

Original Article

<https://doi.org/10.12985/ksaa.2020.28.2.012>
 ISSN 1225-9705(print) ISSN 2466-1791(online)

고양각 NACA 0021 익형 주위의 비정상 유동장에 대한 수치해석적 연구

김상덕*

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

Sang Dug Kim*

ABSTRACT

Even though the benefit of flight at high angle-of-attack is to be able to reduce the speed of flight and maneuvers in complex flight environment, the flight at high angle-of-attack, however, is easy to be in stall which is characterized by sever unsteady flow separation over an airfoil. Current unsteady numerical analysis using DES was conducted to predict the aerodynamic characteristics of a NACA 0021 airfoil at high angle-of-attack conditions. And this provides the comparison with the steady numerical one with the typical turbulence models. The unsteady calculation by DES is appropriate in terms of predicting the aerodynamic performance of NACA 0021 airfoil at high angle-of-attack conditions.

Key Words : Airfoil(익형), High Angle-of-Attack(고양각), Turbulent Flow(난류 유동), Unsteady Flow(비정상 유동), DES(Detached Eddy Simulation)

1. 서 론

항공기 날개(wing) 및 회전익 로터(rotor) 등의 공기역학적 특성(aerodynamic characteristics)을 정확히 예측하는 것은 항공기 설계 및 운용 단계에서 핵심기술이다. 이것은 항공기 주구조(primary structure)가 수명기간(lifetime)동안 안전하게 유지되기 위해 요구되는 강도(strength) 및 피로저항(fatigue resistance)을 결정하는 핵심 인자이다. 특히 항공기 날개 및 로터의 성능(performance)과 각 부분(section)의 단면 형상을 이루는 익형(airfoil)의 공기역학적 성능(aerodynamic performance)은 밀접한 관계를 가지며, 보

다 나은 성능 확보를 위하여 여러 형태의 익형이 개발되어 사용되고 있다(Abbott, 1959).

높은 받음각(high AOA, high angle-of-attack)에서 소형항공기(small aircraft) 및 무인기(UAV, unmanned aerial vehicle)의 비행 특성, 성능 및 조종성(control)은 높은 받음각에 의한 비정상 유동(unsteady flow)에서 익형의 성능, 동적 안정성(dynamic stability) 등에 크게 영향을 받는다. 또한 높은 받음각에서 항공기가 양력을 유지하며 안정적으로 비행할 수 있다면 최소운항속도(stall velocity)를 감소시킬 수 있고, 이륙(take-off) 및 목표물에 보다 신속히 근접(approach)이 가능하게 된다. 또한, 복잡한 빌딩의 도심에서 비행 장애물로 인하여 방향전환(turning)이 필요할 시 작은 회전 반경으로 보다 쉽게 장애물을 회피할 수 있다.

대부분의 비행기 날개는 받음각 $10^{\circ} \sim 15^{\circ}$ 사이에서 유동제어장치(flow control system) 및 고양력 장치(high lift device)가 없으면 흔히 실속(stall)에 빠진

Received: 31. Mar. 2020, Revised: 29. May 2020,

Accepted: 29. May 2020

* 초당대학교 항공정비학과 조교수

연락처 E-mail : sdkim@cdu.ac.kr

연락처 주소 : 전라남도 무안군 무안읍 무안로 380

다. 익형의 양력계수 C_L (lift coefficient)는 흔히 이 범위의 임계 받음각(critical angle-of-attack)에서 최대가 된다. 그러나 받음각이 더욱 커지면 익형 주위의 유동은 비정상 유동으로 발전하게 되고, 익형 위에서 발생하는 유동 박리 영역의 크기도 시간에 따라 변하게 된다. 또한 시간평균(time averaged) 양력계수는 받음각과의 선형적 비례 관계를 잃게 된다. 비정상 유동으로의 발달, 양력(lift)의 급격한 변동(fluctuation) 및 항력(drag)의 급격한 증가 등은 비행기의 동적 불안정성(dynamic instability)을 크게 증가시키게 된다.

유동박리(flow separation)로 인해 익형 표면에서 멀리 떨어져 회전유동(vortex flow)이 발달하게 되면, 이 회전유동과 익형 표면의 난류 경계층 유동(turbulent boundary-layer flow) 간의 상호작용(interaction)은 익형 표면의 압력 분포 및 양력, 항력에 상당한 영향을 주게 된다. 또한 이러한 유동은 점성 유동(viscous flow)과 비점성 유동(inviscid flow)의 강한 상호작용으로 복잡한 비정상 유동장을 발전시킨다.

익형 주위의 유동 및 익형의 공기역학적 성능 예측을 위해서 흔히 수치해석적 방법이 사용된다. 이와 함께 복잡한 난류 유동을 해석할 수 있는 다양한 난류 모델(turbulence model)도 개발되었다. 그럼에도 불구하고 위에서 언급한 것과 같이 복잡한 비정상 유동의 상호작용을 정확한 예측하기에는 여전히 어려움이 있다(Wolf, 1992). 본 연구에서는 대표적인 비정상 난류 유동 해석 방법을 사용하여 높은 받음각을 갖는 3차원 익형 유동장을 해석하였다.

II. 본 론

2.1 수치해석적 방법

본 연구에서 사용한 FLUENT는 질량, 운동량, 에너지 그리고 화학종 보존 방정식 등을 사용하여 정상 및 비정상, 층류 및 난류, 비압축성 혹은 압축성 유동, 열 전달 및 다상유동 등 다양한 유동 해석을 위한 범용 CFD(computational fluid dynamics) 소프트웨어이다(Kim, 2015).

높은 받음각을 갖는 익형 주위의 유동은 흔히 복잡한 3차원 비정상 난류 유동장을 이룬다. 유동의 레이놀즈 수(Reynolds number)가 커지면 난류(turbulent eddy)와의 크기가 작아지고, 이 유동을 적절히 해석하기 위해서는 보다 많은 격자점과 비정상 난류유동 특성을 엄밀히 모사할 수 있는 비정상 난류모델이 필요

하게 된다. 많은 경우에 연구의 효율성을 위하여 RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 방정식을 사용한 해석방법이 널리 사용된다. 이 같은 방법으로 비정상 유동장을 정상 유동장으로 모사하여 다양한 받음각을 갖는 익형의 성능에 대한 연구를 신속히 수행하게 된다.

선행연구(Kim, 2016)에서 보는 바와 같이 정상 난류 유동해석(steady turbulent flow analysis)에 흔히 사용되는 난류 모델은 일방정식(one-equation) 난류 모델과 이방정식(two-equation) 난류모델이 있다.

SA 모델(Spalart-Allmaras model) (Spalart, 1992)은 난류점성(turbulent eddy viscosity)에 대한 수송 방정식(transport equation)이 일방정식이고, 역압력 구배(adverse pressure gradient)에서 경계층 발달과 같은 항공우주(aerospace) 및 유체기계(turbomachinery) 분야에서 흔히 발생하는 유동의 해석에 널리 사용되고 있다.

Wilcox의 $k-\omega$ 모델은 여러 장점에도 불구하고, 그 해석 결과가 해석영역(domain)의 자유유동 조건(free-stream condition)이나 유입 조건(inlet boundary condition)에 민감하다고 알려져 있다. Menter (1994)는 Wilcox의 $k-\omega$ 모델을 벽에 가까운 지역에서는 $k-\omega$ 모델을 유지하고, 벽에서 멀어진 지역은 $k-\epsilon$ 모델 형태가 되도록 blending 함수를 사용하여 BSL $k-\omega$ 모델(Baseline $k-\omega$ model)로 발전시켰다. 이 모델은 기존 Wilcox의 $k-\omega$ 모델보다 강건하고 안정적이게 되었다.

BSL $k-\omega$ 모델은 개선된 장점에도 불구하고, 역압력 구배로 유속 형태가 변형(distortion of velocity profile)되거나 유동박리가 발생하는 유동장에서 난류점성(turbulent viscosity)을 크게 예측하는 문제를 발생시킨다. 이것은 유동의 난류 전단응력 수송(transport of turbulent shear stress)을 고려하지 않은 것이 주요인이다. 이러한 문제를 해결하고자 난류점성 관계식에 제한자(limiter)를 두어 적절한 난류전단응력의 수송 거동을 모사하게 되었다. 이렇게 발전된 SST 모델(Shear-Stress Transport model) (Menter, 2003)은 역압력 구배가 있는 유동, 익형 유동, 충격파가 있는 유동 등 다양한 유동장에서 신뢰성 있는 결과를 보여 주었다.

본 연구에서는 위에서 언급한 정상유동에 기반을 둔 난류 모델들과 다른, 비정상 난류 모델을 이용하여 익형 주위 유동을 해석하고자 한다. 높은 받음각을 갖는 익형의 높은 Reynolds 수 (high Reynolds number) 비정상 유동을 해석하기 위해 Spalart-Allmaras DES

(Detached Eddy Simulation) (Spalart, 1992)을 사용하였다. DES 모델은 RANS 방정식을 사용하는 방법과 와(eddy)의 비정상 발달을 포착하는 LES (Large Eddy Simulation) 방법을 결합한 것이다. 익형의 경계층과 같이 벽(airfoil surface)에 인접한 곳은 와의 크기가 작고 정상유동에 가까운 유동 특성을 갖는 영역으로 SA 및 SST 모델을 사용한 RANS 방정식으로 해석을 하고, 벽으로부터 멀리 떨어진 경계층 바깥 및 박리영역 등 와의 회전유동이 지배적인 비정상 난류유동 영역에서는 LES 모델을 이용하여 유동을 해석한다. 본 연구에서는 벽면 가까이 SA 모델을 사용하였다.

2.2 익형 형상 및 격자

Fig. 1은 본 연구에서 사용된 NACA 0021 익형의 3차원 형상을 보여주고 있다. 이 익형은 상하 대칭이며, 익형 전단(leading edge)에서 익형 길이(c , chord length) 방향으로 30% 위치에서 두께가 익형 길이의 21%가 된다.

해석 영역(computational domain)의 바깥 경계(outer boundary)는 익형 길이의 최소 10배 이상이고, 날개 폭(S , span)은 익형 길이의 40%이다. 유동의 유입 경계조건(inlet boundary condition)은 익형 길이를 기준한 Reynolds 수(Reynolds number)가 2.0×10^6 이 되도록 속도를 지정하였다. 난류 경계층 유동의 정확한 해석을 위해 경계층 내에 충분한 격자를 배치하였다. 벽면으로부터 첫 격자점이 $y^+ \approx 1$ 이 되도록 격자 위치를 수정하였다. 격자에 따라 수치해석 결과가 영향을 받지 않도록 격자수와 밀집 정도 등을 수정하였다. 최종적으로 약 250만개의 셀(cell)을 사용하였으며, 격자 형상을 용이하게 하고 계산의 정확성을 위해 정렬 및 비정렬 격자를 혼용하였다.

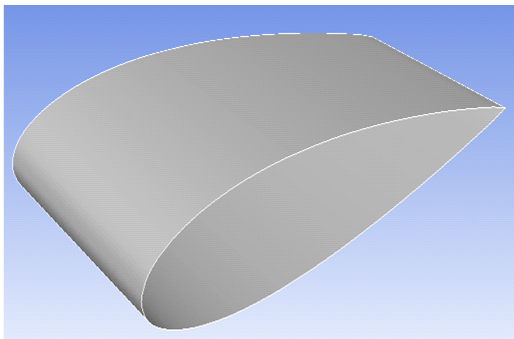


Fig. 1. Geometry of a NACA 0021 airfoil

2.3 정상 난류모델 해석의 문제점

Fig. 2는 선행연구(Kim, 2016)에서 정상 난류 유동 해석 결과로써 받음각 12° 의 NACA 0021 익형 주위의 압력 분포를 보여주고 있다. 익형 전단 아래의 정체점(stagnation point)에서 압력이 가장 높고, 압력면(pressure surface)을 따라 하류(downstream) 방향으로 경계층(boundary layer)이 발달하며 압력이 낮아지고 속도가 빨라진다. 익형의 부압력면(suction surface)을 따라 흐르는 유동은 익형 전단 부근에서 급격한 유동방향 및 속도 변화를 보여준다. 이 부분에서 압력이 가장 낮고, 익형후단(trailing edge)으로 가면서 압력이 증가한다. 부압력면 위를 흐르는 유동은 익형 후단 가까이에서 유동 박리가 발생하였다.

Fig. 3은 다양한 받음각을 갖는 NACA 0021 익형의 양력 분포를 보여주고 있다. 양력은 받음각 10° 까지 받음각에 거의 선형적으로 비례한다. 받음각 15° 에

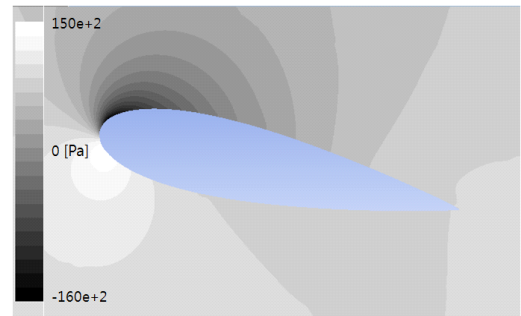


Fig. 2. Static pressure contours around a NACA 0021 airfoil at AOA= 12°

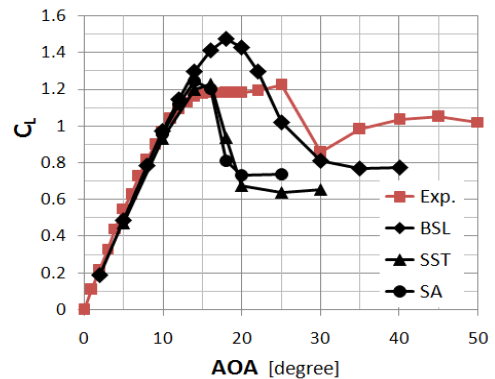


Fig. 3. Comparison of lift coefficients between the experimental data (Sheidahl, 1981) and the computational results with three different turbulent models ($Re=2.0 \times 10^6$)

서부터 받음각이 증가하여도 양력이 증가하지 않고, 받음각이 25° 이상이면 급격히 감소한다. 이러한 경우, 유동박리가 부압력면의 전면에서 발생하여 익형은 실속(stall)에 빠지게 된다.

선행연구에서 정상 난류모델을 사용하여 높은 받음각의 NACA 0021 익형의 양력을 실험 결과(Sheidahl, 1981)와 비교하였다. BSL $k-\omega$, SST 그리고 SA 모델 모두 받음각 12° 까지 실험결과와 좋은 비교를 보였다. 그러나 받음각 16° 이상이 되면 세 모델 모두 실험결과와 상당한 차이를 보였다. 높은 받음각에서 유동박리와 함께 익형에서 멀리 떨어져 비정상 회전유동이 발생하면 위와 같은 난류모델과 RANS 방정식을 이용한 정상유동 해석은 비정상 와의 발달을 적절히 예측하지 못한다. SA 모델의 경우, 지나치게 큰 와를 예측함으로써 부압력면 위의 압력 회복이 높아지게 되고, 이것은 익형의 양력이 실험보다 낮게 예측되는 원인이 된다. 이와 같이 정상 난류 모델을 이용한 해석은 와의 회전유동이 시간의 흐름에 따라 벽 가까이에서 생성, 벽에서 멀어지며, 발달 및 소멸을 반복하는 유동(unsteady detached flow)을 정확히 예측하기 어렵다.

2.4 비정상 난류모델 해석 결과

선행연구에서 SA 및 SST 난류모델 등과 같은 정상 난류모델은 익형의 받음각이 큰 유동의 경우, 익형 위의 비정상 유동박리를 적절히 예측하지 못하여 과도한 양력 감소를 보였다. 이것은 실제 비정상 유동박리에 따른 양력의 시간에 대한 변화를 정확히 예측하지 못하기 때문이다. 본 연구는 Spalart-Allmaras DES 난류 모델을 사용하여 이러한 문제를 개선하고자 하였다.

Fig. 4에서 보는 바와 같이 높은 받음각($AOA=30^\circ$) 일 때 익형 선미(leadingedge)에서부터 유동박리가 발생하고, 전체 부압력면 위에서 회전유동이 크게 발달한다. 이러한 유동장의 변화는 시간에 따라 발달하게 되고, 이러한 유동장의 발달에 따라 익형 표면 가까이에서 유속 및 익형 표면에서의 압력 등이 변화를 갖는다. 이에 따라 시간에 따른 익형의 특성 및 성능 변화가 발생한다. Fig. 5는 받음각 30° 의 NACA 0021 주위를 흐르는 유동에 의하여 발생하는 시간의 흐름에 따른 익형의 양력계수(C_L)변화를 보여주고 있다. 그림에서 보는 바와 같이 시간 경과에 따라 양력의 증가와 감소를 반복한다. 정확한 해석을 위하여 유동장이 충분히 발달한 이후부터 시작하여 유동이 익형길이를 지나가는 시간보다 충분히 긴 시간동안 익형의 양력계수를

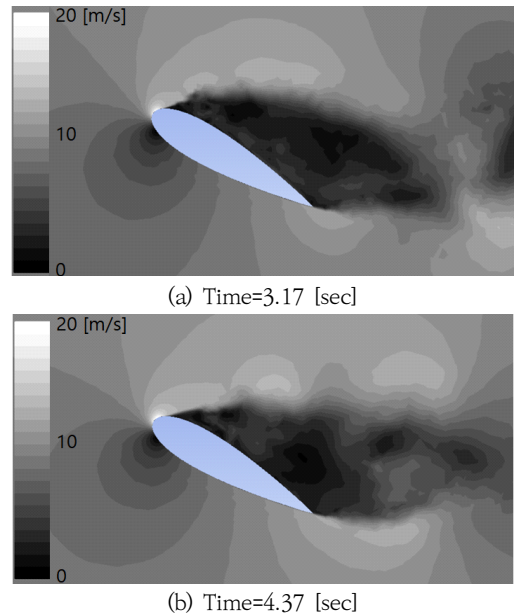


Fig. 4. Velocity magnitude contours of two different moments around a NACA 0021 airfoil at $AOA=30^\circ$ and $Re=2.0 \times 10^6$

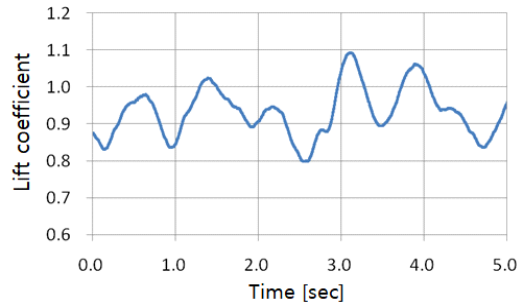
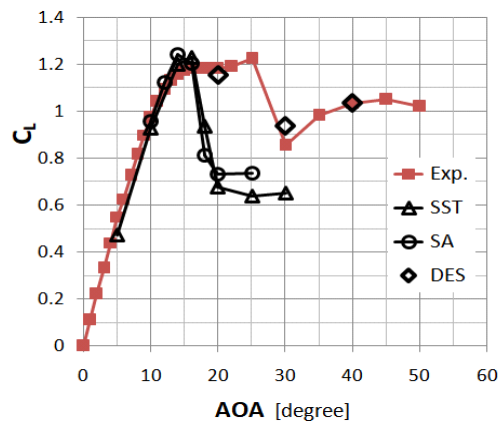


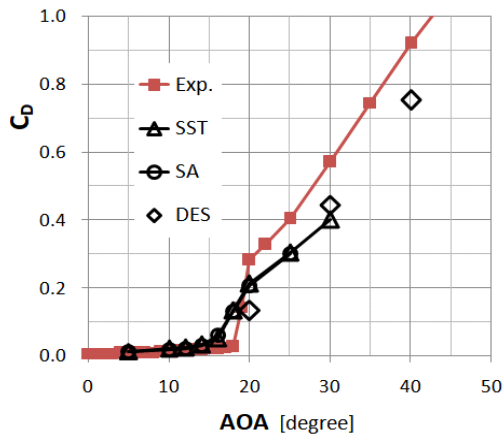
Fig. 5. Lift coefficient variation of a NACA 0021 airfoil resulted from DES at $AOA=30^\circ$ and $Re=2.0 \times 10^6$

기록하였다. 실험(Sheidahl, 1981)에 의한 받음각 30° 익형의 (시간평균) 양력계수는 $C_L=0.855$ 이고, Spalart-Allmaras DES 난류모델에 의한 양력계수는 $C_L=0.938$ 이다. 선행연구에서 SST 모델의 $C_L=0.651$ 과 비교하면 상당히 개선된 결과를 보여주었다(Fig. 6).

이와 같이 Fig. 6은 Spalart-Allmaras DES 난류모델을 이용하여 높은 받음각을 갖는 NACA 0021 주위의 유동장에서 발생하는 비정상 난류 유동을 해석하고, 시간평균에 의하여 양력계수(Fig. 6a) 및 항력계수(Fig. 6b)를 실험결과(Sheidahl, 1981) 및 정상 난류 모델 (SA 및 SST 난류모델) 결과(Kim, 2016)와 비교



(a) Lift coefficients



(b) Drag coefficient

Fig. 6. Comparison between the experimental data and the computation results using three different turbulent models ($Re=2.0 \times 10^6$)

하였다.

위의 그림(Fig. 6a)에서 보는 바와 같이 SST 및 SA 난류모델은 받음각 16°에서 양력계수가 급격히 감소하고, 더 큰 받음각에서도 계속 유지되었다. 이에 비하여 본 연구에서 사용한 Spalart-Allmaras DES 난류모델을 이용한 해석결과에서는 받음각 20°에서 실험결과와 같이 양력의 급격한 감소가 발생하지 않았고 받음각 30°에서도 유동박리에 의한 과도한 양력계수의 감소도 일어나지 않았다. 받음각 40°는 실험결과와 같이 양력계수의 일부 회복을 잘 보여주었다.

또한 받음각 증가에 따른 항력의 변화(Fig. 6b)에서 본 연구의 Spalart-Allmaras DES 난류모델 결과는 받음각이 증가하며, 항력이 증가하는 경향을 실험 결과와 유사하게 보여주었다.

위의 결과를 통하여 볼 때 본 연구에서 사용한 Spalart-Allmaras DES 난류모델은 높은 받음각을 갖는 익형 주위의 비정상 난류 유동과 양력 및 항력 등의 성능을 비교적 잘 예측하며, SST 및 SA 정상 난류모델들과 비교하였을 때 상대적으로 개선된 결과를 보여주었다.

III. 결 론

비행기가 높은 받음각에서 안정적으로 비행할 수 있다면 다양한 임무를 효과적으로 수행할 수 있을 뿐만 아니라, 여러 가지 경제적인 이점을 가질 수 있다. 하지만 높은 받음각을 갖는 비행기의 날개 및 로터는 익형의 윗면에서 크게 유동 박리가 발생하거나 실속에 빠지게 된다. 이러한 경우 유동은 익형위에서 와의 생성과 발달을 반복하는 비정상 유동 특성을 갖게 된다. 그래서 이러한 유동을 잘 이해하고 예측하기 위해서는 비정상 난류모델을 이용한 해석이 필요하게 된다. SST와 SA 난류모델 같은 정상 난류모델을 이용한 해석은 받음각이 낮은 익형 주위 유동의 경우 실험과 좋은 비교를 보였지만, 받음각이 큰 경우는 실험결과와 상당한 차이를 보였다. 본 연구에서 사용한 Spalart-Allmaras DES 난류모델을 이용한 해석결과는 큰 받음각을 갖는 익형 주위 비정상 유동에서 익형의 양력 및 항력계수가 실험결과와 좋은 비교를 보이며, 상당히 개선된 예측결과를 보여주었다.

References

1. Abbott, I. H., and Doenhoff, A. E., "Theory of Wing Sections", 1959, Dover Publications, Inc. NewYork.
2. Wolfe, W. P., and Ochs, S. S., "Predicting Aerodynamic Characteristics of Typical Wind Turbine Airfoils using CFD", 1992, SANDIA REPORT, Sandia National Laboratories
3. Kim, S. D., "A numerical study on the flow-field of a cyclone separator for oil droplets", The Korean Society for Aviation and Aeronautics, 23(4), 2015, pp. 38-43.
4. Kim, S. D., "A numerical study on the flow-field around a NACA 0021 airfoil at angles of attack", The Korean Society for Aviation and Aeronautics, 24(4), 2016, pp. 20-25.

5. 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.
6. Menter, F. R., "Two-equation eddy- viscosity turbulence models for engineering applications", AIAA Journal, 32(8), 1994, pp. 1598-1605.
7. Menter, F. R., Kuntz, M., and Langtry. R., "Ten Years of Experience with the SST Turbulence Model", Turbulence, Heat and Mass Transfer, Begell House Inc. 2003, pp. 625-632.
8. Spalart, P. R., Jou, W., Strelets, M., and Allmaras, S. R., "Comments on the feasibility of LES for wings and on a hybrid RANS/LES approach", 1997, In Advances in DNS/LES, ed. Columbus, OH: Greyden Press, pp. 137-147.
9. 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, 1981, pp. 60-62.