

진동하는 익형 주위의 유동장 해석을 위한 SST 난류 모델의 수정

이보성^{*1}, 이상산^{*2}, 이동호^{*3}

Modification of SST Turbulence Model for Computation of Oscillating Airfoil Flows

Bo-sung Lee, Sangsan Lee and Dong Ho Lee

A modified version of SST turbulence model is suggested to simulate unsteady separated flows over oscillating airfoils. The original SST model, which shows good performance in predicting various steady flows, often results in oscillatory behavior of aerodynamic loads in large separated flow regions. It is shown that this oscillatory behavior is due to the adoption of the absolute value of vorticity in generalizing the original model. As a remedy, a modification is made such that the vorticity in the original SST model is replaced by strain rate. The present model is verified for a mild separated airfoil flow at fixed angle of incidence and for unsteady flowfields about oscillating airfoils. The results are compared with BSL model and original SST model. It is illustrated that the present model gives a better agreement with the experimental results than other two models.

Key Words: 진동하는익형(Oscillating Airfoil), 비정상유동(Unsteady Flow), SST 난류모델(SST Turbulence Model), 수정된 SST 난류모델(Modified SST Turbulence Model), 이중시간전진(Dual Time Stepping), DP-SGS(Data Parallel Symmetric Gauss-Seidel)

1. 서론

컴퓨터의 성능 향상과 더불어 전산유체역학을 이용한 실제적인 유동장 해석을 위한 시도가 널리 이루어지고 있다. 특히 높은 Reynolds수에 지배되는 난류 유동장에 대한 정확한 모사는 전산유체역학이 당면한 가장 시급한 과제임에

는 이론의 여지가 없다. 난류 유동 현상을 정확하게 모사하기 위해 DNS(Direct Numerical Simulation), LES(Large Eddy Simulation) 기법 등이 널리 연구되고 있으나 이 기법들이 필요로 하는 엄청난 계산시간과 기억용량 등의 한계로 인해 공학적인 관점에서는 현실적인 도구가 되지 못하고 있다[1]. 따라서 난류 유동장 해석을 위해 적절한 가정을 통한 난류 모델을 도입함으로써 적은 계산시간으로 만족할 만한 해석결과를 얻고자 하는 시도가 널리 이루어지고 있다. 특히 와점성(eddy viscosity) 모델에

*1 정희원, 리눅스원(주)

*2 정희원, KORDIC 슈퍼컴퓨팅 사업단

*3 서울대학교 항공우주공학과

근거한 난류 모델은 다양한 난류 유동장 해석에서 만족할 만한 결과를 보인다[2]. 그러나 와점성 모델을 사용하여 복잡한 일반 난류 유동장을 해석한다는 것은 여전히 어려운 과제이다. 대부분의 난류 모델은 유동장의 특성에 따라서 예측 정확도가 크게 달라지며 이로 인하여 해석하고자 하는 유동장의 특성에 따라서 적절한 난류 모델을 선택하는 것이 대단히 중요하다. 특히 진동하는 익형과 같이 박리가 없는 영역과 대규모의 박리가 발생하는 유동 영역이 동시에 존재하는 유동장의 경우 적절한 난류 모델을 적용하기는 대단히 어려운 일이다. 이와같이 유동장의 특성에 따라 적절한 모델을 적용해야 한다는 관점에서 Menter[3]는 기존의 난류 모델들을 적절히 결합하여 유동장의 특성에 따라서 난류 모델이 자동적으로 교체되는 BSL(Baseline) 모델과 SST(Share Stress Transport) 모델을 제안하였다. SST 모델에 대한 검증은 많은 연구자들에 의해서 이루어져 왔으며 다양한 유동장에 대해서 만족할 만한 성능을 보이고 있다[2]. 그러나 진동하는 익형 주위의 유동장 해석에서 SST 모델이 다른 난류 모델에 비해서는 우수한 해석 성능을 보임에도 불구하고 박리 영역에서 공력 계수의 시간에 따른 진동이 나타나는 등 물리적 현상과는 다른 유동 예측의 문제점이 발견되었다[4]. 본 연구에서는 BSL 모델과 SST 모델을 사용하여 박리 영역이 존재하는 진동하는 익형 주위의 유동장에 대한 해석을 수행하여 기존의 SST 모델에서 나타나는 공력 계수의 진동 현상의 원인을 고찰하고 SST 모델의 수정을 통해 박리 영역에서 기존의 SST 모델에 비해서 보다 향상된 해석 결과를 얻을 수 있음을 보이고자 한다. 2장에서는 지배방정식과 수치해법에 대해서 언급할 것이다. 3장에서는 BSL 모델과 SST 모델에 대해서 살펴보고 SST 모델에 대한 수정과정에 대해서 언급할 것이다. 4장에서는 세 가지 모델을 사용하여 정상 및 비정상 유동장을 해석한 결과에 대해서 논하고 끝으로 5장에서 본 연구를 통해 얻은 결론을 요약하여 언급하고자 한다.

2. 지배방정식 및 수치해법

본 논문에서 해석하고자 하는 비정상 이차원 압축성 Reynolds 평균 Navier-Stokes 방정식을 일반 곡선 좌표계 $\xi = \xi(t, x, y), \eta = \eta(t, x, y)$ 를 도입하여 보존형으로 나타내면 다음과 같다.

$$\frac{1}{J} \frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} = \frac{\partial E_v}{\partial \xi} + \frac{\partial F_v}{\partial \eta} \quad (1)$$

(1)식에서 Q 는 보존변수를 나타내는 벡터로 이차원의 경우 $Q = [\rho, \rho u, \rho v, \rho e, k, \omega]$ 이다. E, F 는 대류항, E_v, F_v 는 점성항을 나타내며 $J = \xi_x \eta_y - \eta_x \xi_y$ 는 변환 Jacobian을 나타낸다. 그리고 t 는 물리적인 시간에 해당된다. 그리고 모든 기하학적인 변수들은 익형의 시위길이인 c 로 무차원화하였으며 ρ 는 자유류 밀도인 ρ_∞ , 속도 u, v 는 음속 a_∞ 로 무차원화하였다. (1)식에 대해서 유한체적법을 적용하여 차분식을 구성하였으며 대류항의 공간차분에는 Roe의 FDS(Flux Difference Scheme)해법을 적용하였다. 그리고 점성항의 공간차분에는 중심차분법을 사용하였다. Roe의 FDS 해법에 물리변수를 외삽하는 MUSCL(Monotone Upstream centered Scheme for Conservation Laws) 기법을 적용하여 공간정확도를 3차로 확장하였다. 그리고 고차의 공간차분시 발생할 수 있는 해의 불필요한 진동을 억제하기 위하여 van Albada 제한자를 적용하였다.

본 연구에서 수행한 비정상 유동장 해석의 경우 시간정확도를 갖는 수치기법을 도입하는 것이 필요하며 이를 위하여 이중시간전진(dual time stepping)기법을 도입하여 이차의 시간정확도를 갖도록 하였다. (1)식에 가상의 시간항인 τ 를 도입하여 이중시간전진기법의 형태로 나타내면 아래와 같다.

$$\frac{1}{J} \frac{\partial Q}{\partial \tau} = - \frac{\partial}{\partial \xi} (E - E_v) - \frac{\partial}{\partial \eta} (F - F_v) - \frac{3Q^{n+1} - 4Q^n + Q^{n-1}}{2\Delta t} \quad (2)$$

이중시간전진기법에서는 물리적인 시간항을 (2)식에서와 같이 우변의 생성항으로 처리하게 되며 물리적 시간인 Δt 를 고정시킨 상태에서 좌변이 수렴할 때까지 반복계산(sub-iteration)을 수행한 후 다음 시간으로 전진하게 된다. 이 때 각 물리적 시간 단계에서의 계산은 정상유동해를 구하는 과정과 동일하게 되므로 다중격자법을

(multigrid method), 국부시간전진기법(local time stepping) 등과 같은 수렴가속기법을 적용할 수 있어 계산의 효율성을 높일 수 있을 뿐만 아니라 물리적 시간간격을 수치제한 이상으로 가할 수 있다는 점에서 많은 장점이 있다 [5-8].

본 연구에서는 비정상 유동장을 신속하게 해석하기 위해서 병렬처리를 수행하였으며 이를 위하여 영역분할기법(DDT, Domain Decomposition Technique)을 도입하여 물리적 영역을 여러 개의 부영역으로 분할하여 KORDIC 슈퍼컴퓨터센터의 CrayT3E에서 해석하였다. 이를 위하여 각 물리적 시간 단계에서의 반복계산에는 음해법인 LU-SGS (Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel)[9] 알고리즘을 병렬처리에 적합하도록 개선한 병렬 음해법인 DP-SGS(Data Parallel Symmetric Gauss-Seidel)[10] 알고리즘을 사용하여 계산시간을 단축하여 해석이 가능하도록 하였다.

3. 난류 모델

난류 유동장을 정확히 해석하기 위한 시도로서 DNS, LES 등이 널리 연구되고 있으나 현실적인 컴퓨터의 계산성능 한계로 인하여 높은 Reynolds 수의 유동장 해석에 적용하는 것은 현실적으로 불가능하다. 이에 비해 와점성 모델은 상대적으로 적은 계산 시간으로 비교적 만족할 만한 결과를 보이고 있어 실제적인 유동장 해석에 널리 이용되고 있다. 와점성 모델중에서 현재 가장 널리 사용되고 있는 2-방정식 모델은 난류 운동에너지 k 에 대한 미분방정식과 난류 길이(혹은 시간)에 해당하는 미분방정식을 해석하여 난류 유동장에 대한 해를 구하게 된다. 2-방정식 모델 중에서 $k-\epsilon$ 난류 모델 계열이 현재 가장 널리 사용되고 있으며 다양한 유동장에 대해서 만족할 만한 성과가 이루어지고 있다. 그러나 $k-\epsilon$ 난류 모델의 경우 익형과 같이 강한 역압력 구배가 존재하는 유동영역에서 만족할 만한 해석 성능을 보이지 못할 뿐만 아니라 수치적으로 상대적으로 강건하지 못하다는 것이 단점으로 알려져 있다. 반면에 Wilcox[11]의 $k-\omega$ 2-방정식 난류 모델

은 $k-\epsilon$ 난류 모델에 비해 수치적으로 강건할 뿐만 아니라 약한 역압력 구배 유동장에서는 더 나은 성능을 보이는 것으로 알려져 있다. 뿐만 아니라 벽함수를 도입하는 등의 특별한 처리가 필요없어 경계조건을 단순하게 적용할 수 있다는 장점이 있다. 그러나 $k-\omega$ 모델은 자유류의 ω 초기값에 영향을 크게 받을 뿐만 아니라 [12] 강한 역압력 구배 유동에서 발생하는 박리를 제대로 예측하지 못하는 등 많은 단점이 있다 [2].

3.1 BSL(Baseline) 모델

기존의 난류 모델이 갖는 장단점을 고려하여 Menter[3]는 벽면 근처에서는 $k-\omega$ 모델의 장점을 유지하면서 경계층 외부에서는 $k-\epsilon$ 모델의 장점을 갖는 BSL 모델을 제안하였다. 여기서는 $k-\epsilon$ 모델을 $k-\omega$ 형태로 변환하여 원래의 $k-\omega$ 모델과 결합함으로써 벽면에서는 $k-\omega$ 모델, 원방에서는 $k-\epsilon$ 모델로 복원된다. 그리고 두 모델간의 전환은 후류 영역에서 자동적으로 이루어진다.

3.2 SST(Shear-Stress Transport) 모델

와점성 모델과 Reynolds 응력 모델과의 가장 큰 차이는 후자가 전자와 달리 (3)식의 영향을 포함하여 주난류전단응력 (principal turbulent shear stress)인 $\tau = -\rho \overline{u'v'}$ 를 고려할 수 있다는 점이다.

$$\frac{D\tau}{Dt} = \frac{\partial \tau}{\partial t} + u_k \frac{\partial \tau}{\partial x_k} \quad (3)$$

Johnson-King(JK) 모델의 경우 (3)식의 영향이 포함되어 역압력 구배 유동에서 가장 좋은 해석 성능을 보인다 [13]. JK 모델의 경우 경계층 내에서의 전단응력은 (4)식과 같이 난류운동에너지에 비해하게 되며 2-방정식 모델에서의 전단응력은 (5)식과 같다.

$$\tau = \rho a_1 k \quad (4)$$

$$\tau = \mu_t \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right) \quad (5)$$

(5)식은 일반적인 2-방정식 난류 모델에서 다음과 같이 표현된다.

$$\tau = \rho \sqrt{\frac{P_k}{D_k}} a_1 k \quad (6)$$

그런데 역압력 구배 유동 영역에서는 난류 동역학 상 물리적으로 소산량(D_k)에 비해 생성량(P_k)의 값이 크게 되어 (5)식의 τ 값을 과도하게 예측하게 된다. 따라서 2-방정식 모델이 (4)식을 만족하도록 하기 위해 BSL 모델에서 난류점성계수를 다음과 같이 수정한다.

$$\nu_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega; \Omega F_2)} \quad (7)$$

$$F_2 = \tanh(\arg_2^2) \quad (8)$$

$$\arg_2 = \max\left(2 \frac{\sqrt{k}}{0.09 \omega y}; \frac{500 \nu}{y^2 \omega}\right) \quad (9)$$

여기서 Ω 는 일차원의 경우 $\partial u / \partial y$ 이며 이차원에서는 와도(vorticity)의 절대값($|\frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial x}|$)이 된다. 경계층 내의 역압력 구배 영역에서는 난류에너지의 생성량이 소산량보다 크게 되어 ($\Omega > a_1 \omega$) (4)식을 만족하게 되며 그 외의 영역에서는 난류점성계수가 $\nu_t = k/\omega$ 가 된다.

3.3 수정된 SST 모델

앞절에서 언급한 SST 모델은 큰 박리를 수반하지 않는 다양한 유동장에서 우수한 해석 결과를 보이고 있으나[2] 큰 박리를 수반하는 유동장에서는 공력계수의 진동이 나타난다. 이는 Ekaterinaris등[4]의 진동하는 익형 후면의 박리 유동 영역에 대한 해석 결과 및 SST 모델을 사용한 정사각주 주위의 유동장 해석 결과[14]에서 공통적으로 나타나는 현상으로 이에 대해 Ekaterinaris등은 실속후의 받음각 감소 영역에서의 공력계수의 진동 현상이 후류영역의 와류 shedding에 의한 것으로 익형 끝단 및 후류 영역의 격자의 분포에 기인한다고 주장하였다. 그러나 본 연구에서는 와류 shedding의 의한 공력계수의 진동 현상이 난류 모델 자체에 의한 것이라는 점을 밝히고 SST 모델의 수정을 통해 박리 유동장에서 이러한 공력계수의 진동 현상을 제거하여 더 나은 결과를 얻고자 한다. SST 모델에서는 (7)식의 난류점성계수에 포함된 Ω 가 이차원 이상에서는 와도의 절대값으로 표현된다[3,13]. 그러나 본 연구는 SST 모델을 일차원에서 이차원으로 확장할 경우 (5)식으로 표현된 전단응력을 와도가 아닌 변형률을 사용하여 다음과 같이 이차원으로 확장하는 것이

보다 물리적으로 합당하다는 가정에서 출발한다.

$$\tau = \mu_t \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \quad (10)$$

(10)식은 전단응력 텐서 τ_{ij} 가 변형률 텐서 S_{ij} 에 비례한다는 와점성 모델의 기본 전제인 (11)식과도 일관성을 유지할 수 있으므로 와도로 표현된 원래의 SST 모델에 비해 물리적으로 (10)식이 더욱 타당하다고 할 수 있다.

$$\tau_{ij} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij}^{(11)}$$

이 때 (7)식의 난류점성계수는 다음과 같이 표현된다.

$$\nu_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega; 2|S_{ij}|F_2)} \quad (12)$$

$$|S_{ij}| = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} = \frac{1}{2} \left| \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right| \quad (13)$$

이와 같이 이차원에서 수정된 SST 모델을 적용하여 공력계수의 진동 현상을 제거하고 박리 영역에서의 정확성을 향상시킬 수 있다.

4. 해석결과

3장에서 살펴본 세 가지 난류 모델(BSL, SST, Modified SST)을 이용하여 정상 유동장과 큰 박리영역을 수반하는 익형 진동문제에 대해서 해석을 수행하여 기존의 실험 결과와의 비교를 통해 각 난류 모델의 난류 유동장 예측 능력에 대해서 살펴보았다.

4.1 NACA4412익형 주위의 정상유동장

먼저 실험치가 존재하면서 약한 박리를 수반하는 유동장인 NACA4412 익형에 대한 정상 유동장 해석을 통해 약한 역압력 구배에서의 해석 성능을 비교하였다. Coles와 Wadcock[15]의 실험과 같은 유동조건인 받음각 13.87도, $Re = 1.52 \times 10^6$ 에 대해서 해석을 수행하였다. 계산에는 161×80 개의 O-type 격자가 사용되었다. Figure 1은 익형 윗면의 특정 위치에서의 흐름 방향의 평균 유속 분포를 나타내고 있다. $x/C = 0.642$ 에서는 세가지 모델이 모두 실험치와 잘 일치함을 볼 수 있으며 박리 영역인 $x/C=0.908$ 에서는 BSL 모델이 실험치와 가장 큰 오차를

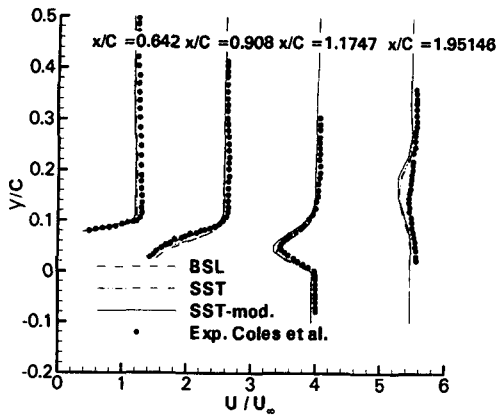


Fig. 1 NACA4412 Mean streamwise velocity component, $Re=1.52 \times 10^6$, incidence 13.87°

보이고 있다. 이는 BSL 모델이 박리를 가장 작게 예측하기 때문이다. 반면 SST 모델과 수정된 SST 모델은 실험치와 비교적 잘 일치함을 알 수 있다. 그리고 익형 끝단 직후의 $x/C=1.1746$ 에서도 SST 모델과 수정된 SST 모델이 실험치와 잘 일치함을 알 수 있다. 반면에 후류 영역인 $x/C=1.95146$ 에서는 세 모델 모두 실험치와 상당한 오차를 보이는데 이는 O-type 격자로 인한 후류영역에서의 격자의 성김에 기인한 것이다. 결론적으로 약한 역압력 구배가 있는 정상 유동장 해석에서는 BSL 모델에 비하여 SST 모델 및 수정된 SST 모델의 해석 능력이 우수함을 알 수 있으며 이는 기존의 연구결과[2,3]와도 일치하고 있다. 그리고 이러한 유동 영역에서는 SST 모델과 수정된 SST 모델이 거의 유사한 특성을 보임을 알 수 있는데 이는 약한 박리가 존재하는 유동장에서는 (7)식과 (12)식의 난류점성계수에 포함된 와도의 절대값과 변형률의 절대값이 그다지 큰 차이가 나지 않기 때문이며 이 사실에서 기존의 SST 난류 모델이 좋은 성능을 보이는 여러 유동장에서 수정된 SST 모델이 기존의 SST 모델과 같은 해석 능력을 가질 것이라는 결론을 유추할 수 있다. 그러나 이에 대해서는 추가적인 검증이 따라야 할 것이다.

4.2 진동하는 익형에서의 박리유동 해석

다음으로 세 모델을 사용하여 주기적인 진동을

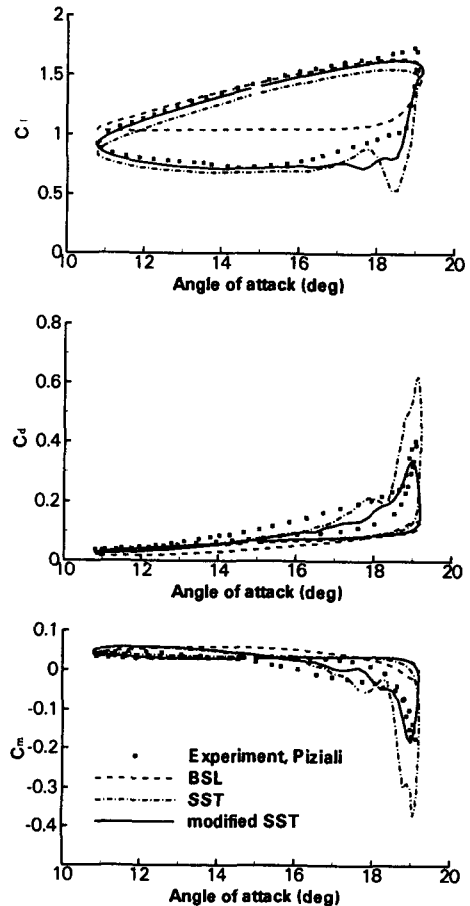


Fig. 2 Hysteresis effects for deep stall obtained with three models; $M = 0.3$, $Re = 2 \times 10^6$, $\alpha(t) = 15^\circ + 4.2^\circ \sin(t)$, $k = 0.1$

하는 익형에 대한 비정상 유동장 해석을 수행하여 각 모델이 실속 이후 큰 박리를 수반하는 유동장 해석에서 어떠한 특성을 나타내는지 살펴보았다. 모든 계산에서 익형 윗면 2.5% 지점을 천이점으로 하여 천이점 앞에서는 난류 생성항의 값을 0으로 제한하여 천이(transition)가 일어나도록 하였다. Guilmineau[16]과 Ekaterinaris등[4]의 연구결과에 의하면 난류 모델을 사용한 해석 결과가 천이에 영향을 크게 받는다고 알려져 있으므로 본 연구에서 천이점으로 정한 시위의 2.5% 위치가 타당한지에 대한 연구가 뒤따라야만 할 것이다. 그러나 일반적인 익형 실험에서 통상적으로 익형 시위의 2%에서 5%사이에서 강제 천이를 일으킨다는

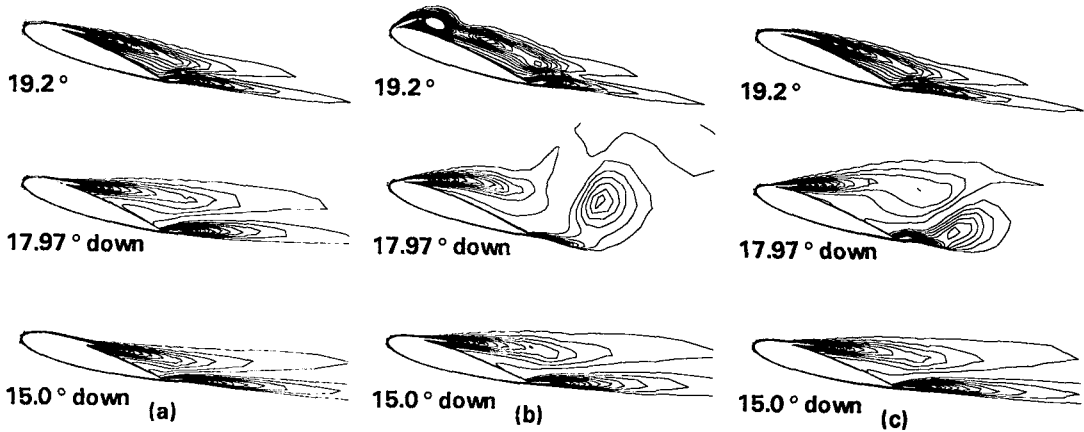


Fig. 3 Vorticity distribution obtained with three turbulence models ; (a) BSL, (b) SST, (c) modified SST model, $M = 0.3$, $Re = 2 \times 10^6$, $\alpha(t) = 15^\circ + 4.2^\circ \sin(t)$, $k = 0.1$

점을 감안하여 본 연구에서는 수치실험을 통해 2.5% 위치를 천이점으로 정하였다. 모든 계산에는 229×65 개의 C-type 격자가 사용되었으며 익형 표면에 159개의 격자를 분포시켰다. 계산은 3주기 동안 수행되었으며 3주기와 4주기에서의 공력분포는 완전히 일치하였다.

CASE1 : NACA0015, $\alpha(t) = 15^\circ + 4.2^\circ \sin(t)$
 먼저 실험치가 존재하는 NACA0015 익형에 대한 해석을 수행하였다. 받음각은 $\alpha(t) = 15^\circ + 4.2^\circ \sin(t)$ 이며 reduced frequency k 는 0.1, 자유류 음속은 0.3, Reynolds 수는 2×10^6 으로 실험[4]과 동일하게 적용하였다. 비정상 계산을 위하여 한 주기를 1000 단계로 나누어 각 시간 단계에서 반복계산을 통해 수렴해를 얻은 다음 다음 시간단계로 전진하였다. Figure 2에 한 주기 동안의 공력계수의 변화가 나타나 있다. 세 가지 난류 모델 모두 실험치에 비해서 양력계수는 낮은 값을 보였으며 SST 모델은 받음각이 감소하는 영역에서 공력계수의 진동 현상이 나타나는 등 가장 부정확한 결과를 보이고 있다. 양력계수는 천이 및 계산 격자의 영향으로 인해 실험치와 오차를 보이는 것으로 생각되며 이에 대해서는 추가적인 연구가 요구된다. 그러나 세 모델 모두 실험 받음각과 재부착 받음각은 비교적 잘 예측하고 있다.

Figure 3은 최고점 이후 받음각이 감소하는 영역에서의 와도분포를 각 모델별로 비교한 그림

이다. 이를 통하여 SST 모델이 실험 이후 공력계수의 진동 현상을 보이는 원인을 살펴보고자 한다. 세 모델 모두 받음각이 증가하면서 익형 앞전에서 발생한 주 와류(vortex)가 발달하고 최고점에 도달하면서 익형 끝단에서 이차 와류가 생성된다. 최고점 이후 받음각이 감소하는 영역에서 주와류는 익형 후면으로 진행하게 되고 동시에 익형 후면에서 발생한 이차 와류와 합쳐지면서 shedding이 일어나게 된다. 그러나 BSL 모델의 경우 다른 두 모델에 비해 주와류의 강도가 약한 편이며 이로 인하여 이차 와류가 발달하기 이전에 주와류가 소산되어 shedding이 일어나지 않는다. 이로 인하여 BSL 모델의 경우 공력계수의 진동 현상이 관찰되지 않으며 두 모델에 비해 양력계수의 값이 높은 편이다. 반면 SST 모델의 경우 주와류의 강도가 훨씬 강할 뿐만 아니라 이차 와류의 강도 또한 다른 두 모델에 비해 강해서 주 와류와 익형 끝단 와류의 결합으로 shedding이 계속 발생한다. 이 결과 평균 받음각인 15도에서도 유동의 재부착이 일어나지 않으며 후류에서의 shedding으로 인해 여전히 공력계수의 진동 현상이 관찰된다.

한편 수정된 SST 모델에서는 와류의 강도가 SST 모델에 비해서는 약하며 따라서 SST 모델에서 나타나는 실험후의 공력계수 진동 현상이 나타나지 않음을 알 수 있다.

BSL 모델에서의 난류점성계수와 (7)식과 (12)

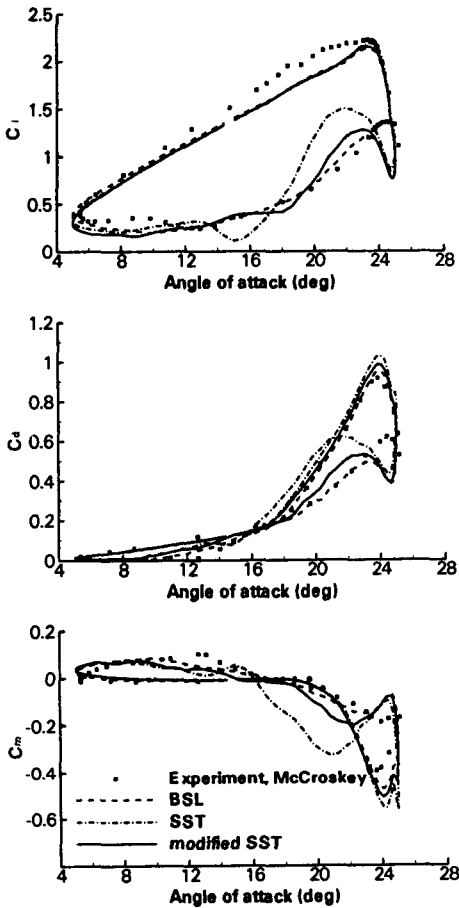


Fig. 4 Hysteresis effects for deep stall obtained with three models; $M = 0.283$, $Re = 3.45 \times 10^6$, $\alpha(t) = 15^\circ + 10^\circ \sin(t)$, $k = 0.151$ 식으로 정의되는 난류점성계수를 통해서도 이상의 결과를 확인할 수 있다. 역압력 구배로 인해 박리가 일어나는 영역에서는 항상 다음의 관계식을 만족한다.

$$a_1 \omega < \left| \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right| < \left| \frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial x} \right| \quad (14)$$

따라서 (14)식으로 인해 박리영역에서 세가지 모델에서의 난류점성계수 ν_t 사이에는 항상 다음과 같은 관계가 성립된다.

$$\nu_t \text{ BSL} > \nu_t \text{ modified-SST} > \nu_t \text{ SST} \quad (15)$$

(15)식에서 보듯이 원래의 SST 모델에서 난류점성계수가 가장 작은 값을 갖게 되어 소산이 적게 일어나면서 다른 두 모델에 비해 와류의 강도가 훨씬 강하게 된다. 이로 인해 앞에서 설

명한 것과 같은 shedding으로 인한 공력계수의 진동 현상이 유발된다.

CASE2 : NACA0012, $\alpha(t) = 15^\circ + 10^\circ \sin(t)$

다음으로는 NACA0012 익형에 대해서 CASE1과 동일한 방법으로 해석을 수행하였다. CASE2는 CASE1과는 달리 받음각이 최고점에 도달하기 전에 실속이 발생하는 경우에 해당된다. 받음각은 $\alpha(t) = 15^\circ + 10^\circ \sin(t)$ 이며 reduced frequency k 는 0.151, 자유류 음속은 0.283, Reynolds 수는 3.45×10^6 으로 실험[17]과 동일하다.

Figure 4에 한 주기 동안의 공력 계수의 변화가 나타나 있다. 세가지 모델 모두 실속각은 실험과 거의 일치하나 CASE1과 마찬가지로 받음각이 증가하는 구간에서 양력계수가 실험치보다 낮게 나타나고 있다. CASE1에서와 마찬가지로 실속 이후 박리가 발생한 후 받음각이 감소하는 영역에서 SST 모델의 경우 공력계수들의 진동 현상이 관찰되며 수정된 SST 모델에서는 이러한 공력계수의 진동 현상이 감소되면서 실험치와 유사한 값을 보이고 있다.

5. 결론

본 연구에서는 2-방정식 난류 모델 중 유동영역에 따라서 적절한 모델이 적용되는 SST 난류 모델 계열을 통하여 박리가 수반되는 진동하는 익형 주위의 난류 유동장에 대한 해석을 수행하였다. 기존의 SST 모델의 경우 박리가 없는 영역과 약한 역압력 구배 유동장에서는 만족할 만한 해석 성능을 보이고 있으나 대규모의 박리가 수반되는 유동장에서 난류점성계수가 지나치게 감소하여 공력계수의 진동 현상이 유발된다. 이러한 공력계수의 진동 현상은 와도를 사용하여 SST 모델을 이차원으로 확장하면서 발생하는 문제점으로 사료되며 이에 따라 본 논문에서는 와도가 아닌 변형률을 사용하여 SST모델을 수정하였다. 이는 전단응력 텐서가 변형률의 형태로 표현된다는 사실과 물리적으로 일관성을 유지할 뿐 아니라 SST 모델이 제안된 기본 개념에 어긋나지도 않는다. 이와 같은 수정을 통하여 박리유동영역에서 난류

점성계수가 지나치게 감소하는 것을 억제할 수 있으며 이를 통해 SST 모델에서 나타나는 공력계수의 진동 현상을 제거하고 향상된 해석 결과를 얻을 수 있었다. 이상의 연구 결과를 바탕으로 SST 난류 모델을 이용하여 보다 일반적인 난류 유동장에 대한 효율적인 해석이 이루어질 수 있을 것으로 생각된다.

참고문헌

- [1] Sangsan Lee, "Unsteady aerodynamic force prediction on a square cylinder using $k-\epsilon$ turbulence models," *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.* 67&68, 1997, pp.79-90
- [2] Bardina, J. E., Huang, P. G., Coakley, T. J., "Turbulence Modeling Validation," AIAA 97-2121, 1997
- [3] Menter, F. R., "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications," *AIAA J.* Vol. 32, No. 8, 1994, pp. 1598-1605
- [4] Ekaterinaris, J. A., F. R. Menter, "Computation of Oscillating Airfoil Flows with One- and Two-Equation Turbulence Models," *AIAA J.* Vol. 32, No. 12, 1994, pp. 2359-2365
- [5] Rogers, Kwak, "Upwind differencing scheme for the time-accurate incompressible Navier-Stokes equations," *AIAA J.* Vol. 28, No. 2, 1990, pp. 253-262
- [6] Christopher L. Rumsey, Mark D. Sanetrik, Robert T. Biedron, N. Duane Melson, and Edward B. Parlette, "Efficient and Accuracy of Time- Accurate Turbulent Navier-Stokes Computations," AIAA 95-1835, June 1995.
- [7] Andrea Arnone, Meng-Sing Liou, and Louis A. Povinelli, "Integration of Navier-Stokes Equations Using Dual Time Stepping and a Multigrid Method," *AIAA J.* Vol. 33, No. 6, 1995, pp. 985-990
- [8] 이보성, 이동호, "이차원 천음속 익형 주위의 정상/비정상 난류 유동장 병렬계산," 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 1998, pp. 35-38
- [9] Yoon, S., Kwak D., "Three-Dimensional Incompressible Navier-Stokes Solver Using Lower Upper Symmetric Gauss-Seidel Algorithm", *AIAA J.*, Vol. 29, No. 6, 1991, pp. 874-875
- [10] 이보성, 이동호, "MPP에서의 효율적 분산 처리를 위한 Data Parallel Symmetric Gauss-Seidel 알고리즘," 한국항공우주학회지 제 26권 2호, pp. 60-72
- [11] David C. Wilcox, "Turbulence Modeling for CFD," DCW Industries, Inc., 1993
- [12] F. R. Menter, "Influence of Freestream Values on $k-\omega$ Turbulence Model Predictions," *AIAA J.*, Vol. 30, No. 6, 1992, pp. 1657-1659
- [13] F. R. Menter, "Performance of Popular Turbulence Models for Attached and Separated Adverse Pressure Gradient Flows," *AIAA J.*, Vol. 30, No. 8, 1992, pp. 2066-2072
- [14] 이보성, 이동호, 이상산, " $k-\omega$ SST 난류 모델을 이용한 2차원 정사각주 주위의 비정상 난류 유동장 해석," 한국항공우주학회 춘계학술 발표대회 논문집, 1998
- [15] Coles, D., Wadcock, A. J., "Flying-hot-wire study of flow past a NACA4412 airfoil at maximum lift," *AIAA J.*, Vol. 17, No. 4, 1979, pp. 321-329
- [16] E. Guilmineau *et al.*, "Two-dimensional turbulent Viscous Flow Simulation Past Airfoils at Fixed Incidence," *Computer & Fluids*, Vol. 26, No. 2, pp. 135-162, 1997
- [17] W. J. McCroskey *et al.*, "An Experimental Study of Dynamic Stall on Advanced Airfoil Sections," Vol. 1-3, NASA TM-84245, 1982