

Article

NACA 0021 익형 유동장의 수치해석적 연구

김상덕*

A Numerical Study on the Flowfield around a NACA 0021 Airfoil at Angles of Attack

Sang-Dug Kim*

ABSTRACT

A primary benefit of flight at high angle-of-attack conditions is to be able to reduce the speed of flight and maneuvers, which can enhance the capability of sensing and obstacle avoidance for a small UAV. The flight at high angle-of-attack conditions, however, is easy to be beyond stall which is characterized by substantial flow separation over an airfoil. Current numerical analysis was conducted on the capabilities of three representative turbulence models to predict the aerodynamic characteristics of a typical airfoil at angle-of-attack conditions. The investigation shows that these turbulence models provide good comparison with experimental data for attached flow at moderate angle-of-attack conditions. Calculation by current turbulence models are, however, not appropriate at high angle-of-attack conditions with flow separation.

KeyWords : Airfoil(익형), Angle-of-attack(받음각), Turbulence flow(난류유동), Separation(박리), Turbulence model(난류모델)

1. 서 론

항공기 성능을 평가하는데 있어 날개(wing) 및 로터(rotor)의 공기역학적 성능(aerodynamic performance)을 정확히 예측하는 것은 매우 중요한 문제이다. 또한, 이것은 주요 부품이 설계 수명(design lifetime)을 넘어 동작하기 위해 요구되는 강도(strength) 및 피로저항(fatigue resistance)을 결정하는 주요 요인이 된다. 항공기의 날개 및 로터의 성능은 각 부분(section)에서 익형(airfoil)의 공기역학적 성능과 밀접한 관계를 가지며, 보다 나은 성능 확보를 위하여 다양한 익

형이 개발되어 사용되고 있다 [1].

소형 항공기 및 소형 무인기(UAV, unmanned aerial vehicle)에 있어 익형의 공기역학적 성능, 비행 역학(flight dynamics) 및 조종성(handling quality) 등은 받음각(AOA, angle-of-attack)에 크게 영향을 받는다. 특히 고영각(high angle-of-attack)으로 비행할 수 있으면 운항속도를 감소시킬 수 있고 목표물에 보다 신속히 근접이 가능하게 된다. 또한, 복잡한 도심에서 비행 장애물로 인하여 방향전환이 필요할 시 작은 회전 반경으로 보다 쉽게 장애물을 회피할 수 있다.

고양력 장치(high lift device) 및 유동제어장치(flow control system)가 없으면 많은 비행기들은 받음각 $10^\circ \sim 15^\circ$ 사이에서 흔히 실속(stall)이 발생한다. 비행기 날개 단면 익형의 양력계수(lift coefficient)는 이 범위의 임계 받음각(critical angle-of-attack)에서 최대가 된다. 받음각이 더욱

Received : 07. Oct. 2016. Revised : 10. Dec. 2016.

Accepted : 24. Dec. 2016

* 초당대학교 항공정비학과

연락처, E-mail : sdkim@cdu.ac.kr

전라남도 무안군 무안읍 무안로 380

커지면 익형 위에서 큰 유동 박리(flow separation)가 발생하고 받음각과 양력계수의 선형적 비례 관계를 잃게 된다. 또한, 양력(lift)의 급격한 감소 및 항력(drag)의 증가 등 비정상(unsteady) 유동 특성과 함께 심각한 동적 불안정 현상이 유발된다.

고양각 익형 유동장은 익형 표면 위의 경계층 유동뿐만 아니라 유동박리에 의해 익형 표면에서 멀리 떨어져 회전유동(vortex flow)가 발달하게 된다. 이 회전유동의 발달은 익형 표면의 압력 분포 및 양력과 항력에 상당한 영향을 주게 된다. 이러한 유동은 점성 유동(viscous flow)과 비점성 유동(inviscid flow)의 강한 상호 작용에 의해 복잡한 비정상 유동장을 형성한다. 그래서 다양한 해석적 방법의 발달에도 불구하고 여전히 정확한 해석 및 예측에 어려움이 있다.[2]

날개 및 익형의 성능 예측 및 개선을 위해 흔히 수치해석적 방법이 사용되며, 이를 위해 복잡한 난류 유동(turbulent flow)을 해석할 수 있는 난류 모델(turbulence model) 및 방정식들이 개발되었다. 본 연구는 대표적 난류모델을 사용하여 복잡한 고양각 3차원 익형 유동장을 해석하였다. 이를 통하여 이러한 유동장을 보다 잘 이해하고, 항공기 비행특성을 보다 엄밀히 파악하여 항공기 운항에 도움이 되리라 기대한다.

II. 본 론

1. 수치해석 방법

본 연구에서는 유동장 해석을 위해 FLUENT 범용 소프트웨어를 사용하였다[3]. FLUENT는 복잡한 유동, 열전달, 물질전달 및 화학반응 등을 해석할 수 있는 CFD (Computational Fluid Dynamics) 프로그램으로 질량, 운동량, 에너지 그리고 화학종 보존 방정식 등을 사용한다. 또한, 층류 및 난류, 비압축성 혹은 압축성 유동, 열전달 및 다상유동 등 다양한 유동 현상 해석에 사용되고 있다.

고양각을 갖는 익형 주위의 유동은 복잡한 3차원 비정상 난류 유동장이다. 유속이 빨라지고 레이놀즈 수(Reynolds number)가 증가하게 되면 유동장의 난류와(turbulent eddy)의 크기가 작아진다. 이때 유동장을 엄밀히 해석하기 위해서는 많은 계산 격자점이 필요하고 정확도가 높은 난류 모델 및 비정상 유동 해석이 필요하게 된다. 하지만, 공학적인 필요와 효율성을 위하여 RANS(Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 방정

식을 사용한 해석 방법이 널리 사용하고 있다. 이 방법을 사용하게 되면, 비정상 유동을 정상 유동으로 모사할 수 있게 되고 다양한 받음각 및 고양각을 갖는 익형 주위의 난류 유동장에서 익형의 양력과 항력 등 성능에 대한 연구를 효율적으로 수행할 수 있게 된다.

본 연구에서는 일방정식(one-equation) 난류 모델과 이방정식(two-equation) 난류 모델 중에서 유동 박리가 있는 다양한 난류 유동장 예측에 널리 사용되고 있는 SA 모델 (Spalart-Allmaras model), BSL k- ω 모델 (Baseline k- ω model) 및 SST 모델 (Shear-Stress Transport model)을 사용하였다[4-7].

SA 모델[4]은 난류점성(turbulent eddy viscosity)에 대한 수송방정식(transport equation)을 풀기위한 일방정식으로 되어 있고, 역압력 구배(adverse pressure gradient) 아래에서 경계층 발달이 있는 항공우주(aerospace) 분야 및 유체기계(turbomachinery) 분야에 적용되어 널리 사용되고 있다.

Wilcox의 k- ω 모델은 알려진 바와 같이 해석 영역(domain)의 벽에서 멀리 떨어진 자유유동 조건(freestream condition)이나 유입 조건(inlet boundary condition)에 매우 민감하다는 문제를 안고 있다. Menter [5]는 이 모델을 벽에 가까운 지역에서는 k- ω 모델을 유지하고 벽에서 떨어진 지역은 자유유동 조건에 의존하지 않는 k- ϵ 모델 형태가 되도록 blending 함수를 사용하여 BSL k- ω 모델로 발전시켰다. 이 모델은 기존 Wilcox의 k- ω 모델보다 강건하고 안정적이게 되었다.

BSL k- ω 모델의 개선된 여러 장점에도 불구하고 역압력 구배로 유속 형태가 변형(distortion of velocity profile)되거나 유동 박리가 발생하는 유동장에서 난류점성을 크게 예측하는 문제가 있다. 이것은 유동장 내의 난류 전단응력의 수송(transport of turbulent shear stress)을 고려하지 않은 것이 주요인이다. 이러한 문제를 해결하고자 난류점성 관계식에 제한자(limiter)를 둠으로써 적절한 난류전단응력의 수송 거동을 모사하게 되었다. 이렇게 발전된 SST 모델은 역압력 구배가 있는 유동, 익형 유동, 충격파가 있는 유동 등 다양한 유동장에서 신뢰성 있는 결과를 보여주고 있다.

2. 익형 형상 및 격자

Fig. 1은 본 연구에서 사용된 NACA 0021 익형[1]의 3차원 형상을 보여주고 있다. 이 익형은 상하 대칭형상이며, 익형 전단(leading edge)에서

익형 길이(c, chord length) 방향으로 30% 위치에서 최고 두께가 되고 그 두께는 익형 길이의 21%가 된다.

3차원 해석 영역(computational domain)의 바깥 경계(outer boundary)는 익형 길이의 최소 10 배 이상이 되게 하였고, 날개 폭(S, span)은 익형 길이의 40%가 되게 하였다. 전방의 유입 경계조건(inlet boundary condition)은 익형 길이를 기준한 Reynolds 수(Reynolds number)가 2.0×10^6 및 5.0×10^6 이 되도록 유입속도를 지정하였다. 난류 경계층 유동의 정확한 해석을 위해 경계층 내에 충분한 격자를 배치하였으며, 벽면으로부터 첫 격자점이 $y^+ \approx 1$ 이 되도록 격자 위치를 초기 해석 결과로부터 수정하였다. 수치해석 결과가 격자수에 의존하지 않도록 격자수와 밀집 정도 등을 수정하여 충분한 격자수와 모양을 갖도록 하였다. 최종 셀(cell) 수는 약 250만개이며, 격자 형성을 용이하게 하고 계산의 정확성을 위해 정렬 및 비정렬 격자를 혼용하였다(Fig. 2).

3. 익형 유동의 특징

Fig. 3은 받음각 12° 의 NACA 0021 익형 주위 유동장의 압력과 속도 분포를 보여주고 있다. 그림에서 보는 바와 같이 익형 전단보다 아래에 유동

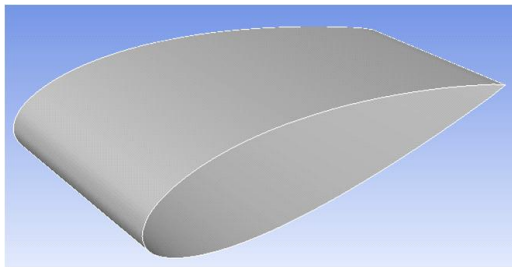


Fig 1. 3-dimensional geometry of a NACA 0021 airfoil

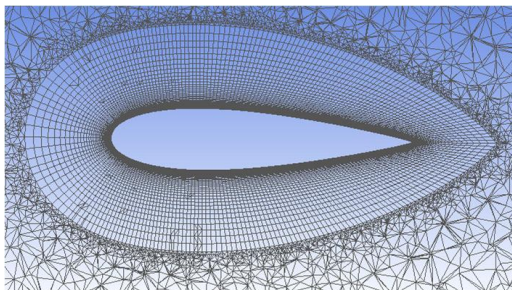
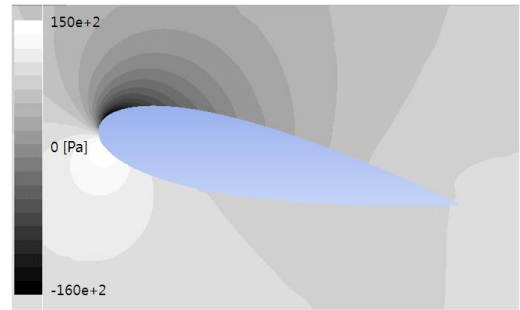
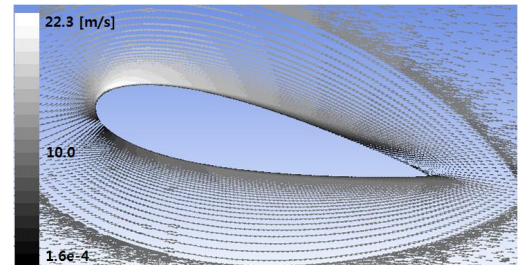


Fig. 2 Grid system near the wall surface of a NACA 0021 airfoil



(a) Static pressure contours

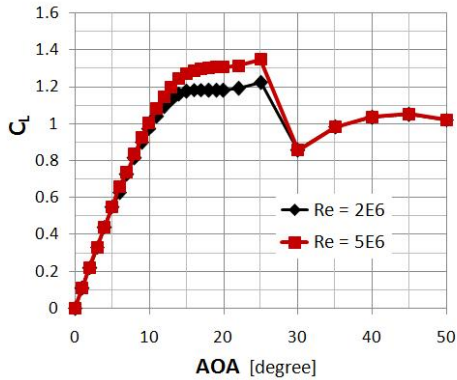


(b) Velocity vector plot

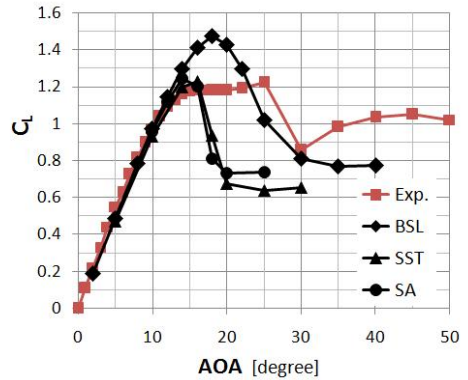
Fig. 3 Simulation results for the flowfield around a NACA 0021 airfoil at AOA = 12°

정체점(stagnation point)이 있고, 이곳의 압력이 가장 높다. 이 유동이 익형 압력면(pressure surface) 형상에 적응하여 하류(downstream) 방향으로 흐르며 경계층(boundary layer)이 발달하고 속도가 빨라지며 압력이 낮아진다. 익형의 부압력면(suction surface)을 따라 흐르는 유동은 정체점 인근에서 급격한 유동 방향의 변화와 속도 증가를 보여준다. 압력은 이 부분에서 가장 낮다. 익형 후단(trailing edge)의 속도 분포를 보면(Fig. 3(b)) 부압력면을 따라 하류로 흐르던 유동은 익형후단 가까이에서 유동의 박리가 발생하는 것을 볼 수 있다.

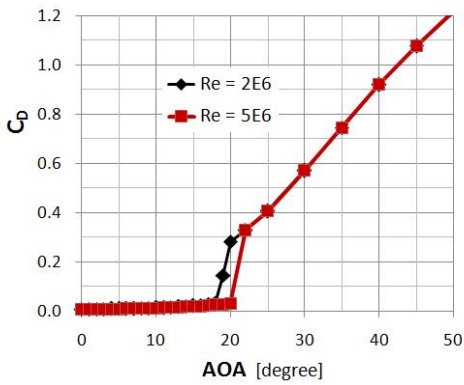
이와 같이 익형의 압력면과 부압력면을 따라 발달한 압력분포에 의하여 대부분의 양력과 항력이 발생한다. Fig. 4는 다양한 받음각을 갖는 NACA 0021 익형의 양력과 항력 분포를 보여주고 있다[8]. 두 Reynolds 수에서 받음각 10° 까지 양력은 거의 받음각에 선형적으로 비례하여 증가한다. Reynolds 수 2×10^6 의 경우 받음각이 10° 를 넘으면 양력 증가가 완만해지고, 15° 이상에서는 받음각이 증가해도 양력은 일정 값을 가진다.



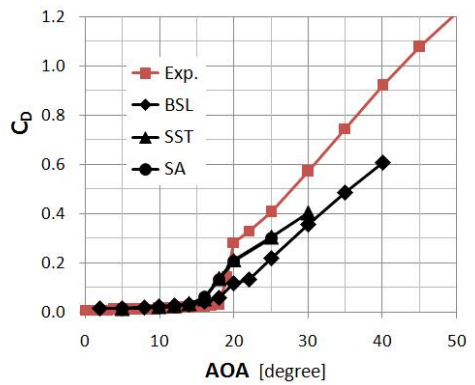
(a) Lift coefficients



(a) Lift coefficients



(b) Drag coefficients



(b) Drag coefficients

Fig. 4 Experimental data[8] of a NACA 0021 airfoil

받음각 12°의 속도 분포에서 (Fig. 3(b)), 유동 박리가 익형 후단 근처에서 발생하였지만, 받음각이 증가하면 유동 박리가 더욱 상류(upstream) 쪽에서 발생한다. 이 유동 박리의 발생으로 익형 위에서 압력이 낮은 영역이 감소하여 받음각이 증가하여도 양력이 증가하지 않게 된다. Fig 4에서 보는 바와 같이 받음각이 25° 이상으로 커지면 익형은 급격히 양력을 잃게 되고, 항력이 증가한다. 이런 받음각에서 유동 박리가 부압력면의 중간 혹은 전반부에서 발생하여 익형은 실속(stall)에 빠지게 된다.

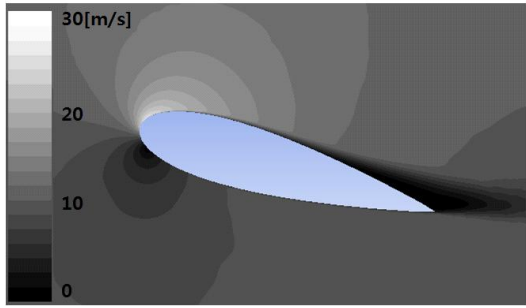
4. 익형 유동의 수치해석 결과

앞에서 언급한 것과 같이 복잡한 난류 유동장 해석을 위해 다양한 난류모델이 개발되어 왔다. 난류모델을 구성하기 위해 사용되는 기초 자료는

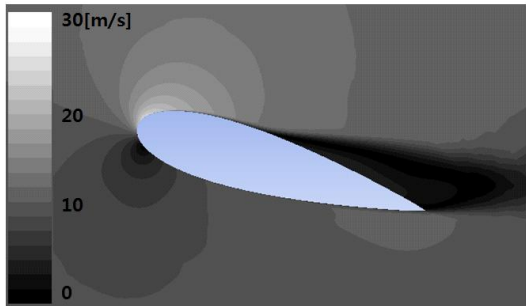
Fig. 5 Comparison between the experimental data[8] and the computation using three different turbulent models (Re = 2.0 X 10⁶)

박리가 없는 유동의 실험 자료들이다. 그래서 고양각의 익형 유동과 같이 역압력 구배 및 유동 박리가 있는 유동장에서 난류 모델의 성능을 판단하기 어렵다.

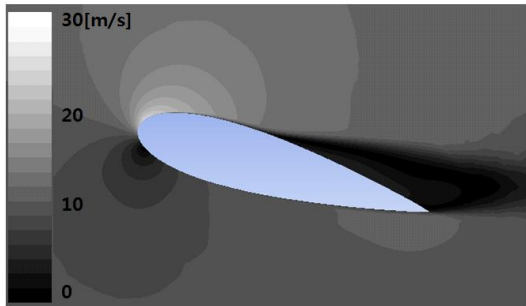
Fig. 5는 다양한 받음각을 갖는 NACA 0021 익형 유동에서 양력과 항력에 대하여 난류 모델을 이용한 해석 결과와 실험 결과[8]를 비교하였다. 익형 유동의 Reynolds 수는 2.0 X 10⁶ 이고 사용된 난류 모델은 앞에서 소개한 BSL k- ω 모델, SST 모델 그리고 SA 모델이다. 세 난류 모델의 양력은 받음각 12° 까지 선형적으로 비례하여 증가하며 실험 결과와 일치하였다. SST 모델과 SA 모델은 실험 결과와 같이 받음각 14° 에서 양력이 최고가 되었고, 받음각 16° 가 되면 실험 결과같이 양력이 더 이상 증가하지 않았다.



(a) BSL $k-\omega$ model



(b) SST model

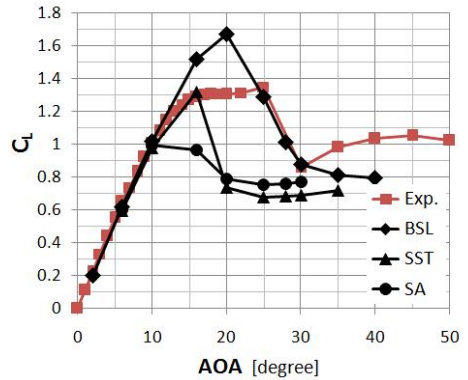


(c) SA model

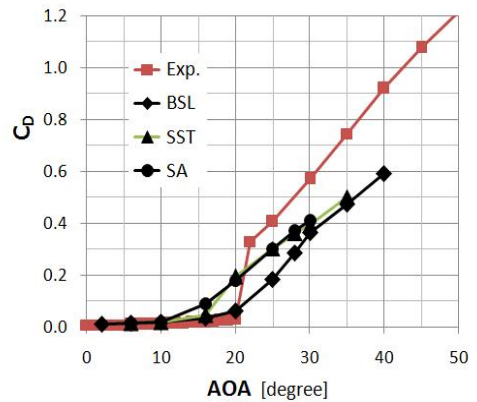
Fig. 6 Velocity magnitude contours in the flowfield around a NACA 0021 airfoil at $AOA = 16^\circ$ and $Re = 2.0 \times 10^6$

이에 반하여 BSL $k-\omega$ 모델은 받음각 18° 가 될 때까지 받음각에 비례하여 양력이 계속적으로 증가하였다.

Fig. 6에서 보는 바와 같이 받음각 16° 에서 BSL $k-\omega$ 모델은 익형 후반에서 박리가 시작된 것과 달리 SST 모델과 SA 모델은 익형 중반에서 박리가 발생하였다. 박리가 앞쪽으로 이동하면서 익형 후반부 위에서 큰 회전유동이 형성되었다. BSL $k-\omega$ 모델이 이보다 더 큰 받음각에도 계속



(a) Lift coefficients



(b) Drag coefficients

Fig. 7 Comparison between the experimental data[8] and the computation using three different turbulent models ($Re = 5.0 \times 10^6$)

양력 증가를 보이는 것은 익형 후반부의 역압력 구배 아래에서 큰 난류점성을 예측하므로 경계층 내 벽면 가까이 운동량이 빠르게 회복되어 박리 발생이 지연되었기 때문이다.

앞서 언급한 난류 모델은 벽이 있는 난류 경계층 유동 해석에 좋은 예측 성능을 보인다. 본 연구에서처럼 익형 후반부에서 박리가 발생하여 벽에서 멀리 떨어져 발생하는 큰 회전 유동에서는 RANS 방정식과 난류모델을 이용한 정상유동 해석(steady flow analysis)은 지나치게 큰 회전 유동을 예측하는 경향이 있다. 작은 회전유동(vortex flow)이 시간에 따라 순차적으로 벽에서 떨어져 나가며 형성되는 유동(detached flow)은 예측하기 어렵다. 그래서 이러한 큰 회전 유동 예측으로 부압력면 위의 압력 회복이 상대적으로

높아지게 되고 익형의 양력이 낮아지게 된다.

항력은 세 난류모델이 실속 이전에 낮은 값을 유지하다가 실속 이후에 급격히 증가하는 것을 보였다(Fig. 5(b)). 하지만 양력 분포에서와 같이 실속이후 항력 분포의 예측에도 실험과 상당한 차이를 보였다.

Fig. 7은 Reynolds 수가 5.0×10^6 일 때 난류 모델을 이용한 유동 해석 결과를 실험 결과와 비교하였다. Reynolds 수가 2.0×10^6 인 앞선 경우와 실험 및 수치해석 결과의 경향이 유사하다. 두 유동해석 결과에서 세 난류 모델의 특징은 난류 모델 모두 박리가 발생하기 이전의 받음각에서는 실험과 좋은 일치를 보이지만 박리가 발생하는 고양각에서는 양력 및 항력이 실험과 상당한 차이를 보였다. 이러한 박리 및 실속 영역에서 BSL $k-\omega$ 모델은 양력을 크게 예측하고, SST 모델과 SA 모델은 작은 양력을 예측하였다. 다만 SST 모델은 양력이 더 이상 증가하지 않는 임계 받음각과 양력의 최고치를 잘 예측하였다.

III. 결 론

소형 항공기 및 무인기가 고양각으로 비행하면 다양한 임무를 효과적으로 수행할 수 있다. 하지만 고양각으로 비행할 경우 날개 및 익형은 흔히 유동 박리가 발생하거나 및 실속에 빠지게 된다. 그래서 이러한 유동 조건에서 익형 유동의 특성을 잘 이해하는 것이 중요하다. 난류유동 해석에 흔히 사용되는 BSL $k-\omega$ 모델, SST 모델과 SA 모델로 다양한 받음각의 NACA 0021 익형 유동을 해석하였다. 임계 받음각 16° 보다 낮은 익형 유동의 양력 및 항력은 세 난류모델 모두 잘 예측하였다. 하지만 그보다 큰 받음각에서는 박리가 익형의 상류쪽에서 시작하게 되고, SST 모델과 SA 모델은 익형 위에서 큰 회전 유동장을 예측하면서 실험보다 낮은 양력 및 항력을 예측하였다. BSL $k-\omega$ 모델은 박리 영역을 작게 예측하며 상당히 높은 받음각에서도 실험보다 큰 양력을 예측하였다.

Reference

- 1) Abbott, I. H. and Doenhoff, A. E., Theory of Wing Sections, DOVER PUBLICATIONS, INC. NEWYORK, 1959
- 2) Wolfe, W. P. and Ochs, S. S., "Predicting

- Aerodynamic Characteristics of Typical Wind Turbine Airfoils using CFD", SANDIA REPORT, Sandia National Laboratories, Sep. 1992.
- 3) Kim, S. D., "A Numerical Study on the Flowfield of a Cyclone Separator for Oil Droplets", KSAA Journal, 23(4), 2015, pp. 38~43.
- 4) Spalart, P. and Allmaras, S., "A one-equation turbulence model for aerodynamic flows", Technical Report AIAA-92-0439, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
- 5) Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications", AIAA Journal, 32(8), pp. 1598~1605, August 1994.
- 6) Menter, F. R., Kuntz, M. and Langtry, R., "Ten Years of Experience with the SST Turbulence Model" Turbulence, Heat and Mass Transfer, 4. Begell House Inc. pp. 625~632. 2003.
- 7) Menter, F. R., "Review of the SST Turbulence Model Experience from an Industrial Perspective". International Journal of Computational Fluid Dynamics. Volume 23, Issue 4. 2009.
- 8) Sheidahl, R. E. and Klimas, P. C., "Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetric Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of Attack", SANDBO-2114, Sandia National Laboratories, pp. 60~62, 1981.