

<학술논문>

DOI:10.3795/KSME-B.2008.32.7.549

CFD에 의한 2D 에어포일 공력특성 및 3D 풍력터빈 성능예측

김범석[†] · 김만응* · 이영호**

(2008년 3월 4일 접수, 2008 4월 30일 수정, 2008년 5월 19일 심사완료)

Predicting the Aerodynamic Characteristics of 2D Airfoil and the Performance of 3D Wind Turbine using a CFD Code

Bum-suk Kim, Mann-eung Kim and Young-ho Lee

Key Words: Wind Turbine(풍력터빈), CFD(전산유체역학), Transitional Turbulence Model(천이난류모델), Power Prediction(성능예측), PhaseIV Wind Turbine(PhaseIV 풍력터빈)

Abstract

Despite of the laminar-turbulent transition region co-exist with fully turbulence region around the leading edge of an airfoil, still lots of researchers apply to fully turbulence models to predict aerodynamic characteristics. It is well known that fully turbulent model such as standard k-model couldn't predict the complex stall and the separation behavior on an airfoil accurately, it usually leads to over prediction of the aerodynamic characteristics such as lift and drag forces. So, we apply correlation based transition model to predict aerodynamic performance of the NREL (National Renewable Energy Laboratory) Phase IV wind turbine. And also, compare the computed results from transition model with experimental measurement and fully turbulence results. Results are presented for a range of wind speed, for a NREL Phase IV wind turbine rotor. Low speed shaft torque, power, root bending moment, aerodynamic coefficients of 2D airfoil and several flow field figures results included in this study. As a result, the low speed shaft torque predicted by transitional turbulence model is very good agree with the experimental measurement in whole operating conditions but fully turbulent model(k- ε) over predict the shaft torque after 7m/s. Root bending moment is also good agreement between the prediction and experiments for most of the operating conditions, especially with the transition model.

1. 서 론

공기역학적 최적 설계를 요구하는 대부분의 풍력발전용 블레이드는 효율증대 및 성능향상을 위해 1차적으로 유동장의 특성을 명확하게 이해 할 필요가 있다. 최적설계인자의 도출을 위해서는 신뢰성 있는 실험을 통한 방대한 유동특성 및 성능특성 결과의 확보가 요구되나, 많은 비용과 시간이 소요되는 문제로 인해 현실적으로 쉽게

접근 할 수 없다. 따라서, 보다 효율적인 블레이드의 유동 및 성능특성 파악을 위해, wake code, aero-elastic code, performance code, CFD code 등을 이용한 다양한 수치해석적 연구가 시도되고 있다. CFD를 통한 에어포일 공력특성 해석결과의 신뢰성 측면에서, 대부분의 범용 CFD 코드에서 채택하고 있는 standard k-ε 난류모델은 에어포일의 받음각(angle of attack)이 실속각(stall angle) 이상으로 유지되는 경우 박리지점의 부정확한 예측 및 실속지연 등의 문제가 발생함에 따라 과도한 양력 값을 예측한다고 잘 알려져 있다. 이는 점성저층(viscosity sub-layer) 영역에서의 경계층(boundary layer) 박리예측에 실패한데 기인

[†] 책임저자, 회원, 한국전급 에너지·산업기술센터
E-mail : bskim@krs.co.kr

TEL : (042)869-9384 FAX : (042)862-6031

* 한국전급 에너지·산업기술센터

** 한국해양대학교 기계·정보공학부

하며, 점성저층영역의 벽면전단응력(wall shear stress) 예측정도를 향상시키고자 하는 목적으로 Wilcox 모델, Wilcox 모델과 $k-\varepsilon$ 모델의 장점만을 취해 개발된 BSL(baseline model) 모델, 난류전단응력(turbulent shear stress) 수송항을 계산하는 SST (shear stress transfer) 모델 등이 개발되어 적용되고 있다. 특히 SST 모델⁽¹⁾의 경우 역 압력구배에 의해 발생하는 와류의 크기와 박리 점을 비교적 정확하게 예측한다고 평가 받고 있다. 에어포일 유동장의 경우 층류, 천이, 난류영역이 흡입면(suction side)에 공존하며, 받음각이 증가함에 따라 천이 지점이 전연(leading edge)부로 이동하는 특징을 보인다. 그러나, 이러한 난류모델을 적용한 해석결과는 유동장을 완전난류(fully turbulent)라고 가정하는데 문제가 있다. 일반적으로 층류 경계층에서의 유동박리는 난류경계층에서의 유동박리보다 빠르게 진행되는 특징이 있으며, 이러한 현상은 천이현상을 고려하지 않는 완전난류모델에 의한 해석결과가 실제 실험결과와 차이를 발생케 하는 중요한 원인이 되며, 특히 에어포일의 집합체로 구성되는 풍력터빈 블레이드 출력성능 예측에 큰 영향을 미칠 수 있다.

본 연구에서는 1차적으로 이러한 난류모델에 대한 공력특성 예측정도 평가를 목적으로 2D 에어포일에 대한 CFD 해석을 수행하였으며, Menter 등에 의해 개발되어 ANSYS-CFX 코드에 탑재된 천이모델, SST, RNG $k-\varepsilon$, standard $k-\varepsilon$ 모델을 각각 적용하였다.

2D 에어포일 공력특성 해석 결과는 Delft University of Technology의 아음속 풍동에서 수행된 실험결과와 비교분석 되었으며, 이 결과를 바탕으로 3D 풍력터빈 해석에 적합한 난류모델을 선정하였다. 3D 풍력터빈 출력특성 해석을 위해 적용된 난류모델은 천이모델, SST, standard $k-\varepsilon$ 모델이며, 해석결과는 NREL이 NASA Ames Wind tunnel에서 수행한 실험결과와 비교 분석되었다.

2. NREL Phase IV 풍력터빈

NREL(National Renewable Energy Laboratory)은 2000년 5월에 NASA Ames Research Center의 wind tunnel(24.4m×36.6m)에서 연구용 풍력터빈인 PhaseIV에 대한 실험을 성공적으로 완료하였다.⁽²⁾

Table 1 Phase IV wind turbine

Number of blade	2
Rotor diameter	10.058m
Hub height	12.192m
Rotational speed	71.63rpm
Cut-in wind speed	6m/s
Power regulation	stall
Rated power	19.8kW
Rotational direction	CCW
Global pitch angle	4.775°



Fig. 1 Configuration of the NREL PhaseIV blade

그 후 즉시, NREL은 세계 각국에서 개발되고 있는 다양한 해석코드들의 해석능력 검증을 위한 목적으로 “blind comparison”을 진행하였으며, 이 비교검증 테스트를 위해 NASA Ames Research Center에서 수행된 실험결과와 블레이드 형상 정보 등을 웹상에 공개한바 있다. 본 연구에서는 공개된 블레이드 형상 정보를 바탕으로 정확한 형상구현이 가능하고, 비교적 쉽게 신뢰성 있는 실험결과의 확보가 가능한 Phase IV 풍력터빈 블레이드를 CFD 해석 대상으로 선정 하였다.

Phase IV 풍력터빈은 20kW의 정격출력을 발생시키며 실속제어형 이다. 블레이드 직경은 10.058 m 이며, 회전속도는 71.63rpm이고 2매의 블레이드가 장착된다. 자세한 풍력터빈 제원을 table 1에 나타내었다. Phase IV 풍력터빈 블레이드는 S809 에어포일로 구성된다. S809 에어포일은 21%의 두께를 가지며 실속 제어형 풍력터빈의 출력성능 향상을 위해 전연부의 표면 거칠기에 비교적 덜 민감하도록 설계되었다.⁽³⁾

Fig. 1에 Phase IV 풍력터빈 블레이드 3D 형상을 나타내었다.

3. 수치해석

본 연구는 S809 에어포일의 2D 공력특성 해석 부분과 Phase IV 풍력터빈 3D 출력특성 해석부분으로 구분된다. 난류모델에 따른 S809 에어포일

공력특성 해석 정확도 검토를 위해 천이모델 (correlation based transition model), SST, RNG $k-\epsilon$, standard $k-\epsilon$ 모델을 각각 적용하였다. CFD 해석 결과와의 비교를 위해 Delft University of Technology의 아음속 풍동에서 수행된 결과를 사용하였다.⁽⁴⁾

에어포일의 받음각 변화는 0° , 1.02° , 5.22° , 9.22° , 14.24° , 20.15° 이며, $Re=2 \times 10^6$ 이다.

Phase IV 풍력터빈 해석의 경우 천이모델, $k-\omega$ SST 모델, standard $k-\epsilon$ 모델을 각각 선정하여 결과비교를 수행하였다. 입구풍속은 7m/s, 10m/s, 13m/s, 15m/s, 20m/s, 25m/s로 설정하였으며 CFD 해석 결과는 NREL에 의해 NASA Ames wind tunnel에서 수행된 결과와 비교되었다.

2D 에어포일 해석과 3D phase IV 풍력터빈 해석은 CFX code를 통해 수행되었으며, 2nd order high resolution scheme을 사용하였다. 수렴판정을 위해 RMS residual을 10^{-5} 로 설정하였으며, S809 에어포일 해석의 경우 양력과 항력을 모니터링 하면서 값의 변화가 없는 지점까지 충분한 계산을 수행하였다. Phase IV 풍력터빈 해석의 경우, 수렴판정을 위해 토크 값을 모니터링 하였다. 입구 풍속이 증가 할수록 주기적인 유동박리 및 와 방출(vortex shedding) 현상 등에 의한 영향으로 정상상태 해석임에도 불구하고 토크 값은 주기적으로 변동하는 특성을 보인다. 따라서, 이러한 경우 수렴판정을 위해 주기적인 변동이 발생하는 지점부터 500 스텝을 평균한 값을 사용하였다.⁽⁵⁾

천이모델의 적용을 통한 정밀한 층류 및 천이 경계층 해석을 위해서는 벽면근방의 격자 공간해상도가 $y^+ < 1$ 의 조건을 만족 해야만 신뢰성 있는 해석 결과의 확보가 가능하다.⁽⁶⁾ 그러나, $k-\epsilon$ 모델의 경우 일반적으로 $y^+ > 30$ 의 조건을 만족 할 필요가 있다.⁽⁷⁾ 따라서, 본 연구에서는 계산격자 생성단계에서 적용 난류모델의 특징을 가장 잘 반영할 수 있는 벽면근방 격자 밀집도를 고려하였으며, 천이모델의 경우 $y^+ < 1$, $k-\epsilon$ 모델의 경우 $y^+ > 30$ 의 조건을 만족하도록 하였다. 계산격자는 격자전용 생성도구인 ICEM-CFD를 사용하였으며, 2D 에어포일의 경우 153,600 노드, PhaseIV 해석의 경우 7,500,000 노드의 완전한 O type HEXA 격자계로 구성하였다.

S809 해석의 경우 에어포일 중심부로부터 입구 경계 및 상·하 경계면까지 chord 길이의 7배의 거

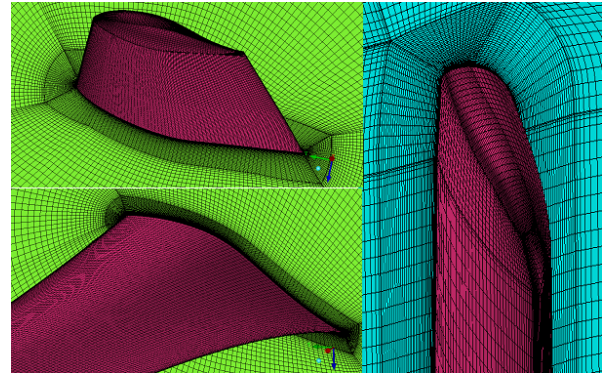


Fig. 2 Configuration of the NREL PhaseIV blade

리를 두도록 설정하였고 출구경계면까지 10배의 거리를 확보하였다. 3D 풍력터빈의 경우 블레이드 출력변화 예측만을 목적으로 하므로, 로터 블레이드로부터 입구까지의 거리는 로터 직경의 2배, 후류방향으로 3배, 반경방향으로 2배의 공간 해상도를 확보하였다. 벽면은 점착조건으로 처리하였고, 입구 유입조건으로 균일유입 속도 조건을 부여하였다. 입구 측 유입 풍속은 S809 해석의 경우 $Re=2 \times 10^6$ 조건을 만족하도록 설정하였으며, phaseIV 풍력터빈 해석의 경우 7m/s ~ 25.06m/s 까지 모두 6 case의 풍속조건을 정의하였다. 입구 측 유입 난류강도(turbulence intensity)는 0.2%로 설정하였다.

Fig. 2에 계산격자 형태를 나타내었다.

4. 결과 및 고찰

풍력터빈의 최적설계 및 BEMT(Blade Element Momentum Theory)에 의한 정확한 성능해석을 위해서는 블레이드를 구성하는 에어포일의 정확한 공력특성을 우선적으로 확보하는 것이 필수적이다. 부 정확한 에어포일 공력특성 데이터는 풍력터빈 출력특성 예측의 주된 실패원인이 되고, 결국 대규모 풍력발전 단지 경제성 평가 과정에서 심각한 오류를 발생시킬 수 있다. 따라서, 본 연구에서는 2D 에어포일 해석을 수행하면서 난류모델의 특성에 따라 가변적일 수 있는 공력특성 변화를 파악 하였고, 가장 정확한 예측결과를 얻을 수 있는 난류모델을 선정하여 3D 풍력터빈 해석에 적용하였다.

Fig. 3에서 Fig. 7까지 $AOA=0^\circ$, 1.02° , 9.22° , 14.24° , 20.15° 의 압력계수 분포결과를 나타내었

다. Fig. 3, Fig. 4, Fig. 5의 실험데이터를 보면 흡입면 및 압력면에서 $x/\text{chord}=0.5$ 위치를 기준으로 층류박리가 발생하고 있음을 알 수 있으며, 그 후 난류 재부착(turbulent reattachment)이 발생함에 따라 압력이 급격히 상승하고 있다. 이러한 현상은 실험데이터를 통해 명확히 확인할 수 있는 반면, 천이모델을 제외한 난류모델의 경우 층류박리현상 예측에 실패하고 있다. 천이모델의 경우 층류박리 및 재부착 지점을 비교적 정확하게 예측하고 있다. 이러한 박리지점 및 재부착 지점에 대한 예측실패는 결국 양력계수 및 항력계수 값의 예측에 큰 영향을 미치게 된다.

Fig. 6의 실험데이터의 경우 $x/\text{chord}=0.5$ 이후부터 흡입면에서 박리가 시작되고 있으며, Fig. 7의 실험데이터 경우 흡입면은 받음각이 증가함에 따라 전체영역에 걸쳐 완전한 실속상태에 들어서게 되는데 CFD 해석결과 중 천이모델과 SST 모델을 제외한 난류모델의 결과는 실험값과 다소 큰 차이를 보인다. 일반적으로 에어포일의 경우 받음각이 증가함에 따라 흡입면에서 복잡한 구조의 3D 와류붕괴 현상이 발생하며, 이러한 현상은 에어포일의 공력특성 변화에 큰 영향을 미치므로 2D 에어포일 CFD 해석을 통한 실속 후 영역에서의 공력특성 예측결과는 실험결과와 다소 차이가 발생하는 문제가 있다.

Fig. 8에 실험과 CFD 해석결과의 양력계수 비교결과를 나타내었다. 실속이 발생하기 이전의 영역인 9.22° 지점까지, 천이모델 해석결과는 실험결과와 상당히 잘 일치 하고 있으며, 14.24° 이후 영역에 대해서는 복잡한 3차원 실속이 발생함에 따라 실험결과와 CFD 해석 결과는 다소 차이를 나타내고 있다.

Fig. 9에 항력계수 비교결과를 나타내었다. Fig. 8의 결과와 마찬가지로 실속이전 영역에 대해서는 천이모델이 실험결과와 정확히 일치하고 있으나, 실속 후 영역부터 실험결과 값과 차이를 보인다. 대체로 천이모델에 의해 예측된 결과 값은 다른 난류모델에 의해 예측된 결과에 비해 실험결과와 잘 일치하는 특징을 보이며, 특히 실속이전 영역에 대해서는 실험결과와 매우 정확히 일치하는 특징을 보인다.

Fig. 10에 피치 모멘트 계수 비교결과를 나타내었으며, 천이 모델의 경우 완전한 실속이 발생하는 20.15° 를 제외하고 실험결과와 상당히 잘 일치

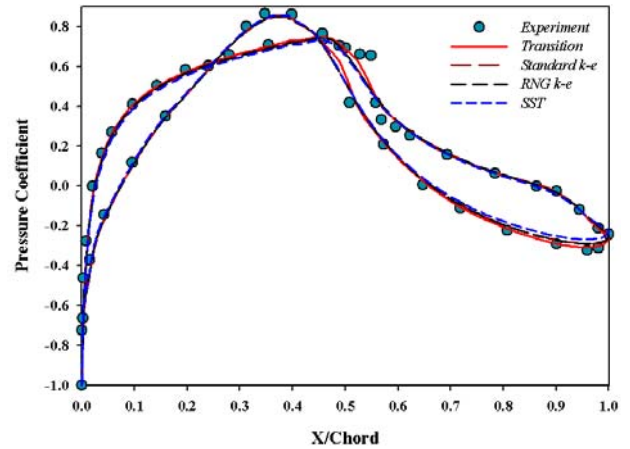


Fig. 3 Pressure distribution for $AOA=0^\circ$

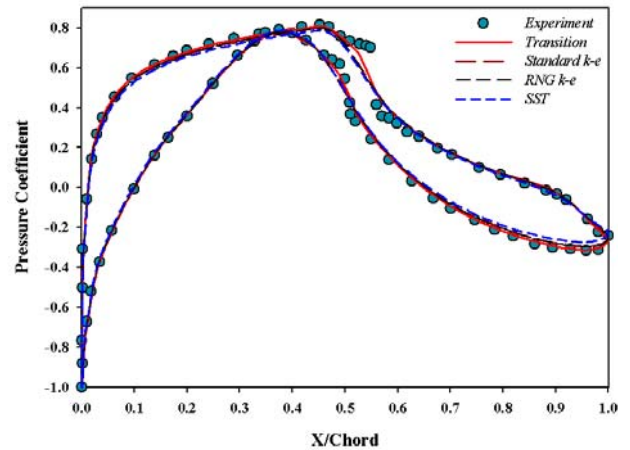


Fig. 4 Pressure distribution for $AOA=1.02^\circ$

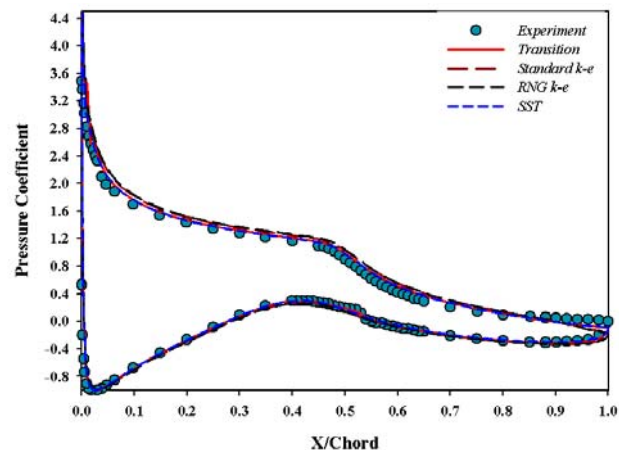


Fig. 5 Pressure distribution for $AOA=9.22^\circ$

하고 있다. CFD 해석 결과는 천이모델, $k-\omega$ SST, RNG $k-\epsilon$, standard $k-\epsilon$ 모델 순으로 실험 결과에 근접한 결과를 얻을 수 있으며, 특히 $k-\epsilon$

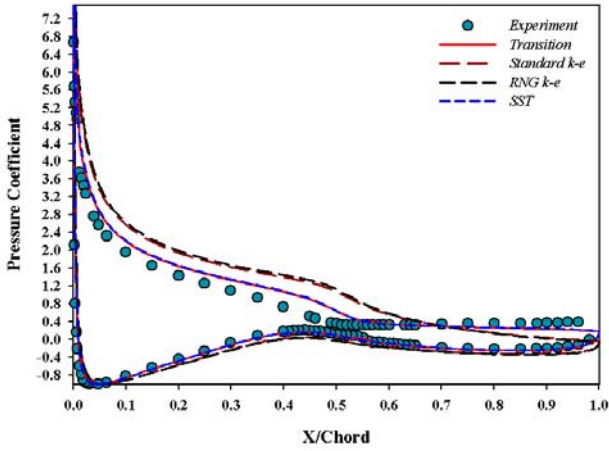


Fig. 6 Pressure distribution for AOA=14.24°

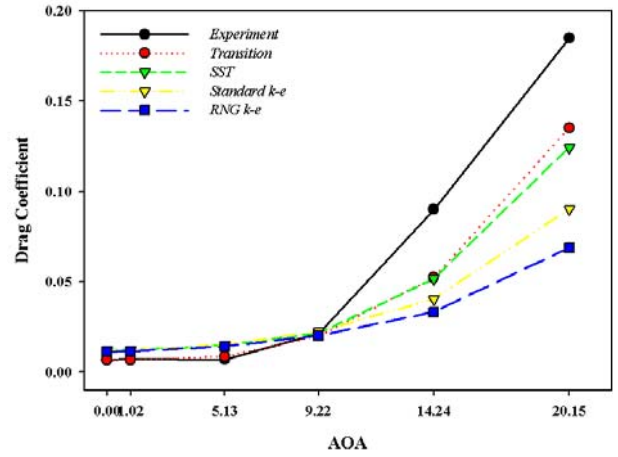


Fig. 9 Comparison of the drag coefficient

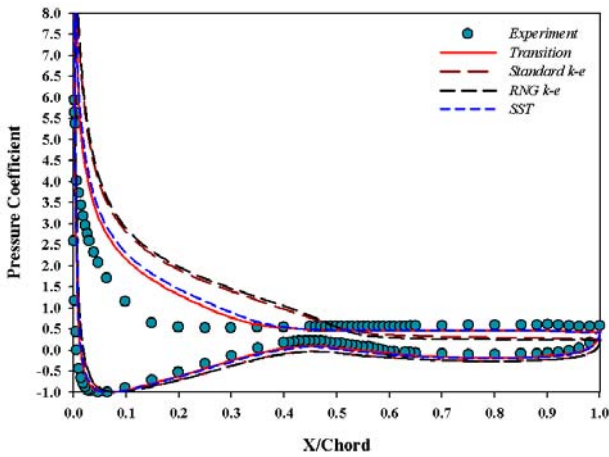


Fig. 7 Pressure distribution for AOA=20.15°

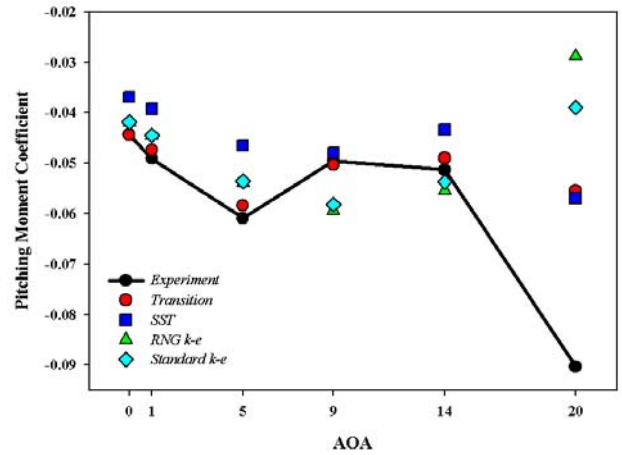


Fig. 10 Comparison of the pitching moment coeff.

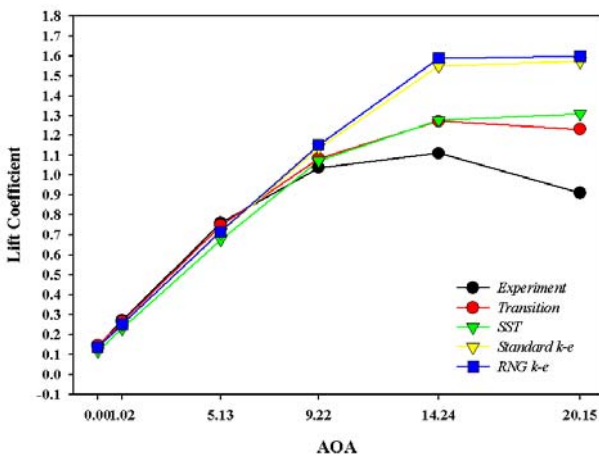


Fig. 8 Comparison of the lift coefficient

계열의 난류모델은 실속 후 영역에서 정확한 박리 지점 및 재부착 지점에 대한 예측이 불가능하며 층류 및 천이 영역에서의 유동박리 현상을 반

영한 정확한 공력특성 예측결과의 확보를 위해서는 천이모델을 적용한 해석이 필수적이다.

Fig. 11은 천이모델을 적용한 해석결과이며, 입구 풍속 변화에 따른 블레이드 흡입 면에서의 난류 간헐도(turbulent intermittency) 결과를 7m/s ~ 20.13m/s의 순으로 나타내었다. 각각의 결과에서 붉은색은 난류영역, 푸른색은 층류영역을 의미하고, 25.06m/s 결과는 완전난류 영역에 해당하는 20.13m/s의 결과와 거의 동일한 형태를 보여 나타내지 않았다.

7m/s 결과의 경우 팁 근방영역과 허브 주변부에 걸쳐 비교적 넓은 층류영역이 존재 하고 있다. 팁 근방에서는 전연으로 부터 x/chord=0.5 위치까지 층류영역이 존재하고 있으나, 입구풍속이 증가함에 따라 블레이드 곡부 스팬 위치에서의 받음각 변화에 따른 영향으로 층류영역은 전연 및 팁 근방으로 점차 축소되고 있다.

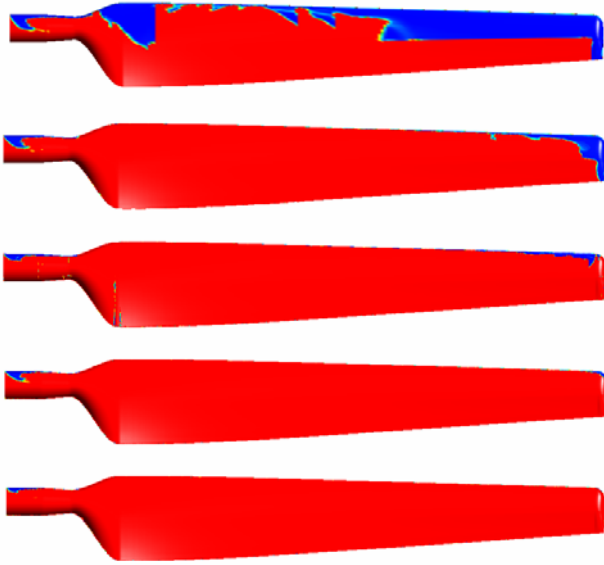


Fig. 11 Suction side intermittency contour, 7m/s, 10.02 m/s, 13.05m/s, 15.1m/s, and 20.13m/s (from top to bottom, transition model)

입구풍속이 15.1m/s에 이르면 팁 부근 전연의 일부 협소한 영역에 한해서만 층류영역이 존재하며, 20.13m/s에 이르러 블레이드 흡입 면은 비로소 완전난류 상태에 놓이게 된다. 로터로 유입되는 풍속이 증가하면, 축 방향 속도와 접선방향속도의 상호작용에 따라 블레이드 국부 스팬위치에서의 받음각이 증가하고, 층류박리 및 역 압력 구배의 영향으로 블레이드 흡입 면에서 복잡한 실속현상이 발생한다. 따라서, 이러한 실속현상에 의한 풍력터빈 출력특성 변화를 정확히 예측하기 위해서는 경계층 내부의 층류박리 지점 및 역 압력 구배의 발생으로 인한 박리지점 및 크기의 정확한 예측이 필요하다.

현재 대다수의 CFD 코드들이 기본으로 채택하고 있는 난류모델인 $k-\varepsilon$ 모델의 경우 실속 후 영역에서의 정확한 공력특성 예측에 한계가 있음은 잘 알려진 사실이며, 이는 결국 경계층을 벽법칙(wall function)으로 처리하여 유동박리 현상을 정확히 반영하지 못하기 때문이다.⁽⁸⁾ 따라서, 천이모델을 사용하지 않은 풍력터빈 블레이드 출력특성 해석결과의 경우 흡입면에 부착류가 형성되는 풍속조건 하에서는 실험결과와 비교적 잘 일치하는 결과 값을 얻을 수 있을지 모르나, 실속이 발생하는 운전범위에서의 정확한 출력 값을 예측하는 것은 불가능하다는 결론을 얻을 수 있

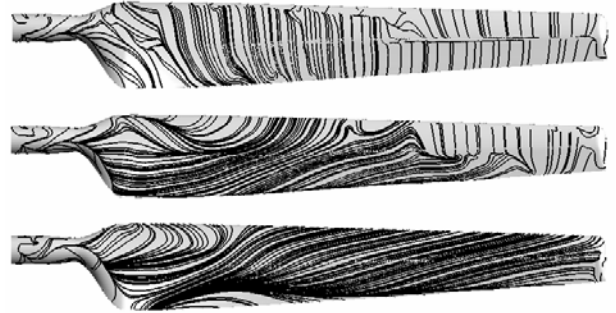


Fig. 12 Suction side surface streamlines, 7m/s, 10.02 m/s, and 20.13m/s (from top to bottom, transition model)

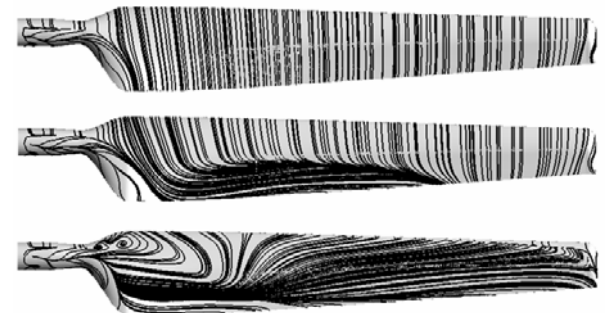


Fig. 13 Suction side surface streamlines, 7m/s, 10.02 m/s, and 20.13m/s (from top to bottom, $k-\varepsilon$ model)

다. 실속현상이 풍력터빈의 전체 혹은 일부 출력 제어 방식으로 활용되고 있는 현실을 고려할 때 정확한 성능해석을 위한 난류모델 선정에 있어 매우 신중 할 필요가 있다.

완전난류모델의 부정확한 공력특성 예측에 관한 문제는 Walter P. Wolfe 등에 의해 수행된 S-809 에어포일 공력특성해석에 관한 연구에 잘 나타나 있다.⁽⁹⁾

Fig. 12, Fig. 13에 걸쳐 블레이드 흡입 면에서의 입구풍속변화(7m/s, 10.02m/s, 20.13m/s)에 따른 표면 유선분포를 대표적으로 나타내었다.

Fig. 12는 천이모델을 적용한 해석결과이며, Fig. 13은 standard $k-\varepsilon$ 모델을 적용한 해석결과이다.

Fig. 12의 7m/s 결과는 허브 근방의 협소한 영역에 걸쳐 제한적으로 나타나는 실속을 제외하고, 블레이드 대부분의 영역에서 부착류가 형성되고 있다. Fig. 13의 결과 또한, Fig. 12의 결과와 마찬가지로 허브 부근 국부영역을 제외하고는 전체 블레이드에 걸쳐 안정된 부착류가 형성되고

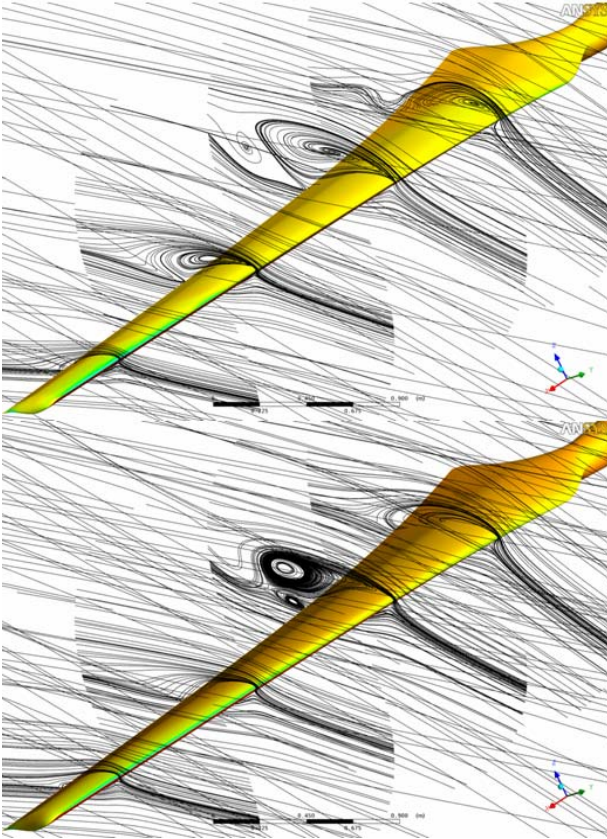


Fig. 14 Sectional streamlines at $r/R=0.35, 0.5, 0.7, 0.9$. transition model(top) and the standard $k-\epsilon$ model(bottom), $V_{inlet}=13.05\text{m/s}$

있음을 알 수 있다.

Fig. 12, 10.02m/s 결과는 7m/s 와는 달리 블레이드 팁으로부터 약 35% 지점까지 부착류가 형성되고 있으나, 그 이후로부터 허브까지 실속영역이 관찰된다. 허브로부터 박리된 유동은 원심 가속력(centrifugal acceleration) 및 압력차(pressure difference)에 의한 영향으로 블레이드 표면을 따라 팁 방향으로 이동하는 특징을 보인다. 그러나, Fig. 13의 10.02 m/s 결과는, 블레이드 전연 근방에서 부착류가 여전히 그대로 유지되고 있으며, 허브 근방 후연 일부영역을 제외하고는 상당히 넓은 범위에 걸쳐 부착류가 형성·유지되고 있다.

동일한 풍속조건에서 두 모델의 예측결과는 서로 다른 특징을 보이며, 부착류가 더 큰 영역에 걸쳐 유지되고 있는 Fig. 13의 결과가 Fig. 12의 결과에 비해 더 큰 출력을 발생시킬 것이라는 예상을 할 수 있다.

Fig. 14에 블레이드 흡입면 국부단면에서의 2D 유선(streamlines)을 나타내었으며, 유입풍속은 13 .

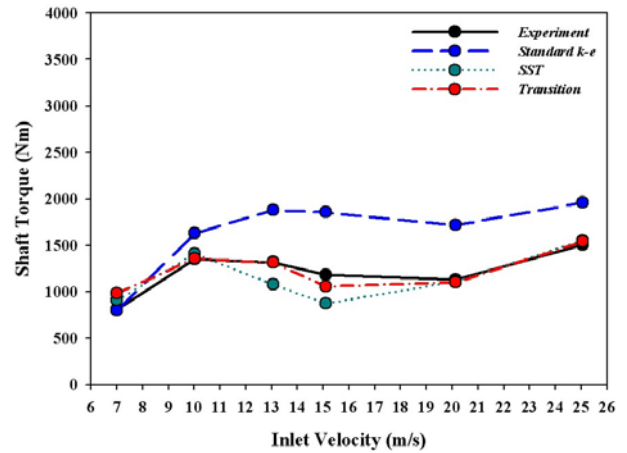


Fig. 15 Comparison of measured and simulated shaft torque

05m/s 이다. 유선을 나타낸 국부위치 r/R 은 각각 $0.35, 0.5, 0.7, 0.9$ 이며, 위로부터 아래로 천이모델과 standard $k-\epsilon$ 모델에 의해 해석된 결과이다.

Fig. 14의 두 결과에서 나타나는 가장 큰 차이점은 $r/R=0.7$ 단면에서 형성되는 유선 형태이다.

천이모델의 결과는 $r/R=0.7$ 단면에서 전연박리에 의한 실속이 크게 발생하고 있으나, standard $k-\epsilon$ 모델의 결과는 블레이드 표면에서 실속이 발생하지 않는다. 이러한 차이가 블레이드 토크 값의 차이를 유발하며, 결국 전체 풍력터빈 출력 특성의 부정확한 예측을 초래하는 중요한 원인이 된다. 대체로 standard $k-\epsilon$ 모델의 결과가 천이모델의 결과에 비해 부착류가 형성되는 구간이 더 큰 것으로 나타나므로, 토크 값을 더 크게 예측할 것이라는 예상을 할 수 있다.

Fig. 15의 결과 중 13.06m/s 결과를 참고하면 천이모델에 의해 예측된 토크 값은 실험 결과와 정확히 일치하는 반면 standard $k-\epsilon$ 모델의 결과는 과도한 값을 예측하고 있으므로, 실제 유동장에 가까운 결과는 천이모델에 의해 예측된 결과이다.

Fig. 15는 NASA Ames wind tunnel에서 수행된 토크 실험결과를 CFD 해석 결과와 비교한 그래프이다. 천이모델에 의해 예측된 토크 값은 실험 결과와 거의 정확히 일치하고 있으며, 특히, 극심한 실속이 블레이드 흡입면 전 영역에 걸쳐 발생하는 입구풍속 10.02 m/s 이상의 운전조건에 대해서도 실험결과와 수치해석결과는 잘 일치한다.

반면, 완전난류모델인 standard $k-\epsilon$ 모델은 실속이전 영역인 7m/s 를 제외하고는 모든 경우에

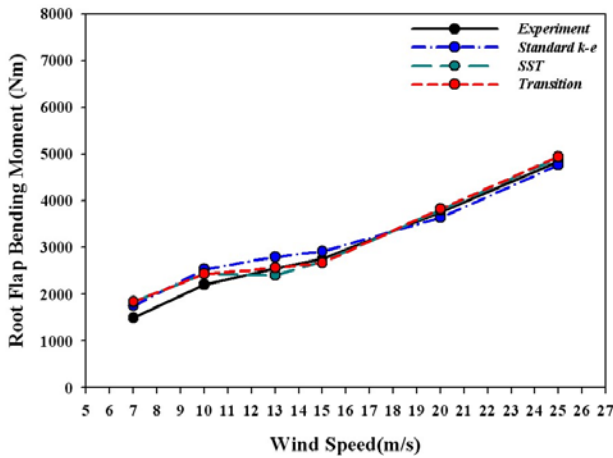


Fig. 16 Comparison of measured and simulated root flap bending moment

대해 블레이드 토크 값을 실험값에 비해 과대평가하는 결과를 보인다. 이는 천이모델의 결과에 비해 동일한 입구풍속 조건에서 블레이드 표면부착류가 넓은 범위에 걸쳐 형성되고 있는 Fig.13, Fig. 14, Fig. 15의 결과에서 잘 나타난 바와 같이 정확한 박리지점 및 발생와류 크기 예측에 실패한 것이 주된 원인이다.

SST 모델은 13.05m/s와 15.06m/s에 대해 다소 낮은 토크 값을 예측하는 결과를 보이나, 대체로 실험결과와 유사한 결과를 예측하고 있다. 대체로 완전난류모델에 비해 천이모델의 예측정도가 크게 높은 것으로 나타났으며, SST 모델은 k-ε 모델의 결과에 비해 실험결과와 비교적 잘 일치하는 결과를 보이나, 천이모델을 통해 더 정확한 결과를 얻을 수 있다.

Fig. 16에 루트부 굽힘 모멘트(root flap bending moment) 비교결과를 나타내었다.

천이모델의 예측결과가 실험값과 가장 잘 일치하며, SST 모델 또한 비교적 잘 일치한다.

standard k-ε 모델의 경우 15.06m/s 이전의 구간에서 실험값에 비해 다소 큰 값을 예측하고 있다.

천이 모델과 SST 모델, standard k-ε 모델의 경우, 유사한 계산격자를 갖는 경우에서 수렴성의 차이는 크지 않았으며, 전체 계산시간 또한 큰 차이를 보이지 않았다. 특히, 천이모델과 SST 모델은 난류모델의 특성을 최대한 반영하기 위해서 모두 $y^+ < 1$ 의 조건을 유지하여야 하므로 천이 모델을 사용하기 위한 계산격자의 수정이 불필요하다.

천이모델을 사용한 경우와 SST 모델을 사용한 경우 동일한 조건에서 1 case 수렴에 필요한 시간은 약 20시간 전·후로 서로 큰 차이를 보이지 않았다.

5. 결론

본 연구에서는 S809 에어포일과 NREL Phase IV 풍력터빈 블레이드에 대한 CFD 해석을 수행하였으며 다음과 같이 요약할 수 있다.

(1) 2D 에어포일과 3D 풍력터빈 블레이드 해석 결과 천이모델이 에어포일 공력특성과, 블레이드 토크 및 루트부 굽힘 모멘트의 예측에 있어 실험결과와 가장 잘 일치 한다.

(2) 대다수의 CFD 코드에서 기본 난류모델로 선택하고 있는 standard k-ε 모델의 경우, 실속지연, 박리지점 및 와류발생 크기에측 실패 등의 원인으로 실속 후 영역에 대한 공력특성 예측에 실패하였으며 블레이드에 작용하는 토크 값을 과도하게 예측하는 결과를 보인다.

(3) 층류 경계층 박리가 전체 시스템의 특성에 큰 영향을 미치는 경우 또는, 실속의 크기 및 박리 지점에 대한 정확한 예측이 필요한 문제에 대해서는 천이모델을 적용하는 것이 물리적으로 타당하며, 풍력터빈 성능해석을 위한 난류모델로써 권장된다.

후 기

본 연구는 산업자원부·에너지관리공단의 지원으로 수행된 “중대형 풍력시스템의 설계 적합성 평가 기반구축” 과제의 일환으로 수행된 결과의 일부이며 관계자 여러분들께 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Menter, F.R. 1994, “Two-equation Eddy-viscosity Turbulence Models for Engineering Applications,” *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598~1605.
- (2) Simms, D., Schreck, S., 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.*
- (3) Sommers, D.M. 1989, "Design and Experimental Results for the S809 Airfoil," Airfoils, Inc., StateCollege.
- (4) Sommers, D.M. 1997, "Design and Experimental Results for the S809 Airfoil," *NREL/SR-440-6918.*
- (5) Sarun Benjanirat, Lakshmi N. Sankar and Guanpeng Xu. 2003, "Evaluation of Turbulence Models for the Prediction of Wind Turbine Aerodynamics," *AIAA-2003-0517.*
- (6) Langtry, P.R.B and Menter, F.R., 2005, "Transitional Modeling for General CFD Applications in Aeronautics," *AIAA Paper 2005-522.*
- (7) Langtry, R.B. Gola, J. and Menter., F.R., 2006, "Predicting 2D Airfoil and 3D Wind Turbine Rotor Performance using a Transition Model for General CFD Codes," *AIAA 2006-0395.*
- (8) Kim, B.S., 2005, "A Study on the Optimum Blade Design and the Aerodynamic Performance Analysis for the Horizontal Axis Wind Turbines," *Doctoral dissertation*, Korea Maritime University.
- (9) Walter P. Wolfe, Stuart S. Ochs. 1997, "CFD Calculation of S809 Aerodynamic Characteristics," *AIAA-97-0973.*