

충격파를 동반한 천음속 에어포일 주위의 유동 수치해석

A Numerical study of flowfield around a transonic airfoil accompanying shock

김재민^{1*}, 김문상¹한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부¹

초 록

천음속 영역에서 비행하는 에어포일 주위의 유동은 아음속 영역과는 달리 충격파(Shockwave)를 동반하고 이에 따라 복잡한 유동 현상이 발생한다. 본 연구는 천음속 영역에서 설계된 에어포일 주위의 유동에서 충격파 발생에 따른 유동변화의 특징들을 관찰하였다. 특히, 충격파에 의해서 발생하는 진동(Buffeting)과 경계층 유동 박리(Shock-induced boundary layer separation)현상에 대한 관찰과 일반적인 에어포일과 초임계 에어포일(Supercritical airfoil)간의 유동 특성의 차이점을 분석하였다. 본 연구를 위해서 EDISON CFD코드가 사용되었다.

Key Words : 충격파(Shockwave), 천음속 유동(Transonic flow), 초임계 에어포일(Supercritical airfoil), 버페팅(Buffeting), 경계층 박리(Boundary layer separation), 전산유체역학(Computational Fluid dynamics)

1. 서 론

1.1 배경

에어포일 주위의 천음속유동은 아음속 유동과는 달리 충격파를 동반 하고 이에 따라 복잡한 유동현상이 발생한다. 이러한 천음속 영역은 공기역학적으로 해결하기 어려운 문제를 발생시키지만 실생활과 관련된 매우 중요한 문제이다. 초음속 항공기나 천음속 여객기들은 천음속 영역대를 거쳐 안전하게 가속하거나 만족할 수 있는 성능이 요구되며, 많은 항공기들이 천음속 영역에서 순항하도록 설계되고 있기 때문이다. 에어포일 주위 천음속유동은 자유흐름의 마하수가 1보다 낮기 때문에 유동은 에어포일 주위에서 가속되어 음속을 돌파 한 후 에어포일의 강한 역압력 구배를 만나면서 충격파를 발생시킨다. 따라서 충격파는 에어포일의 앞전과 뒷전 사이에 발생하게 된다. 에어포일 주위에서 이러한 충격파의 존재로 인해 충격파 뒤에서 압력의 급격한 상승이 발생하고 이에 따라 유동은 급격히 변하고 큰 항력의 증가를 야기한다. 충격파에 의한 유동변화 중 대표적인 현상은 충격파 뒤에서 경계층 유동 박리 현상(Shock-induced boundary layer separation)과 유동의 불안정으로 인한 에어포일의 진동(Buffeting) 현상이다. Buffeting 현상은 충격파가 앞뒤로 이동 하는 비정상 유동으로 인한 이상 진동 현상을 말하고 항공기의 비행 안정성을 저하시킨다.

에어포일 주위에 생기는 충격파와 그에 따른 비행안정성과 효율을 떨어뜨리는 유동현상들 때문에 천음속영역의 비행에 적합한 초임계 에어포일(Supercritical airfoil)이 개발되어져 왔다. 초임계 에어포일의 설계 아이디어는 앞전의 캠버를 줄이고 뒷전의 캠버를 증가시켜 기존에어포일보다 완만한 형태의 에어포일형상으로 설계하여 초음속 영역의 압축과정에서 마하선들이 모이지 않게 해 충격파를 생기지 않게 하여 아음속영역에 도달하거나 뒷전 가까이에서 약한 충격파를 발생시켜 경계층 유동박리가 크지 않도록 하는 것이다. 따라서 초임계에어포일은 에어포일의 넓은 범위에 걸쳐 빠른 초음속영역을 분포시킬 수 있고 경계층 유동 박리의 크기를 줄여 비행효율을 증가시킬 수 있다.

1.2 연구 목적

이번 연구의 목적은 수치해석을 통하여 에어포일 주위의 충격파에 의해 발생하는 경계층 유동박리현상과 진동현상을 관찰하고 일반적인 에어포일과 초임계에어포일 주위의 유동현상을 비교 분석하여 초임계 에어포일의 유용성을 확인하는 것이다. 충격파에 의한 유동현상 관찰은 NACA0012 에어포일을 대상으로 하여 비정상(Unsteady) 유동 해석을 진행하였고 일반적인 에어포일과 초임계 에어포일의 비교는 NACA2412와 NASA/Langley Whitcomb integral supercritical airfoil을 대상으로 하여 정상(steady) 유동해석을 진행하였다. 격자 생성 및 수치해석은 EDISON CFD코드를 사용하여 진행하였다.

2. 수치해석

2.1 수치해석조건

EDISON CFD 코드는 유한체적법(Finite volume method, FVM)기반의 범용 해석코드로서 해석을 위한 지배방정식은 Steady/Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes Equation(RANS Equation)이고 난류유동 계산을 위한 모델은 K-w SST(Shear Stress Transport) Model을 사용한다.

먼저 수치해석의 신뢰성을 판단하기 위해 McDevitt and Okuno⁽¹⁾의 NACA0012 실험과 같은 조건으로 해석하여 비교해보았다. Juntao Xiong⁽²⁾등의 연구에 의하면 NACA0012주위의 유동은 받음각 0도에서 레이놀즈수 10×10^6 에서 마하수가 0.85~0.87의 범위에서 Buffeting이 발생하였다고 한다. 본 연구에서는 NACA0012 에어포일 해석 시 받음각 0도에서 레이놀즈수 10×10^6 , 마하수 0.85에서 비정상 유동해석을 진행하였고 NACA2412 에어포일과 NASA/Langley Whitcomb integral supercritical airfoil은 받음각 0도에서 레이놀즈수 10×10^6 , 마하수 0.85에서 정상 유동해석을 진행 하였다.

2.2 에어포일 격자 생성

Fig. 1. 과 Fig. 2.는 완성된 에어포일 격자들의 모습이다. 수치해석 시 무차원 특성길이는 1이 되도록 에어포일의 코드길이를 정하였고 난류경계층을 감안하여 에어포일표면으로 부터 주위로의 첫 번째 격자 사이 간격을 $y^+=5$ 로 정해 계산한 결과 약 코드길이의 10^{-5} 배의 크기로 결정되었다. 계산공간의 크기는 에어포일을 중심으로 전/후방은 에어포일 코드길이의 25배, 위/아래는 코드길이의 20배의 크기를 같은 O-mesh로 형성하였고 에어포일과 Far-field의 경계조건은 각각 viscous adiabatic wall과 far-field 경계조건을 사용하였다.

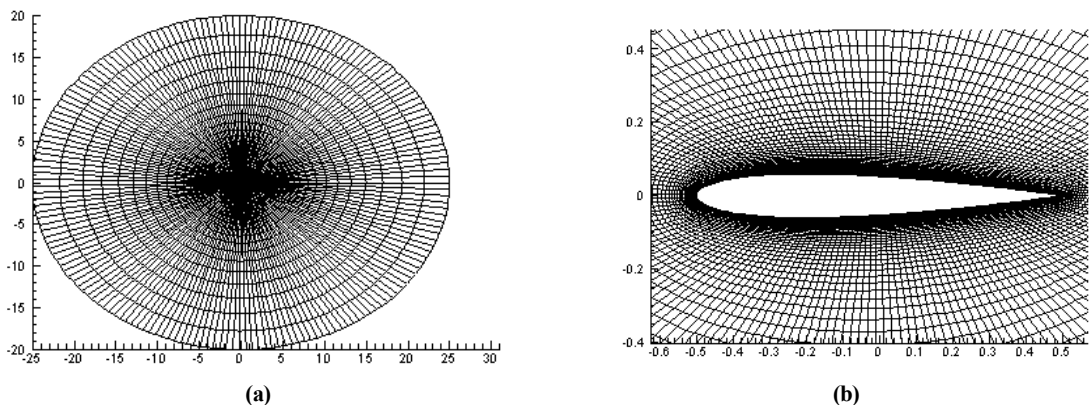


Fig. 1. NACA0012 에어포일 격자. (a) 전체격자, (b) 에어포일 주위 세부격자

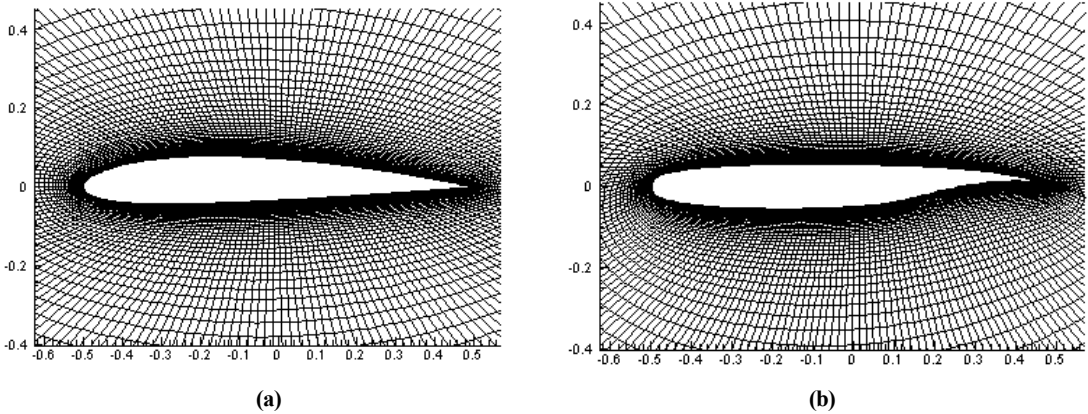


Fig. 2. (a) NACA2412 airfoil, (b) NASA/Langley Whitcomb integral supercritical airfoil.

2.3 수치해석 결과

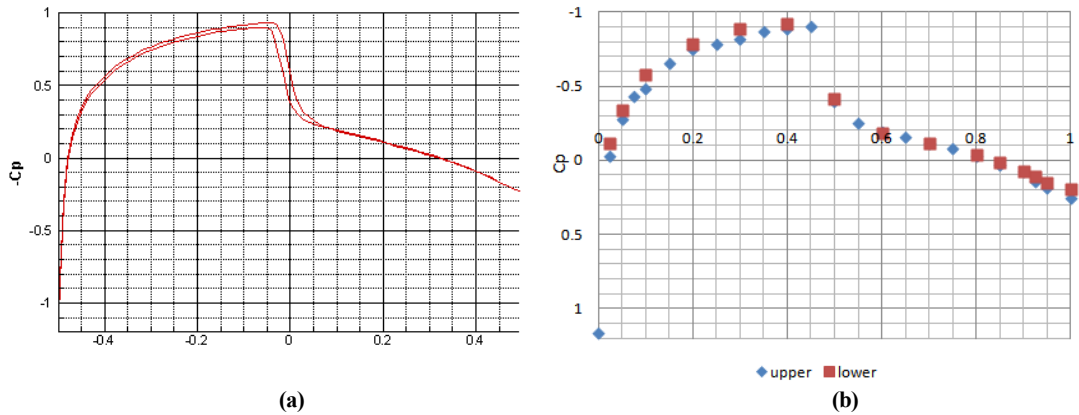


Fig. 3. NACA0012 Airfoil Cp data comparison. $Ma=0.803$, $Re=10 \times 10^6$, $AOA=-0.1^\circ$
 (a) EDISON CFD numerical data, (b) Experimental data of McDevitt and Okuno⁽¹⁾

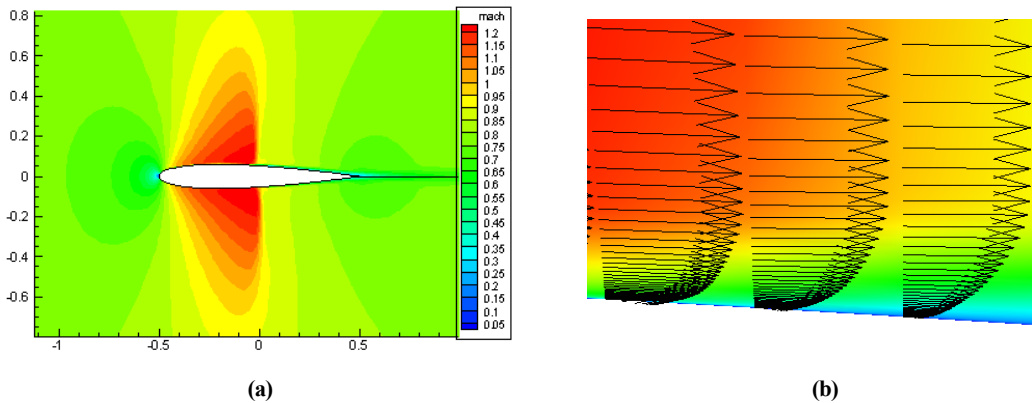


Fig. 4. NACA0012 Airfoil. $Ma=0.803$, $Re=10 \times 10^6$, $AOA=-0.1^\circ$
 (a) Mach number contour, (b) Boundary layer vector capture.

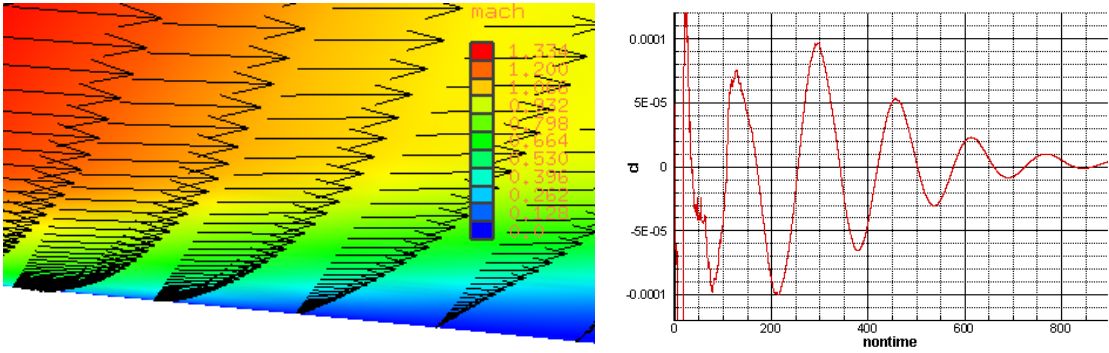


Fig. 5. boundary layer separation and C_l history oscillation of NACA0012 Airfoil unsteady RANS numerical data. $Ma=0.85$, $Re=10 \times 10^6$, $AOA=0.0^\circ$

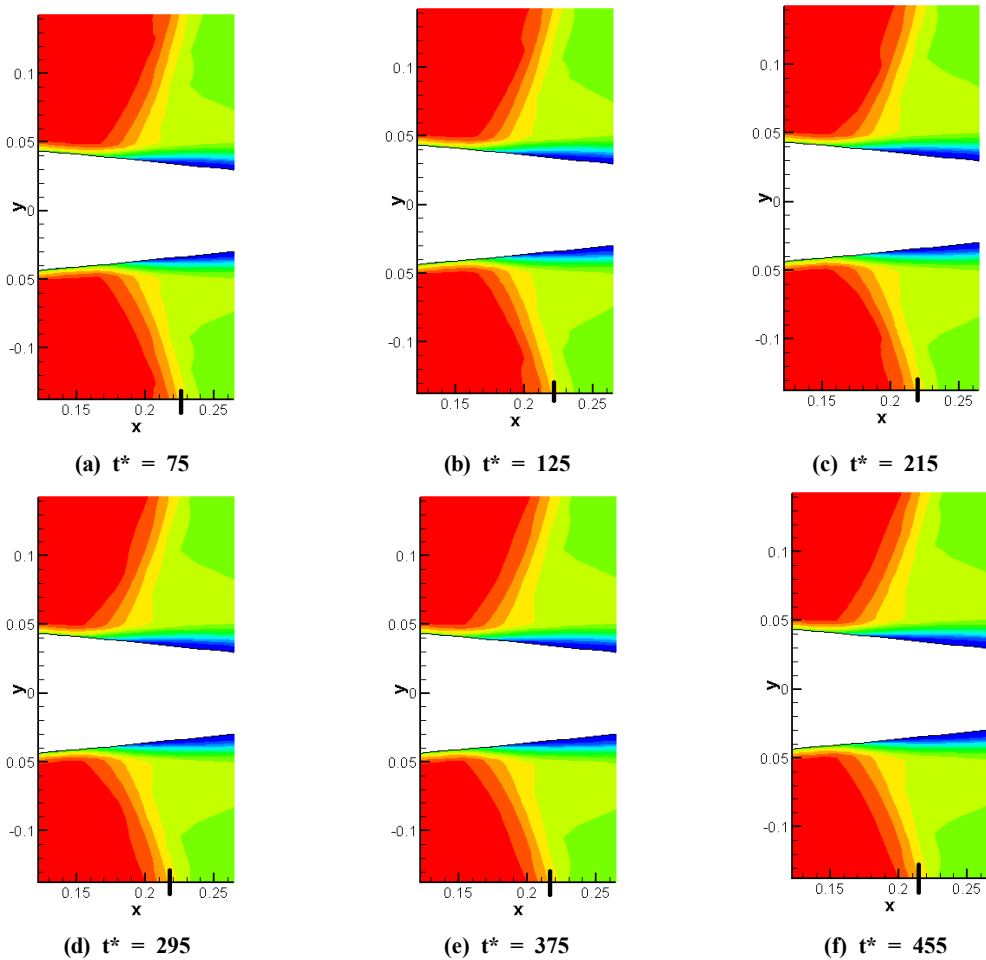


Fig. 6. Mach number contour of NACA0012 Airfoil unsteady RANS numerical data. $Ma=0.85$, $Re=10 \times 10^6$, $AOA=0.0^\circ$

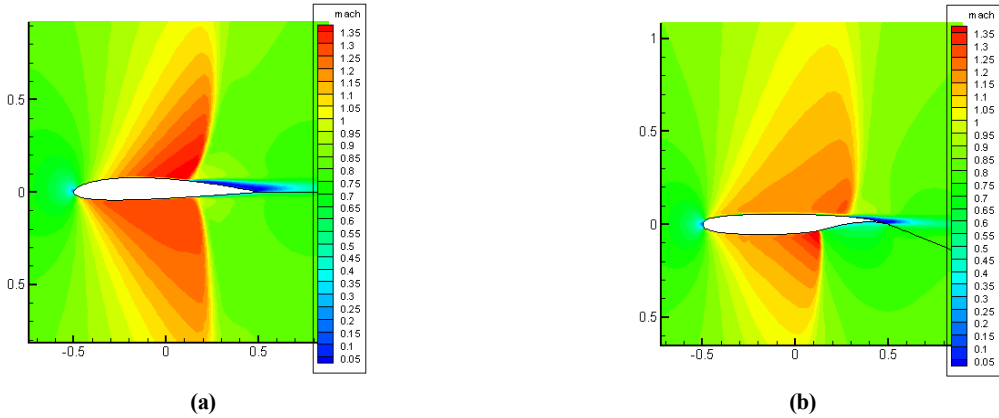


Fig. 7. Mach number contour comparison. $Ma=0.85$, $Re=10 \times 10^6$, $AOA=0^\circ$.
 (a) NACA 2412 airfoil, (b) NASA/Langley Whitcomb integral supercritical airfoil.

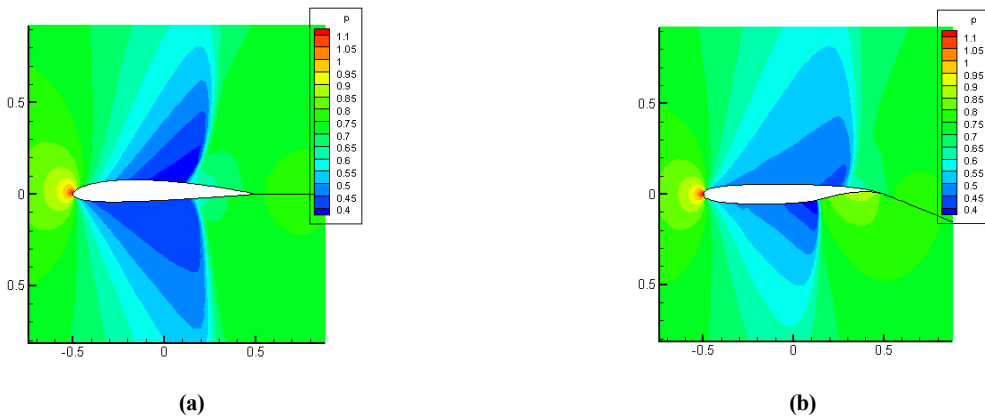


Fig. 8. Pressure contour comparison. $Ma=0.85$, $Re=10 \times 10^6$, $AOA=0^\circ$.
 (a) NACA 2412 airfoil, (b) NASA/Langley Whitcomb integral supercritical airfoil.

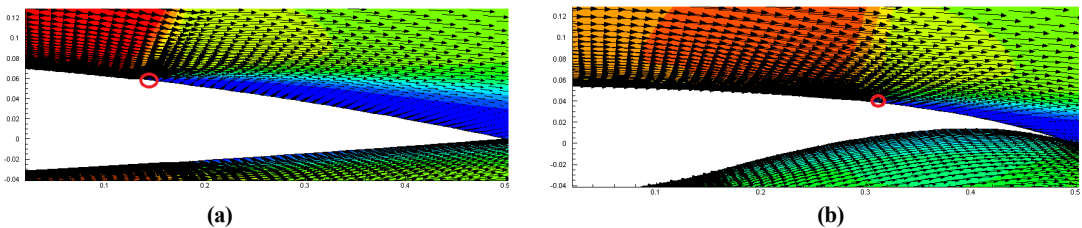


Fig. 9. Boundary layer separation point. $Ma=0.85$, $Re=10 \times 10^6$, $AOA=0^\circ$.
 (a) NACA 2412 airfoil, (b) NASA/Langley Whitcomb integral supercritical airfoil.

Table. 1. Drag coefficient of airfoils

	NACA 2412 airfoil	NASA/Langley Whitcomb integral supercritical airfoil
Cd	0.063411	0.036010

3. 결 론

Fig.3.을 보면 수치해석의 신뢰성을 판단하기 위한 NACA0012의 수치해석 데이터와 실험 데이터의 C_p 값 비교 결과가 거의 일치하여 데이터의 신뢰성을 확인 할 수 있었다. 또한 Fig.4.의 (b)를 보면 에어포일 표면의 경계층이 잘 잡힌 것을 확인함으로써 격자의 신뢰성을 확인하였다.

충격파에 의한 경계층 유동 박리와 에어포일 주위 유동의 진동(Buffeting) 현상을 관찰하기 위해 받음각 0도에서 레이놀즈수 10×10^6 , 마하수 0.85에서 NACA0012의 비정상 유동해석 결과 Fig.5.를 보면 충격파 영역의 후방유동에서 경계층의 두께가 증가하고 경계층 유동 박리가 일어나는 것을 알 수 있다. CI history 그래프를 보면 0을 기준으로 CI값이 진동하는 것이 관찰 되었다. CI값이 피크점일 때 무차원 시간 t^* 에서 mach number contour를 보면 충격파의 위치가 미소하게 앞으로 이동 하는 것이 관찰 되었다. 유동의 진동 현상이 계속 이어나가지는 않았지만 CI history 그래프와 충격파의 이동 현상을 봤을 때 천음속영역에서 충격파에 의한 진동현상(Buffeting)이 일어날 수 있음을 확인 하였다.

Fig.7,8.을 보면 NACA2412보다 NASA/Langley Whitcomb integral supercritical airfoil의 윗면에서 초음속 영역이 더 넓게 분포하는 것을 볼 수 있고 최대 마하수가 작은 것을 알 수 있다. 또한 충격파 앞/뒤의 압력분포 크기의 차이가 더 적은 것을 볼 수 있다. 즉 NASA/Langley Whitcomb integral supercritical airfoil의 충격파의 세기가 NACA2412보다 약하다는 것을 알 수 있고 에어포일 윗면에 초음속 영역이 NACA2412보다 더 고르게 분포한다는 것을 알 수 있다. Fig.9.에서 충격파에 의한 경계층 유동박리 위치와 박리된 유동의 크기를 비교해 볼 때 NASA/Langley Whitcomb integral supercritical airfoil의 유동이 더 후방에서 박리가 일어났고 박리된 유동의 크기도 NACA2412의 유동보다 훨씬 작을 것을 볼 수 있다. 따라서 천음속 유동에서 충격파에 의한 유동박리가 더 작고 충격파의 세기도 약한 NASA/Langley Whitcomb integral supercritical airfoil이 더 작은 항력계수 값을 가졌고 이러한 초임계 에어포일은 일반적인 에어포일보다 천음속 영역의 비행에 더 적합하다고 볼 수 있다.

후 기

본 연구를 위해 도움을 주신 EDISON CFD 모든 관계자 분들과 지도 교수님께 깊은 감사를 드립니다.

참고문헌

- (1) John B. McDevitt and Arthur F. Okuno., 1985, "Static and Dynamic Pressure Measurements on a NACA 0012 Airfoil in the Ames High Reynolds Number Facility," NASA Technical Paper, 2485.
- (2) Juntao Xiong. Feng Liu and Shijun Luo., 2012, "Computation of NACA0012 Airfoil Treansonic Buffet Phenomenon with Unsteady Navier-Stokes Epquations," 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2012-0699.
- (3) Q. Xiao and H. M. Tsai., 2006, "Numerical Study of Transonic Buffet on a Supercritical Airfoil," AIAA Jounal, Vol. 44, No. 3, pp.620~628.
- (4) F. Liu., Q. Xiao and H. M. Tsai., 2003, "Computation of Shock Induced Separated Flow with a Lagged k-w Turbulence Model," 33rd AIAA Fluid Dynamics Conference, AIAA-2003-3464.
- (5) Alexander Kuz'min and Alexy shilkin., 2009, "Transonic Buffet over Symmetric Airfoils," Springer-Verlag, Berlin, pp.849~854.