

고받음각 2차원 에어포일 주위의 비정상 유동의 진동 특성에 관한 연구

유재경¹, 김재수²

¹아틱스엔지니어링

²조선대학교 항공우주공학과

ANALYSIS OF UNSTEADY OSCILLATING FLOW AROUND TWO DIMENSIONAL AIRFOIL AT HIGH ANGLE OF ATTACK

J.K. Yoo¹ and J.S. Kim^{*2}

¹ATICS Engineering

²Dept. of Aerospace Eng., Chosun Univ.

Missile and fighter aircraft have been challenged by low restoring nose-down pitching moment at high angle of attack. The consequence of weak nose-down pitching moment can be resulting in a deep stall condition. Especially, the pressure oscillation has a huge effect on noise generation, structure damage, aerodynamic performance and safety, because the flow has strong unsteadiness at high angle of attack. In this paper, the unsteady aerodynamics coefficients were analyzed at high angle of attack up to 50 degrees around two dimensional NACA0012 airfoil. The two dimensional unsteady compressible Navier-Stokes equation with a LES turbulent model was calculated by OHOC (Optimized High-Order Compact) scheme. The flow conditions are Mach number of 0.3 and Reynolds number of 10^5 . The lift, drag, pressure, entropy distribution, etc. are analyzed according to the angle of attack. The results of average lift coefficients are compared with other results according to the angle of attack. From a certain high angle of attack, the strong vortex formed by the leading edge are flowing downstream as like Karman vortex around a circular cylinder. The primary and secondary oscillating frequencies are analyzed by the effects of these unsteady aerodynamic characteristics.

Key Words : High Angle of Attack, Unsteady Aerodynamic Characteristics, Optimized High-Order Compact Scheme, LES turbulent model, Primary and Secondary Oscillating Frequencies

1. 서 론

비행기 날개의 발전은 날개의 단면 형상인 에어포일(airfoil)의 개발과 그 성능의 향상에 의해 이루어져왔다. 최근 들어 고받음각에서의 조종성과 기동성을 갖춘 항공기에 대한 관심이 높다. 그에 따라 고받음각에서의 공기역학적 특성에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 고받음각 영역에서 공기력의 급격한 변화는 조종성과 안정성에 큰 영향을 준다. 따라서 높은 비행 성능을 위해서는 고받음각 영역에서의 공기역학적 특성에 대한 정확한 이해가 필요하다.

날개주위 유동은 간단한 형상임에도 불구하고 받음각을 증

가시킴에 따라 경계층 박리, 실속(stall)등 유체역학의 복잡한 현상이 모두 나타난다. 따라서 학술적 및 실용적인 면에서 항공기, 로터, 유체기계 등의 필수요소로 큰 관심의 대상이 되고 있다. 고받음각 익형주위 유동장에 관한 연구는 최대양력의 증가와 저항 감소를 추구하는 성능 향상을 위해 많은 연구자들에 의하여 수행되어 왔다. 이 유동장은 비정상적 복잡한 와동의 생성, 소멸로 특징지어지며, 이러한 와동은 소음 및 진동의 원인이 되기도 한다. 따라서 이러한 문제를 해결하기 위해서는 기본적인 유동장에 대한 보다 정확한 이해가 중요하다. 특히, 비정상 공기역학은 많은 공학적 기구에 응용되는데 예를 들면, 고도의 조정 가능한 전투기, 헬기 로터, 터보기계 등이 그 응용사례가 된다. 특히 익형주위의 비정상유동은 그 응용범위가 넓어 피칭하는 익형 중심으로 많은 실험 및 이론 연구가 이루어졌으며, 익형이 정적실속(static stall) 각보다 큰 각도에서 작용할 때 발생하는 동적실속(dynamic stall)에 큰 관심을 가져왔다[1-4].

Received: January 26, 2012, Revised: November 5, 2012,

Accepted: November 6, 2012.

* Corresponding author, E-mail: jsckim@chosun.ac.kr

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2013.18.1.001>

© KSCFE 2013

Gursul and Ho[1]는 비정상 유동에서 날개의 양력에 영향을 주는 변수들의 효과에 관하여 연구하였다. 이 논문에서 실속 후에 시간 평균 양력을 최대로 만드는 최적의 무차원 주파수가 있으며, 그 주파수는 자연 와류 shedding 주파수(natural vortex shedding frequency)와 같은 정도의 크기임에도 불구하고, 후류의 불안정성과 관계없음을 밝혔다. 또한 유입 유동 속도변화의 크기가 양력 크기에 결정적인 영향을 미침을 밝혔으며, 최적의 무차원 주파수는 $k_{opt} \approx 1$ 임을 간단한 분석방법을 통해 해석적으로 설명하였다. Shih and Ho[2]는 무차원 주파수의 변화에 따른 시간 평균 양력 계수의 값을 보였고, 복잡한 비정상 공기역학적 유동 특성이 간단한 와도균형(vorticity balance)개념으로부터 이해될 수 있음을 보였다. Mehta and Lavan[3]은 동그스름한 뒷전을 가지는 쥘코프스키(Joukowski) 익형주위에 O-형태의 격자계를 형성시켜, 와도 및 유량함수로 표현된 Navier-Stokes 방정식을 사용하여 $Re=1000$ 이고, 받음각 15° 에서의 익형주위 유동을 계산하였다. Sugavanam and Wu[4]는 와도로 표현된 시간평균 레이놀즈방정식과 난류모델을 이용하여 $Re=3.6 \times 10^6$ 에서 받음각 15° 의 12% 두께 쥘코프스키(Joukowski) 익형주위의 난류유동에 대한 수치해석을 하였다.

본 논문에서는 고해상도 수치기법을 익형주위의 비정상 유동에 적용함으로써 실속과정의 이해에 필수적인 박리현상 및 이후에 발생하는 와류의 거동에 관한 체계적인 이해를 얻고자 한다. 지배방정식은 Navier-Stokes 방정식을 사용하고 난류 모델은 LES 모델[5,6]을 사용하였다. 수치기법은 고해상도 수치기법인 OHOC(Optimized High-Order Compact Scheme)기법이 사용되었고, 시간차분법으로는 4차 Runge-Kutta 기법[6,7]이 사용되었다. 계산 모델로는 마하수 0.3, 레이놀즈수 10^5 일 때 받음각 $\alpha = 10^\circ \sim 50^\circ$ 에 대해 NACA0012 날개 주위의 유동특성을 분석하였다. 저받음각에서는 박리특성이 없으므로 정상상태에 수렴하지만, 일정 받음각 이상에서는 주기적 특성이 나타나는 것을 볼 수 있다. 특히, 공력계수에 대한 FFT 분석에서 받음각 30° 이상에서는 주기적 특성이 주진동주파수 및 2차진동주파수 특성이 나타나고, 이 진동 주파수 특성은 받음각이 커짐에 따라 일정 값에 수렴하는 것을 보여준다.

2. 지배방정식 및 수치기법

일반좌표계로 변환된 2차원 비정상 압축성 Navier-Stokes 방정식은 다음과 같다. 무차원 변수는 자유유동, 자유유동 밀도 및 날개시위길이이다.

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} = \frac{\partial \hat{E}_V}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}_V}{\partial \eta} + S \quad (1)$$

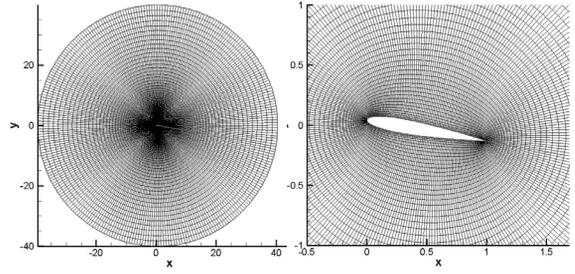


Fig. 1 Computational grids around a airfoil

식 (1)에서 각각이 부호는 t, ξ, η 는 일반좌표계, \hat{Q} 는 유량함수 벡터, \hat{E}, \hat{F} 는 비점성 유량벡터, \hat{E}_V, \hat{F}_V 는 점성 유량벡터, S 는 고해상도 수치기법에서 격자계 보존성을 위한 보정항을 나타낸다.

시간에 대해서 고차, 고해상도의 높은 정확도를 유지하기 위하여 4차 정밀도의 Runge-Kutta 방법을 사용하였고, 공간에 대하여는 4차의 정밀도를 가지기 위하여 고차, 고해상도 수치기법인 OHOC(Optimized High-Order Compact)기법을 사용하였다. 수치 미분은 식 (2)와 같은 7격자점을 이용한 내재적 방법에 의해 구한다. 이러한 종류의 중앙차분법만을 이용하면 전단오차(Truncation Error)와 위상오차(Phase Error)를 갖게 되는데, 이러한 오차를 최소화하기 위해서 푸리에 분석(Fourier Analysis)를 통하여 α, β 및 a 값은 Kim and Lee[7]가 제안한 계수를 사용하였다.

$$\beta f'_{i-2} + \alpha f'_{i-1} + f'_i + \alpha f'_{i+1} + \beta f'_{i+2} = \frac{1}{h} \sum_{n=1}^3 a_n (f_{i+n} - f_{i-n}) \quad (2)$$

OHOC 기법은 공간에 대해서 높은 해상도를 얻을 수 있으나, 최적화된 계수를 사용하더라도 전방차분법 (Upwind Scheme) 처럼 파의 전파특성을 정확히 묘사하지 못함으로 인해 수치 안정성에 큰 영향을 주는 소산오차와 확산오차가 발생한다. 이러한 오차를 줄이고 해의 안정성을 높이기 위해, Kim and Lee[8]가 제안한 인공감쇄모델을 사용하였다. 난류모델은 LES 모델[5,6]을 2차원 유동에 적용하였으며, 2차원 유동에 성공적으로 적용되는 예들을 Kim et al.[9] 및 Winckelmans et al.[10]의 논문에서 볼 수 있다.

격자계는 Fig 1과 같은 O-형 격자계를 사용하였고, 몇 종류의 격자계를 시험 계산하여 충분히 격자 수렴성을 보인 격자 개수로 280×131 를 선정하여 사용하였다. 전체 계산 영역은 에어포일 중심으로부터 직경 D의 40배로 설정하였다.

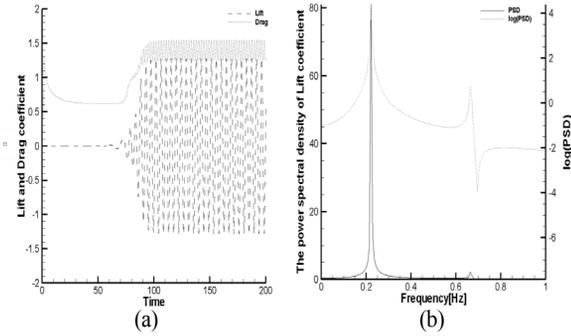


Fig. 2 (a) Lift and drag coefficients and (b) PSD of Lift coefficients

아음속에서 음향파가 전파해 가면서 경계면에 도달했을 때, 물리적인 반사파와 수치적으로 발생하는 비 물리적인 반사파가 발생한다. 경계면에서 발생하는 비 물리적인 반사를 억제하기 위한 특성치 경계조건을 적용하였다. 그러나 외류와 같은 격변하는 유동이 경계면을 빠져나가게 되면, 특성치 경계조건만으로 비 물리적인 반사파를 억제하기 어렵다. 따라서 이러한 반사파가 계산영역에 영향을 미치지 않고 최소화되기 위해서는 비 물리적인 계산영역이 필요하다. 본 논문에서는 Sandberg, et al.[11]이 연구한 띠형상 특성치(Zonal characteristic) 경계조건을 적용하였다. 띠형상 특성치 경계조건은 기존의 지역 특성치(Local characteristic) 경계조건을 바탕으로 개발된 방법으로 기존의 특성치 경계조건에 비교적 쉽게 적용할 수 있는 장점을 가지고 있다.

3. 결과 및 토의

계산과정의 검증은 위하여 고정된 실린더주위유동을 계산하여 자연 칼만 와류림 주파수를 계산하였다. Fig. 2(a)의 시간에 따른 양력계수와 저항계수를 보면 주기적 정상상태에 이른 것을 볼 수 있으며, Fig. 2(b)의 PSD 분석에 의하면 스트롤 수가 0.22로 Blake[12]의 0.21, Williamson and Brown[13]의 0.206 등과 거의 유사함을 볼 수 있다.

마하수 0.3이고, $Re = 10^5$ 인 유동조건에서 받음각이 $10^\circ \sim 50^\circ$ 에 대해 NACA0012 날개 주위의 유동특성을 분석하였다. 이 유동은 받음각에 따라 초기과도과정을 거쳐 정상상태로 접근해가거나 익형표면에서 와류의 생성, 이탈에 의한 주기적인 비정상유동으로 발달하게 된다. 계산의 검증을 위하여 시간에 따른 각 받음각에서 양력변화와 그 평균값 특성을 Fig. 3과 Fig. 4에 그렸다. 저받음각에서는 미세한 주기적 진동이 나타나며, 15° 이상에서는 큰 주기적 변동을 보여주고 있고, 고받음각 30° 이상에서는 주기진동의 주파수가 2개 이

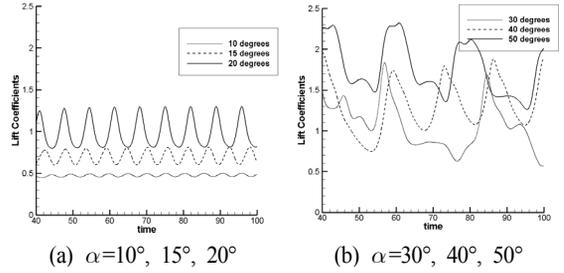


Fig. 3 Time variation of lift coefficients

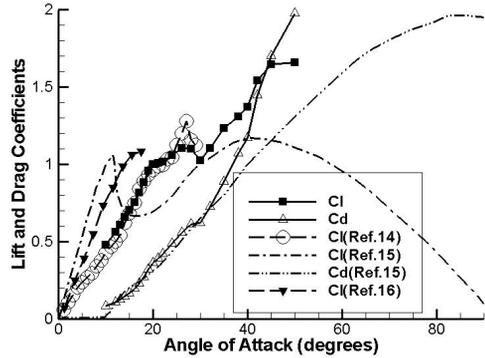


Fig. 4 Lift and drag coefficients

상이 나타나는 것을 볼 수 있다. 계산에 대한 검증을 위해, 타 계산 및 실험치와 평균양력계수 및 항력계수를 Fig. 4에 비교하였다. Liu et al.[14]의 경우는 비압축성이고, $Re = 10^3$ 으로 차이는 있지만 기본 유동 조건이 유사한 경우이다. 실속이 일어나기 전인 받음각 25° 이하에서는 매우 일치하는 것을 볼 수 있으며, 실속이 나타나는 30° 부근에서는 양력계수 값에 차이는 있으나 실속이 발생하는 위치는 매우 비슷하다. 계산결과를 받음각 $0^\circ \sim 180^\circ$ 까지 실험한 Critnos et al.[15]의 결과와 비교하였다. 먼저 저받음각에서 양력계수변화율이 실험치보다 낮은 것을 볼 수 있는데, 이는 낮은 Reynold 수의 영향이다. 같이 비교한 낮은 Reynold 수인 3.1×10^5 에서 실험한 Craig and Hansman[16]의 결과에서도 양력계수변화율이 낮은 것을 볼 수 있다. 본 연구에서 적용한 Reynold 수는 10^5 이고, Liu et. al.[14]의 경우는 $Re = 10^3$ 으로 더 낮으며, 이러한 Reynolds 수의 영향에 의해 양력계수 변화율이 낮아지는 것은 Hoerner and Borst[17]에서도 확인할 수 있다. 저항계수비교에 있어서는 실속영역까지 어느 정도 근접함을 볼 수 있으며, 실속영역 이후에는 양력계수와 함께 그 값이 큰 것을 볼 수 있다. Critnos et al.[15]의 결과와 비교하여 실속각이 $27^\circ \sim 28^\circ$ 로

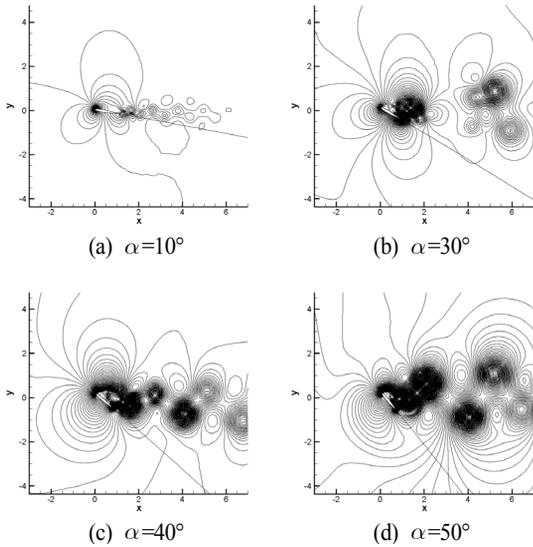


Fig. 5 Pressure contours

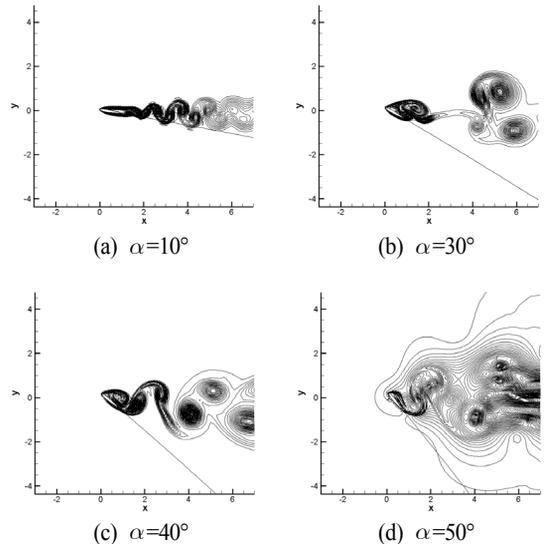


Fig. 6 Entropy contours

큰 이유는 앞전에서 발생한 박리 유동이 동적실속을 유발함으로써 실속각이 커지기 때문이다. 앞전 박리로 인한 동적실속에 의해 실속각이 증가하고 평균양력계수가 증가하는 것은 Hoerner and Borst[17]에서 확인할 수 있다. 실속이후의 양력계수변화를 보면 Critnos et al.[15]의 결과 및 본 논문의 계산결과에서 실속영역을 지나면서 양력 및 저항이 급격히 증가하고, 받음각 45°~50° 영역에서 양항비가 1인 되는 지점이 나타나고, 저항계수는 급격히 증가하고, 양력계수는 감소하는 것을 볼 수 있다. 양력계수 및 저항계수값에 있어서는 유동조건 차이 및 동적실속의 영향을 고려한 수치 예측의 부정확성으로 차이가 크나, 유동의 특성은 모사되는 것으로 보인다.

Fig. 5에서는 몇몇 받음각에 대한 한 순간의 압력파의 전파형태를 그렸다. 파의 전파 특성이 박리가 거의 없는 저 받음각 10°에서도 후류에서는 진동특성이 뚜렷이 나타나는 것을 볼 수 있고, 동적실속 특성이 나타나기 시작하는 30°의 경우와 40° 이상의 고 받음각에서 전파 특성에 차이가 있으며, 40° 이상에서는 매우 유사한 형태를 보여주고 있다. 이는 30° 근방의 천이과정을 거치면 유동특성이 일정해지는 것을 보여준다.

Fig. 5에 나타나는 유동 특성을 좀더 명확히 보여주기 위하여, Fig. 6에는 각 경우에 대한 엔트로피($s = \rho \hat{p}$) 분포 그렸다. Young and Lai[18]의 연구에 의하면 엔트로피 분포가 와류 유동을 가장 잘 모사하여 유동의 흐름을 잘 보여준다. 저 받음각인 10°에서 양력계수와 압력분포에서는 잘 나타나지 않으나 와도 분포에서는 표면에서 발생한 와류가 후류로 흘러가면서 칼만와류 형태의 유동을 확실히 보여준다. 받음각

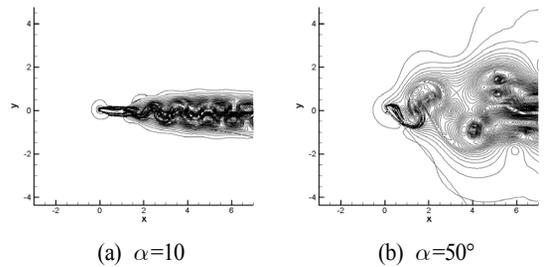


Fig. 7 Contours of turbulent viscosity coefficients

이 30° 이상으로 커지면서 저 받음각에서처럼 표면으로부터 발생한 와류보다 앞전에서 발생한 와류가 유동의 지배적인 역할을 하는 것을 보여준다.

Fig. 7은 LES 난류 모델을 이용하여 계산한 난류점성계수 분포를 그렸다. 입구에서 난류항에 대한 조건에는 난류점성계수는 10^{-6} 으로 작은 값을 주었다. 후류 영역에서 유동이 급격히 소산되는 과정을 보여주고 있는데, 이는 계산의 안정성을 위해 비물리적 반사를 억제하는 티형 특성치 경계조건의 특성으로 실제적인 값과는 오차가 많은 영역에 해당한다. 난류점성계수 분포를 보면 엔트로피 분포와 거의 유사한 것을 볼 수 있다. 고받음각인 50°인 Fig. 7(b)를 보면 와류가 강해지는 후류에서 난류점성계수도 강해진다. 이는 LES 모델의 특성이 와류분포 특성이 지배적인 역할을 하기 때문인 것으로 보인다.

Fig. 8에는 양력계수에 대한 주파수 분석을 하여 주진동

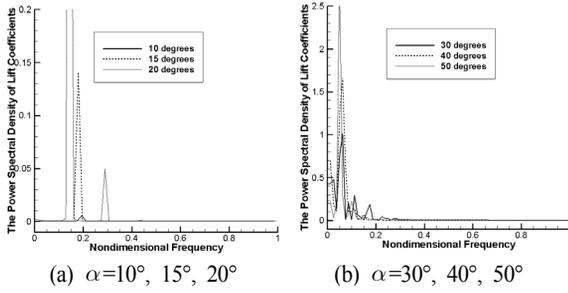


Fig. 8 PSD distribution of lift coefficients

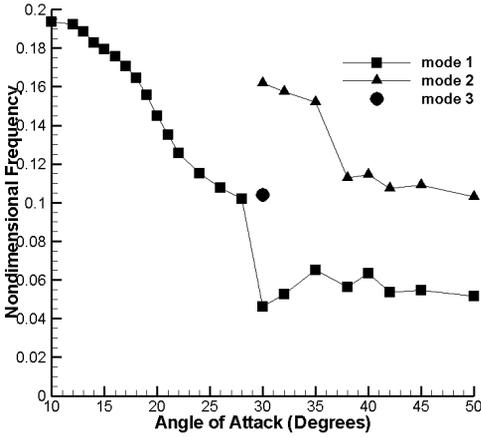


Fig. 9 Frequencies of lift coefficients

주파수를 분석하였다. 1차진동 주진동수는 PSD값이 가장 큰 주파수를 의미한다. 2차 주진동주파수는 2번째 PSD 최대 위치 주파수를 나타내며, 1차 주진동주파수 PSD 값의 약10% 이상인 주파수를 나타낸다. 20°인 저 받음각에서는 Fig. 8(a)에 나타난 것처럼 PSD 값의 크기가 의미 있는 주진동 주파수는 하나가 나타나며, 30° 이상의 고받음각에서는 Fig. 8(b)에 2개 이상의 주진동주파수가 나타나는 것을 볼 수 있다. 특히 경계에 있는 받음각 30°에서는 추가적인 주파수가 나타난다. 각 주파수에 대한 값을 Fig. 9에 종합적으로 그렸다.

정적실속이 발생하기 전인 30° 이하에서는 1개의 주진동 주파수가 발생하고, 동적실속특성이 나타나는 30°이상에서는 2개의 주진동주파수가 나타나며, 그 경계에 있는 30°에서는 mode 2와 같은 강도의 또 다른 주파수 mode 3가 나타난다. 저 받음각에서 주파수는 상면표면박리에 의한 주진동 주파수인 것으로 보이며, 고 받음각에서 주파수는 앞전에서 발생하는 박리유동과 표면에서 발생하는 뒷전박리 유동에 의해 2차 주진동 주파수가 나타나는 것으로 보인다. 또한 30° 근방에서 천이과정의 유동은 더 복잡한 양상을 보여준다. 받음각 40°

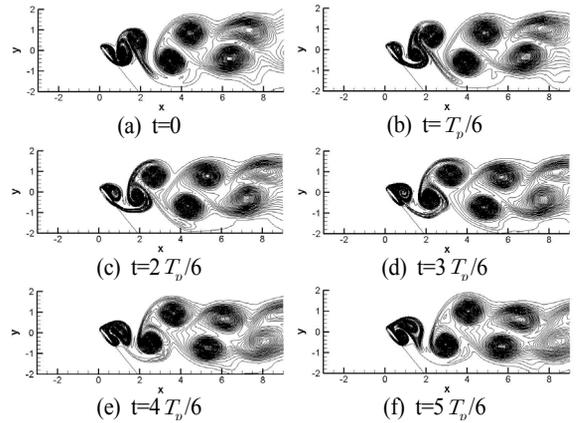


Fig. 10 Flow of entropy distributions at $\alpha=50^\circ$ (T_p : one periodic time)

이상에서는 1차 및 2차 주진동 주파수가 일정 값에 수렴하는 것을 볼 수 있다. 이는 천이 과정을 거친 유동이 날개로써의 특성보다는 평판의 횡단 유동에 의한 후류 박리 유동과 같은 특성이 강하게 나타나기 때문으로 보인다.

Fig. 10은 받음각 50°일 때 한 주기 동안의 엔트로피 부포의 흐름을 보여주고 있다. 하면에서는 큰 변화가 없으며, 상면에서는 큰 박리유동과 함께 후류에 큰 진동 특성을 볼 수 있다.

4. 결 론

본 논문에서는 2차원 비정상 압축성 Navier- Stokes 방정식과 LES모델을 사용하여 NACA0012날개주위에서 마하수 0.3, 레이놀즈 수 10⁵일 때, 받음각 10°~50°에서의 유동을 분석하여, 정적실속에서 동적실속특성으로 천이되는 과정을 분석했다. 수치기법은 4차 정밀도의 Runge-Kutta 방법과 공간에 대하여는 4차의 정밀도인 OHOC(Optimized High Order Compact) 기법을 사용하였다. 중앙차분법인 OHOC 기법의 특성으로 인한 소산오차와 확산오차를 억제하기 위하여 인공감쇄모델을 사용하였다. 경계조건으로는 경계에서 발생하는 비 물리적인 반사파를 억제하기 위하여 떠형 특성치경계조건을 적용하였다.

후류유동과 함께 흘러가는 압력파의 특성을 보면 정적실속이 발생하는 받음각 30°근처의 천이 과정을 거치면, 유동특성이 2개의 주진동주파수가 발생하면서 일정해지는 것을 보여준다. 외류의 흐름을 보여주는 엔트로피 분포로부터, 저받음각에서는 상면에서 발생한 외류가 후류로 흘러가면서 갈만와류 형태의 비정상유동으로 나타나며, 받음각이 커지면서 상면에서 발생한 외류보다 앞전에서 발생하는 앞전박리 유동이

전체 유동을 지배하는 것을 볼 수 있다. 이러한 내용은 양력 계수의 주파수 분석에 의하여 더 확실히 보여준다. 저 받음각에서는 주 진동주파수가 한 주파수로 나타나지만, 고 받음각에서는 2개 이상의 주파수가 혼합된 특성을 보이고, 천이과정인 30° 근방에서는 더 복잡한 주진동수를 보여준다. 또한 받음각이 증가하면서 1차 및 2차 주진동 주파수가 일정값으로 수렴해가는 것을 볼 수 있다. 이는 천이과정을 거치면 유동은 앞전 및 뒷전의 박리 유동이 규칙적으로 발생하는 것을 보여준다.

후 기

본 연구는 조선대학교 2012년 교내연구과제의 결과입니다.

참고문헌

- [1] 1992, Gursul, I. and Ho, C.M., "High aerodynamic loads on an airfoil submerged in an unsteady stream," *AIAA*, Vol.30, No.4, pp1117-1119.
- [2] 1994, Shih, C. and Ho, C.M., "Vorticity balance and time scales of a two-dimensional airfoil in an unsteady freestream," *Phys.Fluid*, pp.710-723.
- [3] 1975, Mehta, U.B. and Lavan, Z., "Starting Vortex, Separation Bubbles and Stall: a Numerical Study of Laminar Unsteady Flow Around Airfoil," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol.67, pp.227-256.
- [4] 1982, Sugavanam, A. and Wu, J.C., "Numerical Study of Separated Turbulent Flow over Airfoils," *AIAA*, Vol.20, No.4, pp.464-470.
- [5] 2007, Wagner, H. and Sagaut, "Large-Eddy Simulation for Acoustics," *CAMBRIDGE UNIVERSITY PRESS*.
- [6] 2000, Wilcox, D.C., "Turbulence Modeling for CFD" *2nd. DCW Industries Inc., California*.
- [7] 1996, Kim, J.W. and Lee, D.J., "Optimizes Compact Finite Difference Schemes with maximum Resolution," *AIAA*, Vol.34, No.5, pp.887-893.
- [8] 1999, Kim, J.W. and Lee, D.J., "Adaptive Nonlinear Artificial Dissipation Model for Computational Aeroacoustic" *3rd CAA Workshop on Benchmark Problems, USA, November*.
- [9] 2011, Kim, M.S., Kim, Y.C. and Suh, J.C., "Large Eddy Simulation for a 2-D hydrofoil using VIC(Vortex in Cell) Method," *Korean Society for Computational Fluids Engineering, 2011 Spring Conference*, pp.407-413.
- [10] 2002, Winckelmans, G.S. et al., "On the comparison of turbulence intensities from large eddy simulation with those from experiment or direct numerical simulation," *Physics of Fluids*, Vol.14-5, pp.1809-1811.
- [11] 2006, Sandberg, R.D., Jones, L.E. and Sandham, N.D., "A zonal characteristic boundary condition for numerical simulations of aerodynamic sound," *ECCOMA CFD*.
- [12] 1986, Blake, W.K., "Dipole sound from Cylinders," *Mechanics of Flow induced Sound and Vibration, 1st ed., Vol.1*, Academic Press, New York, pp. 219-287.
- [13] 1998, Williamson, C.H.K. and Brown, G.L., "A series in $1/\sqrt{Re}$ to represent the Strouhal - Reynolds number relationship of the cylinder wake," *Journal of Fluids and Structures* 12, pp.1073 - 085.
- [14] 2012, Liu, Yan, Li, Kailun, Zhang, Jianhong, Wang, Hang, and Lui, L., "Numerical bifurcation analysis of static stall of airfoil and dynamic stall under unsteady perturbation," *Commun Nonlinear Sci Numer Simulat*, 17, pp.2427-3434.
- [15] 1955, Critnos, C.C., Heyson, H.H. and Boswinkle, R.W., "Aerodynamic characteristics of NACA0012 airfoil section," *NACA TN 3361*.
- [16] 1987, Craig, A.P. and Hansman, R.J., "An experimental low Reynolds number comparison of a Wortmann FX67-K170 airfoil, a NACA0012 airfoil, and a NACA 64-210 airfoil in simulated heavy rain," *NACA CR 181119*.
- [17] 1975, Hoerner, S.F. and Borst, H.V., Fluid Dynamic Lift, *Hoerner Fluid Dynamics, U.S.A.*, pp.2-17~4-26.
- [18] 2004, Young, J. and Lai, J.C.S., "Oscillation Frequency and Amplitude Effects on the Wake of a Plunging Airfoil," *AIAA J. Vol.42-10*, pp.2042-2052.