행하였으며, 레이놀즈 수 1.0×10^7 조건에서의 XFOIL의 해석결과와 상호 비교하였다. 풍동시험은 자유흐름 속도 50 m/s, 시위 기준 레이놀즈 수는 2.2×10^6 에서 수행되었으며, 표면거칠기 효과는 지그재그 테이프를 사용하여 모사하였다. 비교 결과 풍동시험과 XFOIL 해석에는 차이를 보이지만, 풍동시험을 통해 받음각 변화에 따른 에어포일 표면에서의 압력분포 변화와 기본적인 공력 성능 및 표면거칠기 효과를 확인 할 수 있었다. XFOIL은 설계조건에서 기본적인 양항비와 표면거칠기 효과에 의한 양항비 변화 등을 확인 할 수 있었다.

Key Words : High-Thickness Ratio Airfoil(높은 두께비 에어포일), Wind Turbine(풍력터빈), Wind Tunnel Test(풍동시험), XFOIL

† Received : August 7, 2016 Revised : October 27, 2016 Accepted : October 31, 2016

** Corresponding author, E-mail : kwryu@chonbuk.ac.kr

I. 서 론

대용량 풍력터빈용 블레이드 설계 시 이용률을 극대화시키기 위해서는 기본적으로 최적 성능의 형상 뿐 아니라 표면거칠기에 따른 민감도가 낮아지도록 에어포일이 설계되어야 한다. 또한, 대용량 풍력터빈 블레이드의 경우 하나의 단일 에어포일 보다는 다양한 형상의 에어포일 군이 주로 사용되며, 최적화된 구조 설계 및 매끈한 형상 등을 위해 공력 형상이 얇은꼴인 에어포일 군이 개발되어야 한다. 최근의 MW 급 대용량 풍력터빈의 경우 5 MW 급 이상의 상용화에 이어, 20 MW 급 설계가 시도되고 있다. 이러한 대용량 풍력터빈의 경우는 직경이 120 m 이상이며, 시위 기준 레이놀즈 수도 1.0×10^7 을 초과하고 있다. 또한, 사용되는 에어포일도 항공기용의 얇은 두께비 에어포일이 아니라 구조적으로 이점이 큰 18% ~ 40% 정도의 두꺼운 에어포일이 주로 사용하고 있다[1~3].

이러한 대용량 풍력터빈 에어포일의 설계 단계에서의 공력 성능 확인을 위해서는 풍동시험, 전산유체역학 기법, 그리고 설계 틀에서 제공되는 해석 프로그램 등이 주로 사용하고 있다. 에어포일 설계 및 해석 틀로는 미국 MIT의 XFOIL[4], 네덜란드 ECN의 RFOIL[5] 및 독일 Stuttgart 대학의 Profile[6] 등이 있다. 이러한 틀들은 주로 패널(panel) 방법 및 경계층 해석 방법 등을 사용하여 빠른 성능 해석이 가능하므로 설계 단계에서 효율적인 장점이 있다. 그러나 실속 흐름 해석 등에 일부 제약이 있는 것으로 알려져 있다. 전산유체역학 기법을 사용하여 설계된 에어포일의 성능 해석을 수행하는 경우는 실물 조건에 대한 성능 해석이 가능하다는 장점이 있다. 그러나 현재까지도 천이점 예측 및 난류 모사에 제약이 있어 일부 제한된 영역에서 적용되고 있다. 이에 비해 풍동시험은 높은 받음각까지 정확한 흐름 천이 예측 및 점성 모사가 가능하며, 자료 생산성 등에 강점이 있어 현재까지 가장 신뢰성 있는 방법으로 볼 수 있다. 에어포일 개발 단계에서 사용되는 대부분의 풍동시험은 축소 모형을 사용하여 시험을 수행하며 시위기준 레이놀즈 수 10^6 초반에서의 시험이 수행되고 있다. 일반적인 공기 대신 액화질소 등을 사용하여 극저온 및 고압 조건에서 실물과 같은 레이놀즈 수 조건으로 시험이 가능한 극저온 풍동(cryogenic wind tunnel)을 이용한 시험 결과가 일부 제시[9]되고 있으나, 고가의 시험 비용 및 계측 센서에 추가적인 보호 장치 등이 필요하다는 문제점

등이 있다[7-9].

본 연구에서는 5 ~ 10 MW 용량의 해상 풍력터빈 블레이드용으로 에어포일의 설계 단계에서 풍동시험 및 설계 시 가장 많이 사용되는 틀 중 하나인 XFOIL을 활용한 성능 검증 기법에 대한 비교 연구를 수행하였다. 에어포일은 5 ~ 10 MW 급 해상풍력터빈 블레이드용으로 개발된 21%와 30% 두께비로 설계 조건에서의 레이놀즈 수는 1.0×10^7 이다. 풍동시험 모형의 시위는 0.7 m이며, 시험 속도 50 m/s, 시위기준 레이놀즈 수는 2.2×10^6 에서 시험이 수행되었다. 표면 거칠기는 지그재그(zig-zag) 테이프를 사용하여 모사하였다. 받음각 변화에 따른 에어포일 표면에서의 압력분포 변화와 기본적인 공력 성능 및 표면거칠기 효과에 대한 풍동시험을 수행하였다. 설계 조건에서의 XFOIL을 사용한 에어포일의 공력성능 해석 결과는 풍동시험 결과와 상호 비교하여 두 기법 간의 차이와 이의 해결을 위한 방법을 제시하고자 한다.

II. 풍동시험 및 모형

2.1 풍동

본 연구에 사용된 풍동은 공군사관학교의 중형 아음속풍동으로 단일 폐회로 순환식이며, 두 개의 시험부(test section)를 가지고 있다. 이 중 본 연구에 사용된 시험부는 제 1 시험부로서 2.45 m (H) × 3.5 m (W) × 8.7 m (L)이며, 수축비는 7.26:1이다. 송풍기의 직경은 5.25 m로 20개의 블레이드가 장착되어있으며 2.1 MW 교류모터에 의해 구동된다. 시험 가능한 풍속은 5 ~ 92 m/s이며 ± 0.03 m/s 범위 내에서 제어된다. 빈 시험부내의 압력계수 구배는 74 m/s에서 0.001/m이다. 흐름각은 피치각과 옆미끄럼각 모두 0.1° 이내이다. 흐름의 난류도는 74 m/s에서 길이방향으로 0.04%, 횡방향으로 0.09% 그리고 수직방향으로 0.09%이다[10].

2.2 풍동시험 모형

에어포일 모형은 21%와 30% 두께비(t/c, thickness ratio)이며[1], 두 모형의 시위는 0.7 m, 스패는 2.4 m으로 시험부에 수직하게 설치하여 시험을 수행하였다. 모형의 가로세로비는 3.4:1로 시험부 바닥으로부터 발생하는 경계층 및 모형과 시험바닥의 연결부에서 발생하는 와류(junction vortex)에 의한 영향을 무시할 수 있다고 알려진 3~4:1 범위에 해당된다[7]. 모형의 시

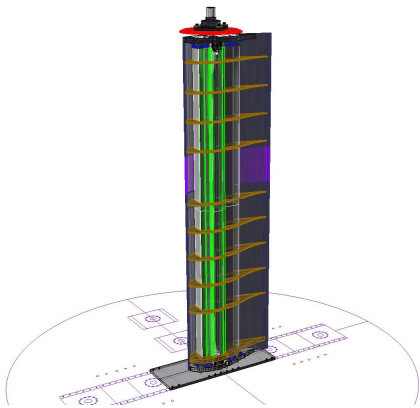


Fig. 1. Internal structure design of airfoil on the turn-table

위(c) 대 시험부 폭(W)비인 기준 폐쇄율은 20%이다.

모형은 에어포일의 상·하면 케미칼 우드를 사용한 몰드를 각각 기계 가공하여 제작한 후 각 몰드에 19장의 유리섬유와 에폭시를 사용하여 적층하였으며 상온에서 큐어링(curing)하였다. 에어포일 모형을 시험부에 지지하기 위하여 모형의 양끝 단면은 시험부 회전반에 직접 부착 가능하도록 기계 가공된 평판 지지부를 부착하였다.

설계된 에어포일 성능 및 표면거칠기 효과에 의한 성능 변화를 측정하기 위해서는 에어포일 표면에서의 압력에 의한 양력 및 항력을 측정하여야 한다. 또한, 점성에 의한 항력을 계산하기 위해서는 후류에서의 운동량 손실을 추가로 측정하여야 한다. 표면에서의 압력분포를 측정하기 위해 많은 압력공을 에어포일 표면에 설치하여야 하며, 전압 및 정압분포를 측정할 수 있는 레이크(rake)가 필요하다. 본 연구에 사용된 에어포일 모형은 직경 0.5 mm 정압공 106개를 표면에 수직하게 뚫어 에어포일상의 압력분포를 측정하였다. 레이크의 전압은 측정부위가 흐름에 수평하도록 제작된 1.2 mm 스테인리스 관을 사용하였으며, 정압을 측정하기 위해 직경 1.6 mm 피토 정압관을 전압 위치와 동일한 위치에 설치하였다. 피토 정압관은 정압을 측정하기 위해 4개의 정압공이 관에 수직하도록 압력공이 제작되었으며, 정압관 내부에는 전압관을 삽입하여 전압과 정압이 동시에 측정가능토록 하였다. 전압 프르브 설치 위치는 시험부 중심선을 기준으로 중앙부에는 5 mm 간격으로 좌·우 각각 30개를, 외부에는 10 mm 간격으로 좌·우 각각 31 개씩 총 122 개를 설치하였다. 피토정압관은 시험부 중심과 좌·우 각각 75 mm, 150 mm, 300 mm

그리고 460 mm에 총 9개를 설치하였다. 레이크는 전압 측정위치가 모형의 뒷전으로부터 시위의 약 3.5배에 위치되도록 설치하였다. 레이크에 설치된 스테인리스 관으로부터 압력을 측정하는 ESP 센서까지는 우레탄 튜브를 사용하여 연결하였다. 설치된 모든 압력공에는 압력 누설 유·무를 판단하는 누설시험이 수행되었다. Fig. 1에 회전반에 설치된 에어포일 모형의 내부 설계 형상을 나타내었다.

2.3 풍동시험

에어포일 성능 및 표면거칠기 효과를 측정하기 위해 다점압력측정 장치인 PSI-8400을 사용하였다. 에어포일 표면 및 레이크로부터의 압력 분포를 측정하기 위해 1개의 ±5 psid (34.475 kPa, 정밀도 ±0.05% F.S.) ESP(Electronic Pressure Scanners) 모듈과 5개의 ±1 psid (6.895 kPa, 정밀도 ±0.1% F.S.) ESP 모듈이 사용되었다. 시험부 자유흐름 속도 및 동압은 수축부 입구와 출구 부근에서의 정압 및 차압을 측정하여 풍동 시험부 교정시 구한 계수를 사용하여 계산하였다. 이를 위해 100 torr 차압센서 (MKS-698, 13.33 kPa, 정밀도 ±0.05% reading) 1개와 1,000 torr 절대압센서 (MKS-690, 133.33 kPa, 정밀도 0.05 % reading) 1개를 사용하였다. 공기의 밀도 및 점도는 EE08-HC101 온습도센서 (정밀도 ±2% RH, ±0.3℃)로 측정된 온도 및 습도를 사용하여 계산하였다. 모든 자료는 4 Hz로 30초간 계측하여 그 평균을 사용하였다. 모형의 받음각은 -20° ~ 40°에 대해 자세 정지 후 자료를 획득하는 방법으로 수행하였다. 시험 풍속과 시위 기준 레이놀즈 수는 각각 50 m/s와 2.2×10^6 이다.

공기의 흐름이 층류에서 난류로 천이되면 표면 마찰항력이 급격히 증가하게 된다. 풍력터빈의 경우 장기간 운용 시 표면에 먼지나 곤충 사체 부착 또는 표면의 흠집 등에 의해 표면의 거칠기가 증가하게 되고 이로 인해 표면거칠기 효과가 발생한다. 이러한 표면거칠기 효과를 모사하기 위해 대부분의 풍력터빈 연구의 경우는 에어포일 표면주위 흐름의 천이가 충분히 발생토록 하여 이에 따른 성능변화를 주로 연구한다[7, 11, 12]. 이러한 표면거칠기 효과를 모사하기 위해 본 연구에서는 형상, 높이가 일정하게 제작되고 위치 선정이 용이하여 반복성이 뛰어나다고 알려진 지그재그 테이프(zig-zag tape)를 사용하였다. 테이프는 XFOIL 결과와 상호 비교하기 위해 테이프에 의한 추가 항력 영향이 최소화 되면서 경계층 천이가 보장되는 0.4 mm 두께를 사용 하였다.



Fig. 2. Test set-up of the airfoil model in the test section

지그재그 테이프 위치는 에어포일 윗면은 시위의 5% 지점에 하부는 10% 지점에 설치하였다. Fig. 2에 시험장면을 나타내었다.

2.4 자료처리 및 보정

다중압력측정 장치로부터 측정된 압력은 자유 흐름 동압을 기준으로 아래와 같이 무차원화 하였다.

$$C_p = \frac{p_i - p_\infty}{q_\infty} \quad (1)$$

여기서 p_i 는 측정된 압력을 p_∞ 는 자유흐름의 정압을 그리고 q_∞ 는 자유흐름의 동압을 나타낸다.

에어포일 표면에서 측정된 정압 분포와 레이크에서 측정된 전압분포를 사용하여 에어포일의 양력과 항력을 계산하였다. 점성항력은 에어포일 후류에 설치된 레이크로부터 전압 및 정압 분포를 측정하는 운동량 손실을 측정함으로써 계산하였다. 본 연구에서는 아래와 같이 후류 외부 속도 변화 영향이 고려된 John의 방법[13]을 사용하여 점성항력을 구하였다.

$$C_{d_w} = 2 \sum \sqrt{\Delta C_{p_{ti}} - \Delta C_{p_{si}}} (1 - \Delta C_{p_{si}}) \Delta \left(\frac{y}{c} \right)_i \quad (2)$$

여기서 C_{p_i} 는 레이크에서 측정된 전압계수를 C_{p_s} 는 정압계수를 나타낸다.

실물 풍력터빈용 에어포일 주위 흐름 및 풍동의 빈 시험부에서의 자유흐름은 길이방향으로 평행하게 흐른다. 그러나 에어포일 비대칭 및 설치상의 오차 등으로 인해 흐름은 평행하지 않게 된다. 이러한 흐름각은 참고문헌 [7]에서 제시된 방법을 사용하여 보정을 수행하였다.

풍동시험에는 시험부 벽면이 존재하여 모형 주위의 속도, 유선 등이 풍력터빈의 실 조건과 다

르게 되어, 풍동시험을 통해 측정되는 공력계수 및 받음각 등에 많은 오차를 유발한다고 알려져 있다. 이러한 벽면효과에 대한 보정은 참고문헌 [14]에서 제시된 방법을 사용하여 보정을 수행하였다.

III. 결과 검토

3.1 에어포일 표면에서의 압력분포

매끈한 표면의 21% 두께비 기본형상 에어포일의 받음각 변화에 따른 에어포일 표면에서의 압력분포 변화를 Fig. 3에 나타내었다. Fig. 3은 에어포일 받음각을 증가시키는 방향(upstroke)으로 풍동시험이 수행된 결과이다. 그림에서 보는 바와 같이 에어포일 윗면 앞전부근에서의 압력계수 분포는 받음각이 증가하면서 점점 증가되고 받음각 6° 부근에서는 시위의 40%까지 평평한 분포를 보이다가 받음각 7° 이후 앞전으로부터 국부적인 흐름의 가속이 발생되어 강한 저압부(suction peak) 값이 받음각 증가에 따라 급격하게 증가함을 볼 수 있다. 받음각 0° 에서 에어포일 윗면에서는 시위의 약 48%에 발생된 흐름 천이는 받음각 증가에 따른 흐름 가속으로 인해 앞전부근으로 이동되며 받음각 6° 에서는 시위의 약 40%까지 이동되었다. 그러나 받음각 8° 이후에는 에어포일 윗면에서의 천이 현상에 따른 압력계수 변화는 관찰되지 않았다. 받음각 10° 이후부터는 에어포일 뒷전 부근에서 흐름의 박리가 발생되어 압력분포가 평평한 형상을 보인다. 그러나 앞전에서의 강한 저압부 값이 받음각 증가에 따라 지속적으로 증가하여 받음각 34° 에서 최대가 되며 받음각 35° 부근에서 에어포일 윗면 전 영역에서

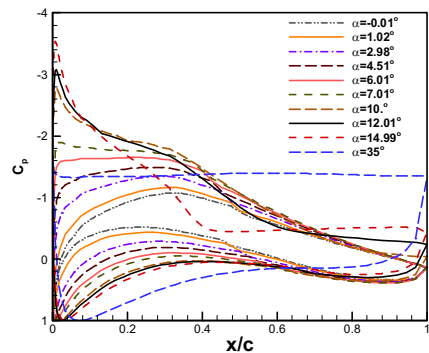


Fig. 3. Pressure coefficient distribution on the 21% thickness ratio airfoil [clean configuration, $V=50$ m/s, $Re=2.2 \times 10^6$]

흐름의 박리가 발생되었다.

30% 두께비 기본형상 에어포일의 받음각 변화에 따른 에어포일 표면에서의 압력분포 변화를 Fig. 4에 나타내었다. 시험은 받음각을 증가시키는 방향으로 수행되었다. 그림에서 보는 바와 같이 에어포일 윗면에서의 압력계수 분포는 받음각 증가에 따른 앞전에서 시위의 약 40% 지점까지 평평한 형태로 증가되는 현상을 보이며, 받음각 11° 부근 까지 이러한 현상이 지속되었다. 받음각 13° 부근에서는 시위의 45% 지점으로부터 박리가 급격히 발생되고 받음각이 증가하면서 박리 지점이 앞전부근으로 이동되어 박리 영역이 증가되었지만, 받음각증가에 따른 앞전에서의 강한 저압부 값은 지속적으로 증가하였다. 이러한 현상은 본 풍동시험이 수행된 받음각 40°까지 지속적으로 관찰되었다. 흐름의 천이는 받음각 0°에서 시위의 43% ~ 48% 사이에 발생되어 21% 에어포일에 비해 상대적으로 넓은 천이영역을 보였으며 받음각이 증가되면서 앞전 방향으로 이동되었고 받음각 10°에서는 시위의 27% 지점까지 이동되었다.

21% 두께비 에어포일의 실속 부근인 받음각 10°와 30°에서의 시험을 받음각을 증가시키는 방향으로 수행된 경우와 받음각을 감소시키면서 시험을 수행한 경우의 두 경우에 대한 압력계수 분포를 Fig. 5에 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 실속 영역에서는 두 경우가 동일한 압력분포를 보여 이력 현상(hysteresis)이 발생되지 않지만, 받음각 30°에서는 받음각을 증가시키거나 감소시키면서 시험시 동일한 받음각임에도 불구하고 압력계수 분포가 다르게 나타나는 딥 스톨(deep-stall)이 발생됨을 볼 수 있었다. 이러한 딥 스톨은 앞전의 강한 저압부가 급격히 붕괴되어

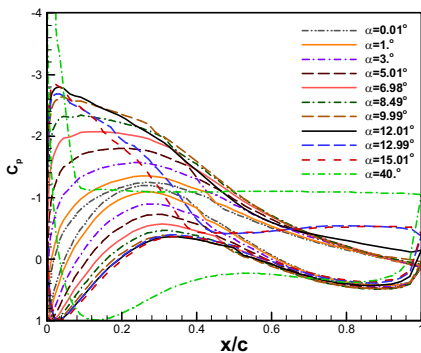


Fig. 4. Pressure coefficient distribution on the 30% thickness ratio airfoil [clean configuration, $V=50$ m/s, $Re=2.2 \times 10^6$]

양력이 급격히 감소하고 항력이 급격히 증가되는 현상으로 경계층내의 박리와 밀접한 관련이 있다. 이러한 현상은 에어포일 시험시 받음각을 증가시키면서 시험한 경우와 감소시키면서 시험 경우 실속 특성이 달라져 이력 현상이 발생되며 에어포일의 두께비 등과 레이놀즈 수 등과 밀접한 관계가 있다고 알려져 있다[15]. 풍동시험이 수행된 레이놀즈 수 2.2×10^6 조건에서 21% 두께비 에어포일의 경우는 24° ~ 34°에서 딥 스톨 현상이 관찰되었으며, 30% 두께비 에어포일의 경우 받음각 40°까지 이러한 현상은 발견되지 않았다. 그러나 지그재그 테이프를 부착한 표면거칠기 형상의 경우 30% 두께비 에어포일의 경우를 나타낸 Fig. 6에서 보는 바와 같이 이러한 이력 현상도 천이 현상도 발견되지 않았다. 이는 테이프를

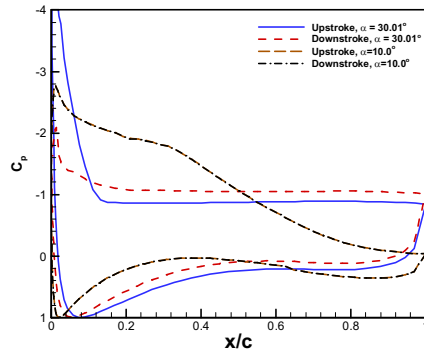


Fig. 5. Pressure coefficient distribution at the deep-stall and stall regions on the 21% thickness ratio airfoil [clean configuration, $V=50$ m/s, $Re=2.2 \times 10^6$]

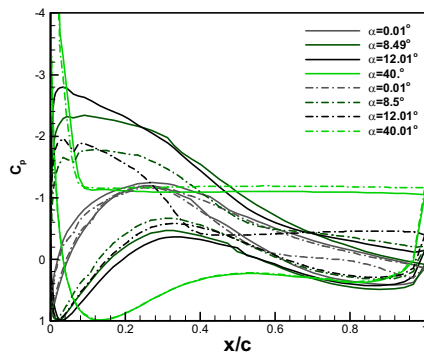


Fig. 6. Comparison of pressure coefficient between clean and tripped configurations [30% thickness ratio airfoil, $V=50$ m/s, $Re=2.2 \times 10^6$, solid line; clean configuration, dashed-dot line : tripped configuration]

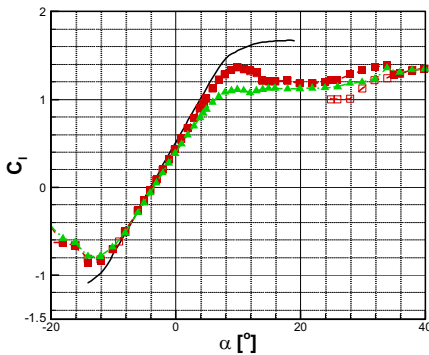
부착한 위치에서 흐름의 천이 위치가 고정되므로 에어포일의 거동에 따른 영향을 받지 않는 것으로 판단된다. 또한, 표면거칠기 형상의 경우 받음각 증가에 따른 강한 저압부의 증가가 상대적으로 적어짐을 볼 수 있었다. 이러한 현상이 발생하는 이유는 지그재그 테이프가 설치된 지점에서 경계층이 천이되면서 경계층이 상대적으로 두꺼워지고, 이러한 현상이 앞전까지 영향을 주게 되어 강한 저압부 값의 변화가 유발된 것으로 판단된다.

3.2 에어포일의 성능 및 표면거칠기 효과

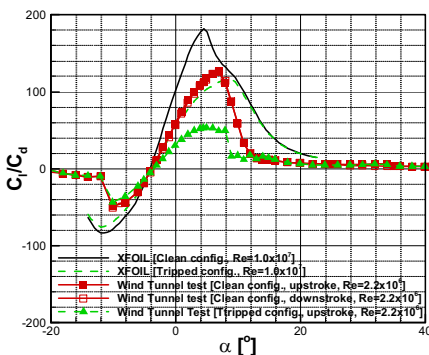
본 시험에 사용된 21% 두께비 에어포일의 양력계수와 양항비를 Fig. 7에, 30% 두께비 에어포일에 대한 해석 및 풍동시험 결과를 Fig. 8에 나타내었다. 풍동시험은 레이놀즈 수 2.2×10^6 에서 수행되었다. 그림에서 보는 바와 같이 풍동시험을 통해 수행된 매끈한 21% 두께비 기본형상 에어포일의 최대 양력계수는 받음각 10° 에서 1.364를 표면거칠기 효과가 모사된 형상의 경우 최대

양력계수는 1.116로 약 18% 감소됨을 볼 수 있었다. 또한, 받음각 $24^\circ \sim 34^\circ$ 에서 받음각을 증가시키면서 시험을 수행한 경우와 감소시키면서 시험을 수행한 경우 딥 스톨 현상이 발생되어 양력 및 항력의 급격한 변화가 각각 나타남을 볼 수 있었다. 표면거칠기 효과에 의한 최대 양항비는 기본형상의 경우 받음각 7° 부근에서 126.3, 표면거칠기 효과가 발생하는 형상의 경우 5° 부근에서 53.5로 양항비가 약 58%정도 감소함을 확인할 수 있었다. 30% 두께비 에어포일의 표면거칠기 효과에 따른 양력계수 변화는 Fig. 8에서 보는 바와 같이 매끈한 기본형상의 경우 최대양력계수가 약 11° 에서 1.403을 모사된 표면거칠기 효과에 의해 최대양력계수가 발생하는 위치는 9° 부근으로 낮아지며 최대 양력계수도 0.835로 약 41% 감소됨을 확인하였다. 최대 양항비는 기본형상의 경우 받음각 8° 에서 96.0을 모사된 표면거칠기 효과 형상의 경우 받음각 5° 에서 34.0으로 65%가 감소됨을 볼 수 있었다.

설계 조건인 레이놀즈 수 1.0×10^7 에서의 예

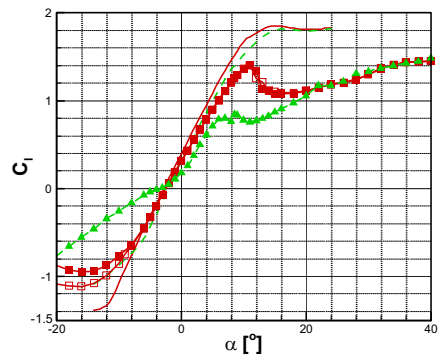


(a) Lift coefficient vs. angle of attack

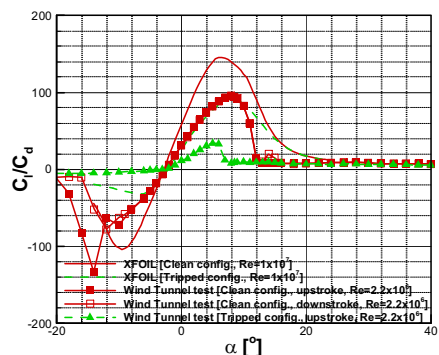


(b) Lift-to-drag ratio vs. angle of attack

Fig. 7. Surface roughness effect of the 21% thickness ratio airfoil



(a) Lift coefficient vs. angle of attack



(b) Lift-to-drag ratio vs. angle of attack

Fig. 8. Surface roughness effect of the 30% thickness ratio airfoil

어포일 성능 해석을 위해 사용된 프로그램은 XFOIL V. 6.99[4]이다. 해석에 사용된 패널 수는 200개이며 앞전과 뒷전의 격자를 조밀하게 하여 정밀도를 높이고자 하였다. XFOIL의 경우 천이점 위치는 e^N 법칙을 사용하는데 본 연구에서는 일반적인 풍동시험 결과에 적합하다고 알려진 $N=9$ 를 사용하여 천이점을 예측하였다. 에어포일의 표면거칠기 모사를 위해 풍동시험과 동일하게 윗면은 시위의 5%, 아랫면은 시위의 10%를 강제 천이점으로 부여하여 성능의 변화를 계산하였다.

매끈한 형상에 대해 설계 조건인 레이놀즈 수 1.0×10^7 조건에서 수행된 XFOIL 해석 결과, 21% 에어포일의 경우 최대 양항비 조건인 받음각 4.5° 에서의 양력계수는 1.1059, 최대 양항비는 182.2이다. 그러나 레이놀즈 수 2.2×10^6 조건에서 수행된 풍동시험 결과는 받음각 4.5° 에서 양력계수는 0.9636, 양항비 113.1으로 XFOIL 해석 결과와 양력계수는 약 13%, 양항비는 약 38% 차이가 발생하였다. 또한, 풍동시험의 경우 최대 양항비가 발생된 받음각도 7° 부근으로 XFOIL 해석과 다른 결과와 차이를 보임을 알 수 있었다. 30% 에어포일의 경우 최대 양항비 조건인 받음각 6° 에서의 양력계수는 1.2164, 최대양항비는 145.9이다. 동일한 받음각 조건에서의 풍동시험 결과는 양력계수 1.007, 양항비는 88.3으로 XFOIL 해석결과와 약 17%와 약 39%의 차이를 보이며, 최대 양항비 조건도 8° 로 다르게 나타남을 볼 수 있었다. Table 1에 풍동시험과 XFOIL 해석을 통해 획득된 최대 양항비를 나타내었다.

표면거칠기 형상에 대한 풍동시험 결과 그림에서 보는 바와 같이 최대 양력계수 및 양항비 변화 뿐 아니라 그 기울기의 변화도 상당한 차이를 보임을 알 수 있었다. 그러나 XFOIL의 해석 결과는 양력계수의 변화는 매우 미미한 차이만을 보이는 반면 양항비에 대한 변화는 풍동시험과 유사한 경향을 보임을 알 수 있었다. 두 해석 기법간의 차이를 보이는 이유는 풍동시험의 경우 설계 조건보다 상대적으로 낮은 레이놀즈 수에서 시험이 수행되어 최대 양력계수 및 양항비가 실제보다는 작게 나타난 것으로 판단된다. 일반적으로 레이놀즈 수 변화에 따라 최대 양력계수 및 양항비뿐 아니라 이러한 공력계수가 발생하는 받음각 조건도 변화한다고 알려져 있다. 또한, 낮은 두께비 에어포일의 경우 레이놀즈 수 약 $10^5 \sim 10^7$ 사이에서 천이점의 변화 및 경계층 두께 등의 변화 등이 양력 및 항력계수에 커다란 영향을 준다고 알려져 있어[16, 17], 높은 두께비 에어포

Table 1. The maximum lift-to-drag of the airfoils

Airfoil		Wind Tunnel ($Re=2.2 \times 10^6$)		XFOIL ($Re=1.0 \times 10^7$)	
t/c	Config.	$\alpha [^\circ]$	$(C_l/C_d)_{max}$	$\alpha [^\circ]$	$(C_l/C_d)_{max}$
21%	Clean	7.0	126.3	4.5	182.2
	Tripped	5.0	53.5	9.0	116.3
30%	Clean	8.0	96.0	6.0	145.9
	Tripped	5.0	34.0	8.0	91.9

일을 사용하는 대용량 풍력터빈용 에어포일의 정확한 해석을 위해서는 이 영향에 대한 연구가 추가적으로 필요할 것으로 판단된다. XFOIL의 경우는 매끈한 형상의 경우 본 연구결과 뿐 아니라 타 연구 결과[12, 18]에서도 과 예측 되는 경향을 보임 알 수 있다. XFOIL의 실속 이후의 흐름 모사 제약을 보완한 RFOIL 프로그램이 제시되었지만 주로 실속 이후 영역 흐름에 대한 보정을 수행한 것으로 알려져 있다[5]. 본 연구에서 상대적으로 낮은 레이놀즈 수 조건에서 수행된 풍동시험과의 결과 비교 이지만 XFOIL을 통한 보다 정확한 성능해석을 위해서는 표면거칠기 모사에 따른 양력계수 및 부분적인 실속에 대한 보완 연구가 필요할 것으로 판단된다.

IV. 결론

본 연구에서는 MW 급 대용량 풍력터빈 블레이드용 에어포일의 설계 단계에서 성능 검증을 위해 풍동시험과 XFOIL을 사용한 성능 검증 기법에 대한 비교 연구를 수행하였다. 이를 위해 5 ~ 10 MW 해상풍력터빈용으로 설계된 21%와 30% 두께비의 에어포일에 대하여 풍동시험을 수행하였다. 풍동시험 모형의 시위는 0.7 m이며 속도 50 m/s, 시위 기준 레이놀즈 수는 2.2×10^6 에서 시험이 수행되었다. 표면거칠기 효과는 지그재그 테이프를 사용하여 모사하였다. 설계조건인 레이놀즈 수 1.0×10^7 에서의 성능해석을 위해 XFOIL을 사용하여 매끈한 형상 및 표면거칠기 효과에 의한 성능변화를 해석하였다.

풍동시험을 통해 받음각 변화에 따른 에어포일 표면에서의 압력분포 변화와 기본적인 공력 성능 및 표면거칠기 효과에 의한 성능 변화를 확인 할 수 있었다. XFOIL은 설계조건에서 양항비와 표면거칠기 효과에 의한 양항비 변화 등을 확인 할 수 있었다. 매끈한 형상에 대하여 두 기법간의

비교결과 21% 두께비 에어포일의 경우는 최대 양력계수 약 13%, 최대 양항비는 38%의 차이를 보임을 확인하였으며, 30% 두께비 에어포일의 경우는 최대 양력계수 17%와 최대 양항비 39%의 차이를 보임을 확인하였다. 두 기법 간의 차이 발생은 풍동시험의 경우 레이놀즈 수 차이에 의한 영향이 크며, XFOIL의 경우는 두꺼운 형상에 성능 해석 및 표면거칠기 모사에 제한된 결과를 보임을 알 수 있었다. 따라서 대용량 풍력터빈용 에어포일의 설계 단계에서 보다 정확한 성능 예측을 위해서는 레이놀즈 수 변화에 대한 연구가 XFOIL의 경우는 표면거칠기 모사에 대한 보완 연구가 추후 필요할 것으로 판단된다.

References

- 1) Ryu, K.-W. and Kang, S.-H., "Airfoil Design and Aerodynamic Characteristics for MW-Class Wind Turbine Blade," Yanbian University of Science & Technology International Symposium, June 2012.
- 2) Kim, J., Kang, S.-H., and Ryu, K.-W., "Comparison of Aerodynamic Loads for Horizontal Axis Wind Turbine (II): with and without Vertical Wind Shear Effect," J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 44, No. 5, 2016, pp. 399-406.
- 3) Ceyhan, Ö., "Towards 20MW Wind Turbine: High Reynolds Number Effects on Rotor Design," AIAA 2012-1157, 2012.
- 4) Drela, M., "XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils," Conference on Low Reynolds Number Airfoil Aerodynamics, University of Notre Dame, June 1989.
- 5) R.P.J.O.M van Rooij, "Modification of the Bboundary Layer Calculation in RFOIL for Improved Airfoil Stall Prediction," Delft University of Tehcnology, Report IW-96087R, 1996.
- 6) Eppler Airfoil Design and Analysis Code, <http://www.airfoils.com/eppler.htm>
- 7) Barlow, J. B., Rae, W. H., Pope, A., Low-Speed Wind Tunnel Testing, Wiley-Interscience, 3rd Edition, 1999.
- 8) Timmer, W.A., and van Rooij R.P.J.O.M., "Summary of the Delft University Wind Turbine Dedicated Airfoils," AIAA-2003-0352, 2003.
- 9) Llorente1, E., Gorostidi1, A., Jacobs, M., Timmer, W. A., Munduate, X, and Pires, O., "Wind Tunnel Tests of Wind Turbine Airfoils at High Reynolds Numbers," J. of Physics, Conference Series 524, 2014.
- 10) KAFA Subsonic Wind Tunnel, http://www.afa.ac.kr/index_frame_kk.html.
- 11) Chan, Y. Y. et al., "Boundary Layer Simulation and Control in Wind Tunnels," AGARD-AR-204, 1988.
- 12) Timmer, W. A. and Schaffarczyk, "The Effect of Roughness at High Reynolds Numbers on the Performance of Aerofoil DU 97-W-300Mod," Wind Energy, Vol. 7, 2004.
- 13) Schlichting, H., *Boundary Layer Theory*, McGraw Hill Book Company, 1979.
- 14) Kang, S.-H., Shin, E. S., Ryu, K.-W., and Lee, J.-S, "Separation Blockage-Correction Method for the Airfoil of a Wind Turbine Blade," JMST, Vol. 27, No. 5, 2013, pp. 1321~1327.
- 15) Timmer, W. A. and Rooij, R. P. J. O. M.; Some Aspects of High Angle-of-Attack Flow on Airfoil for Wind Turbine Application; Helm, P & Zervos, A (Ed.). In the Proceedings of the European wind energy conference" Wind Energy for the New Millennium", Copenhagen, Denmark, 2-6 July (2001).
- 16) Yamauchi, G.K. and Johnson, W., "Trends of Reynolds Number Effects on Two-Dimensional Airfoil Characteristics for Helicopter Rotor Analyses," NASA-TM-84363, 1983.
- 17) Kim, J., Kang, S.-H., and Ryu, K.-W, "Comparison of Aerodynamic Loads for Horizontal Axis Wind Turbine (I): with and without Turbulent Inflow," J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 44, No. 5, 2016, pp. 391-398.
- 18) AeroFoil, <http://www.aerofoilengineering.com/Validation.php>.