

비정상유동 실험시의 비정상 적응벽면 모델의 수치적 연구

Numerical Investigation of the Unsteady Adaptive Wall Models in the Unsteady Wind Tunnel Testing

장병희*¹, 장근식²

Byeong-Hee Chang and Keun-Shik Chang

The adaptive wall test section has distinct advantage over the other devices for reduction of wall interference in the wind tunnel testing. For two-dimensional steady flows the wall adaption strategy has been well established and, in some extent, has been effectively applied to three-dimensional steady flows. For unsteady testing, the wall adaptation is conceptually possible but has never been realized in the wind tunnel experiment. In this study, relatively simple adaptive wall models have been proposed and evaluated through numerical tests. The effect of Mach number, frequency, and amplitude of pitching oscillation on the wall interference reduction has been also studied.

1. 서론

풍동 시험부내의 유동은 설치된 모델 주위의 유선형상 측면에서 볼 때, 자유흐름내의 유동을 정확히 재현하고 있다고 볼 수는 없다. 즉 solid wall 시험부는 벽면으로 인해 유선의 휨이 제한되고, 시험부 벽면이 없는 open jet 시험부는 jet 경계에서의 압력이 대기압으로 일정하여 유선의 휨이 자유흐름보다 확대된다. 이러한 벽면효과는 모델의 시험부 점유율이 클수록, Mach수가 높아질수록 커진다[1]. 따라서 이 두가지 상반된 벽면효과를 절충하여 흐름의 일부를 투과시켜 줄 수 있는 투과식 벽면 시험부로 투과율을 적절히 조절해 줄 경우 벽면효과 감소를 기대할 수 있다.

그러나 solid wall 시험부는 물론이고 투과식 벽면 시험부에서도 벽면효과가 잔류하게 되므로 잔류 벽면효과 처리를 위해 다양한 방법이 연구되어 적용되고 있다[2]. 하지만 이들 벽면효과 보정법들도 보정한계가 있어 벽면효과가 너무 커지면 보정이 불가능하거나 많은 오차가 잔류하게 되므로 벽면효과가 너무 커지지 않도록 점유율이 작은 모델을 사용하여야 하므로 그 만큼 실험 가능 레이놀즈수가 낮아지게 된다.

따라서 수동적인 개념의 투과식 벽면 대신에 벽면형상을 능동적으로 조절하여 상대적으로 시험부 점유율이 큰 모델을 사용할 수 있는 적응벽면(adaptive wall) 시험부가 개발되게 되었다. 2차원 정상유동에 대한 적응벽면 시험부는 그 효과에 대해 수치적으로 검증된 바 있으며 현재 20여기가 제작되어 실제 사용되고 있다[1]. 하지만 비정상유동이나 3차원 정상유동의 경우 적응벽면 시험부의 실용화는 아직 많은 연구가 요구되고 있다.

비정상유동을 위한 적응벽면 시험부의 가능성은 유동계산을 통해 확인하였고[3] 몇가지 적응벽면 형상 모델을 도입하여 수치계산을 통해 벽면효과 제거 능력을 확인하였으며 마하수의 영향을 검토한 바 있다[2,4]. 본 연구에서는 선택된 비정상 적응벽면 모델에 대해 받음각의 진동수 및 진폭에 대한 벽면효과 제거능력의 변화를 검토하여 그 적용 한계를 파악하고 실용화 가능성을 검토하였다.

1. 항공우주연구소 기술연구부 (305-333, 대전시 유성구 어은동 52, Tel:042-860-2313)

2. 한국과학기술원 항공우주공학과 (305-701, 대전시 유성구 구성동 371-1, Tel:042-869-3711)

2. 비정상유동의 벽면효과와 적응벽면모델

2-1. 비정상유동의 벽면효과

본 연구에서 수치계산할 비정상유동으로는 계산의 신뢰성 유지를 위하여 실험결과가 알려져 있는, $\alpha = \alpha_n + \alpha_0 \sin(\omega t)$ 로 harmonic 진동하는 NACA0012 에어포일로 제한하였다. 이때 α_n , α_0 , ω 는 AGARD CASE[5] 에 따라 다음과 같이 정의 되었다

CT1 : $M=0.6$, $\alpha_n=2.89$, $\alpha_0=2.41$, $\kappa=0.0808$

CT5 : $M=0.755$, $\alpha_n=0.016$, $\alpha_0=2.51$, $\kappa=0.0814$

$\kappa = \omega C / (2U_\infty)$: reduced frequency

C : 에어포일 코드

비정상유동 실험시 벽면효과는 정상유동의 벽면효과도 포함하지만 비정상유동만의 특이한 현상도 나타난다. 비정상 후류의 벽면 간섭과 시험부 벽면의 진동같은 예상되는 벽면효과 외에 벽면에서 반사된 교란과 모델로부터의 교란의 간섭현상으로 발생하는 resonance 현상은 비정상유동시 특히 주의하여야 할 현상이다. 이와같은 resonance 상태에서는 모델에서 발생하는 교란과 벽면으로부터 반사되어 오는 교란의 위상이 서로 반대되어 소멸작용이 일어나므로 모델에 작용하는 공력이 소멸되고 모델의 받음각과 공력변화간에 90° 의 위상차이(phase shift)가 일어난다고 해석적으로 예측되었고 유사한 현상이 실험적으로 확인되었다.

Resonance 상태에서 에어포일의 진동축으로부터 시험부 벽면까지의 거리(H)와의 관계식은 다음과 같이 결정된다[6].

$$H/C = m\pi\beta / (4\kappa M_\infty), \quad \beta = (1 - M_\infty^2)^{1/2}$$

$m = (2n-1)$: solid wall ($n=1, 2, \dots$)

$2n$: open jet boundary

그러나 실제유동에서는 완벽한 공력소멸이나 90° 위상 차이가 일어나지는 않는데 이는 점성이나 벽면에서 파의 산란, 시험부 길이의 유한성등과 같은 damping 요인이 있기 때문이다.

이런 점에서 비정상유동에서의 벽면효과는 정상유동의 경우와는 달리, 단순히 모델 점유를 감소만으로 벽면효과 감소를 기대할 수 없으며 비정상 벽면효과를 고려하여야 한다.

2-2. 비정상 적응벽면 모델

비정상유동을 위한 적응벽면 시험부는 이론적으로는 매순간마다 벽면형상을 유선형상으로 변경시켜 주면 가능하지만 비정상유동에서의 유선 결정과정이 순간적으로 이루어 질수는 없으며 벽면변위가 결정되었다고 가정하여도 시간차 없이 actuator 를 작동시켜 비정상 유선형상으로 벽면 조절을 완료하는 것이 현실적으로 불가능하다.

비정상유동을 위한 실제 적용가능한 적응벽면 시험부에 대해서는 아직 충분한 연구가 되어 있지 않으나 비정상유동에서도 평균 정상유동(mean steady flow)의 벽면효과가 역시 중요한 부분을 차지하고 있으므로 평균 정상유동에서의 일반적인 정상유동 적응벽면 시험부를 적용하여도 상당한 벽면효과 감소를 얻을 수 있다고 알려져 있다[7]. 이 때 비정상유동으로 인해 발생하는 잔류오차는 벽면에서의 비정상 압력 측정과 비정상유동을 위한 보정기법을 적용하여 감소시켜 준다. 이와같은 평균 정상유동에 대한 적응벽면 모델을 Steady-Streamline Fixed Adaptive Wall(SSFAW) 라고 명명하였다.

본 연구에서 택한 비정상유동은 harmonic 진동하는 모델에 의해 야기된 비정상유동이므로 유선의 변화 양상도 모델의 운동 양상과 유사할 것이라고 추측된다. 따라서 진동하는 에어포일의 최대 받음각과 최소 받음각 상황에서 정상유동에서의 유선을 구하여 벽면 진동의 경계로 택하고 벽면의 진동은 모델의 운동과 연동시켜 준다. 이와 같은 적응벽면 방식을 Steady-Streamline Model-synchronized Adaptive Wall(SSMAW)이라고 명명하였다.

그러나 비정상유동에서 최대받음각이나 최소받음각에서의 유선은 정상유동의 그것과는 차

이가 있을 것이다. 더구나 최대 받음각에서 최대의 양력계수가 일어나는 것이 아니라 받음각과 양력변화의 사이에 얼마간의 위상차이도 존재한다. 따라서 이와 같은 비정상유동 특성을 고려하여 또하나의 모델을 도입하였다. 즉 Unsteady-Streamline Lift-synchronized Adaptive Wall(USLAW)로 최대 양력계수와 최소 양력계수가 일어나는 순간의 비정상유동에서 유선을 구하여 적응벽면 경계로 취하며 벽면진동은 모델과 같은 Harmonic 진동이지만 양력계수의 변화양상에 벽면 진동을 연동시켰으므로 모델의 받음각 변화와는 위상차이가 있다.

이상과 같은 세가지 모델[2,4]을 실제 적용 측면에서 검토하면 SSFAW는 일반적인 정상유동의 적응벽면 시험부로서 현재 적용되고 있으며 최대, 최소 받음각에서의 정상유동 유선을 구하여 벽면 진동 한계로 삼고 모델의 받음각과 연동되는 SSMAW 는 기존의 SSFAW 의 적응벽면 actuator 를 미리 작성된 프로그램에 따라 진동시켜 줄 제어장치가 필요하다. 이와같은 방식은 컴퓨터를 이용한 제어장치가 보편화된 현재에는 적용 가능한 장치로 생각된다.

USLAW 는 미리 프로그램된 actuator 를 필요로 한다는 점에서는 SSMAW 와 같으나 벽면 진동 한계를 결정하기 위해 최대양력계수와 최소양력계수 두 순간에서의 비정상유동의 유선 결정과정이 요구된다. 현재까지는 비정상유동 시험시 비정상 유선 결정법은 연구가 부족하므로 실용화 하기에는 어려움이 있다.

3. 수치해법

3-1. 지배방정식 및 수치해법

작은 진폭으로 harmonic 진동하는 에어포일 주위의 2차원 비정상유동 해석을 위해 Euler 방정식을 지배방정식으로 택한다. 속도 x_t , y_t 로 움직이는 계산격자에 대해 Euler 방정식을 적분형으로 나타내면 다음과 같다[8].

$$\frac{d}{dt} \iint W dx dy + \int (F dy - G dx) = 0$$

$$W = [\rho, \rho u, \rho v, \rho e]^T$$

$$F = W(u - x_t) + [0, p, 0, \rho u]^T$$

$$G = W(v - y_t) + [0, 0, p, \rho v]^T$$

$$e = [p/(\gamma - 1)]\rho + (u^2 + v^2)/2$$

위의 적분식에 날카로운 충격파를 wiggle 없이 포착하기 위하여 충격파에서는 1차 정확도, 나머지 연속영역에서는 2차 정확도를 갖는 인공점성[9]을 도입한다. 시간적분은 4 단계 Runge-Kutta 적분으로 수행하며 각 단계별 적분계수는 1/4, 1/3, 1/2, 1 을 사용하였다[9]. 단 본 연구에서는 계산격자의 이동, 변형이 존재하므로 4 단계 Runge-Kutta 적분시 각 계산셀의 면적은 시간에 따라 변화하므로 상수로 둘 수 없다. 적분시간 간격을 키우기 위해 Implicit Residual Smoothing[8]을 적용하였다.

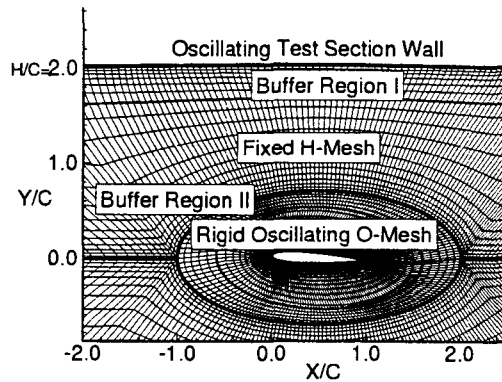


Fig.1. Multiblock grid for the oscillating airfoil in the unsteady adaptive wall test section.

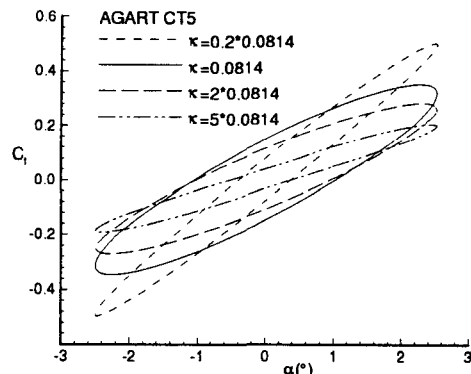


Fig.2. Frequency effects on lift coefficient hysteresis(AGARD CT5).

4. 결과 및 고찰

4-1. 격자구성 및 코드검증

시험부내에 설치되어 Harmonic 진동하는 에어포일 주위의 유동장을 해석하기 위하여 Fig.1 와 같이 다중블럭 계산격자를 구성하였다. 진동하는 에어포일 주위는 O-Mesh 로 구성하여 에어포일과 같이 강제 진동시키고 시험부를 상하로 나누어 O-Mesh를 감싸는 고정된 H-Mesh를 구성하였다. 비정상유동을 위한 적응변면 시험부 모델로 벽면도 진동하는 경우를 계산할 필요도 있으므로 H-Mesh의 벽면 부분의 일부를 Buffer Region I 으로 정의하여 매순간 벽면과 고정 H-Mesh 경계사이에서 Linear Interpolation 해 준다. 마찬가지로 O-Mesh 중 고정 H-Mesh 와 접한 일부영역을 Buffer Region II 로 정의하여 매순간 Interpolation 해 준다. 물론 벽면이 움직이지 않거나 자유흐름의 경우는 Buffer Region I 의 경우 실제 격자 이동은 없다.

본 연구에서 사용한 수치해석 코드로 에어포일에 부착되어 강제 진동하는 Single O-Mesh 의 경우와 Fig.1과 같은 다중블럭(Present Calculation) 경우를 계산해 본 결과, 서로 일치된 결과를 얻었으며 실험결과[5]와는 통상적인 비점성 압축성 유동해석 결과와 유사한 정도의 차이가 있음을 확인할 수 있었다. [2]

4-2. 비정상유동에서의 벽면효과

비정상유동에서의 시험부 벽면효과는 정상유동과는 다른 특이한 현상이 생긴다. 작은 진폭으로 Harmonic 진동하는 얇은 에어포일의 경우 선형유동 해석결과[6] 모델의 시험부 점유율이 작아질 수록, 즉 H/C 가 커질수록 양력 진폭이 전반적으로 감소하지만 Resonance 상황이 주기적으로 발생하며 Resonance 에서는 공력이 소멸하고 양력계수 변화양상과 모델과의 위상차이가 90° 로 극대화 된다. 이와같은 현상은 선행 연구 [2,4]에서 계산된 결과에서도 확인할 수 있었다. 즉 비정상유동은 단지 시험부 점유율을 줄인다고 벽면효과가 감소되는 것이 아니고 Resonance 현상이 완전히 Damping 되어 소멸할 정도로 시험부 점유율을 낮추어 주거나 Resonance 주파수를 고려하여 최적의 상태를 결정해 줄 필요가 있음을 알 수 있다.

4-3. 비정상 적응벽면 모델 계산 결과

비정상유동을 위해 제시된 세가지 적응벽면 모델의 벽면효과 감소 능력을 비교하기 위해 전술한 바와 같이 자유흐름 유속이 M=0.6인 AGARD CT1과 M=0.755인 AGARD CT5 유동에 대해

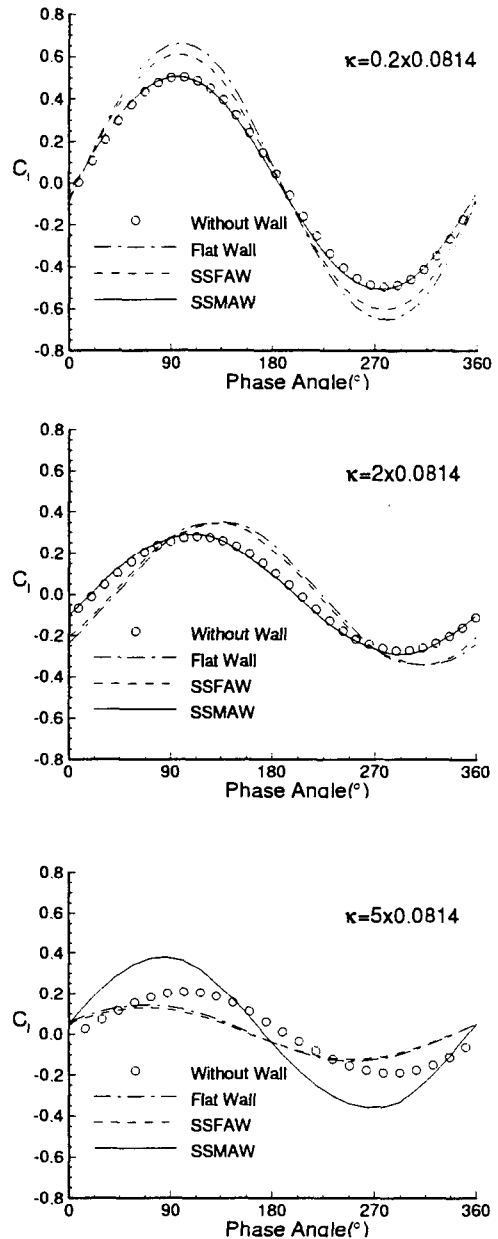


Fig.3. Frequency effects on lift coefficient(AGARD CT5)

계산해 본 결과, AGARD CT1 의 경우 Flat Wall 시험부에서 가장 오차가 컸고 SSFAW, SSSMAW, USLAW 순으로 비정상유동 특성을 반영하는 정도에 따라 자유흐름의 양력계수 결과에 근접하고 있었다. [2, 4] 따라서 현실적인 문제를 고려하여 비정상유동에 대한 적응벽면 방식으로 기존의 연구 [7] 에서 제시된 SSFAW 시험부도 상당한 벽면 효과 제거 능력이 있음을 알 수 있었다.

그러나 자유흐름의 유속이 $M=0.755$ 로 높아 충격파가 발생하는 AGARD CT5의 경우, SSFAW는 Flat Wall 시험부에 비해 벽면 효과 제거 정도가 향상되지 못하였으나 SSSMAW 시험부는 여전히 자유흐름과 유사한 양력계수 결과를 보여주고 있으며 가장 복잡한 모델인 USLAW가 가장 벽면 효과 제거 능력이 우수함을 알 수 있었다. [2, 4] 하지만 AGARD CT5 경우 Resonance 상태가 되면 SSSMAW 시험부 결과는 자유흐름과 양력계수 크기와 위상(Phase) 측면에서 상당한 차이가 있으며 USLAW 시험부는 여전히 유사한 결과를 보여 주었다. 그러나 Resonance 상황은 실험전에 간단한 계산으로 어느 정도 예측할 수 있으므로 실제 실험에서는 고려하지 않아도 좋은 극단적인 경우이다.

즉 충격파가 발생하지 않는 비정상유동에서는 일반적인 SSFAW 시험부도 벽면 효과 감소에 효과적이지만 충격파가 발생하는 비정상유동에서는 기존의 SSFAW 시험부로는 벽면 효과 제거를 기대할 수 없으며 SSSMAW 시험부가 효과적임을 알 수 있었다.

본 연구에서는 Mach수의 영향외에 모델의 받음각의 진폭과 진동수 변화에 대한 적응벽면 모델 SSFAW, SSSMAW 의 벽면 효과 제거능력을 검토하여 실제 적용 가능한 유동영역을 파악하고자 하였다.

AGARD CT5의 진동수를 0.2배, 2배, 5배로 변화시키면서 계산해본 결과 Fig.2 와 같이 자유흐름 상태에서 진동수가 클수록 양력계수의 진폭은 감소하였으며 Hysteresis는 진동수가 아주 작거나 크면 감소하는 것으로 나타났다.

이들 유동에 적응벽면 시험부 모델을 적용시킨 결과 Fig.3에서 보는 바와 같이 진동수 2 배까지는 SSSMAW 모델의 결과가 벽면 효과가 거의 없이 자유흐름 상태를 재현하고 있다. 이는 진동수가 작을수록 비정상 효과가 작으며 극단적으로 낮은 진동수의 상황은 매 순간의 받음각에 해당하는 정상유동 상태와 비슷한 상태(Quasi-steady state)가 되어 정상유동에서의 유선형상이 비정상 상태의 유선형상과 큰 차이가 없기 때문이다.

진동수가 높아져 5배가 되면 Fig.2에서와 같이 비정상유동에 의한 Hysteresis가 감소하고 있음에도 SSSMAW는 더이상 벽면 효과 제거에 효과적이지 못하다. 그 이유는 양력계수 Hysteresis 가 작아진 것은 양력계수 진폭이 작아졌기 때문이며 비정상효과의 감소로는 볼 수 없다. 오히려 Fig.4 에서 보는 바와 같이 진동수가 5배로 증가하면 최대, 최소 양력 상태의 비정상유동 유선인 USLAW의 형상이 최대, 최소 받음각에서의 정상유동 유선인 SSSMAW의 벽면형상과 양상이 달라지기 때문이다. 따라서 SSSMAW의 적용한계는 유선형상의 양상이 정상유동의 유선형상과 크게 달라지지 않는 범위까지라고 볼 수 있다.

진폭의 영향을 고찰하기 위하여 $\alpha_0=2.51^\circ$ 의 0.5배, 4배에 대해 계산한 결과 Fig.5 와 같은 결과를 얻었다. 받음각의 진폭이 커질수록 양력계수 진폭도 커지며 받음각 진폭이 4배 일 때에도 SSSMAW의 벽면 효과 제거능력이 유지되고 있다. 그러나 진폭이 지나치게 커질 경우 본 Euler 코드로는 정확한 계산을 할 수 없으나 흐름의 박리가 일어나 유동양상이 불규칙하

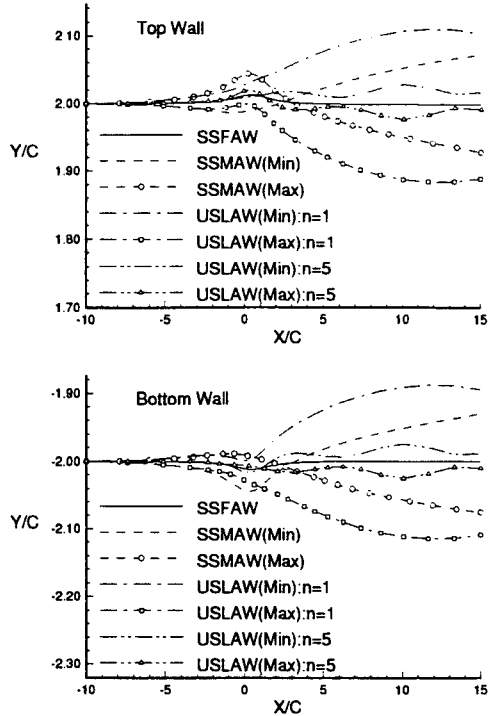


Fig.4. Adaptive wall shapes for unsteady flow(AGARD CT5, $k=nx0.0814$)

계 변할 것이므로 정상유동의 유선으로 벽면 진동 한계를 주는 SSMAW의 경우 벽면효과 제거 능력이 감소할 것이라고 추측된다.

5. 결론

첫째, 비정상유동에 현재 적용하고 있는 SSFAW는 충격파가 존재하지 않는 유동에서는 벽면효과 제거에 효과적이거나 충격파가 발생하여 벽면효과가 커지면 효력이 없다.

둘째, 본 연구에서 제안한 비정상 적응 벽면 모델인 SSMAW는 초음속 영역이 존재하는 상태에서도 벽면효과 제거에 효과적이며 정상유동 적응벽면인 SSFAW의 벽면 Actuator 장치를 미리 작성된 프로그램에 의해 모델과 연동시켜 진동할 수 있도록 개조하으로써 실제 적용이 가능하다.

셋째, SSMAW 적용은 정상유동의 유선과 유사한 유선 형상을 유지할 수 있는 진동수 범위까지이다.

넷째, 받음각 진폭이 커져도 유동박리가 일어나지 않는 한 SSMAW의 벽면효과 제거 능력은 유지된다.

참고문헌

- [1] 장병희, 성봉주, 장근식, (1994) "2차원 풍동시험부의 벽면효과에 대한 수치적 연구", 한국항공우주학회지, 제22권 제1호, p3.
- [2] 장병희, (1994) "풍동시험부 벽면효과에 관한 연구", 기본연구 보고서, 항공우주연구소.
- [3] 장병희, 성봉주, 장근식, (1994) "Unsteady Adaptive Wall 시험부에 대한 수치적 연구", 한국항공우주학회 춘계 학술대회, p109.
- [4] B.H. Chang, B. Sung, and K.S. Chang. (1995) "Unsteady Adaptive Wall Models for Wind Tunnel Testing," *AIAA Journal*, Vol.33, No.8, p1536.
- [5] Landon, R.H., (1992) "NACA0012, Oscillator, and Transient Pitching," *Compendium of Unsteady Aerodynamic Measurements*, AGARD-R-702.
- [6] Fromme, J. A. and Golberg, M. A., (1980) "Aerodynamic Interference Effects on Oscillating Airfoils with Controls in Ventilated Wind Tunnels," *AIAA Journal*, Vol. 18, N.4, p.41.
- [7] *Adaptive Wind Tunnel Wall : Technology & Application*, AGARD-AR-269, April 1990.
- [8] Venkatakrishnan, V. and Jameson, A. (1988) "Computation of Unsteady Transonic Flows by the Solution of Euler Equations," *AIAA Journal*, Vol.26, No.8, p.974.
- [9] Jameson, A., and Baker, T.J., (1983) "Solutions of Euler Equation for Complex Configurations," AIAA paper 83-1929.

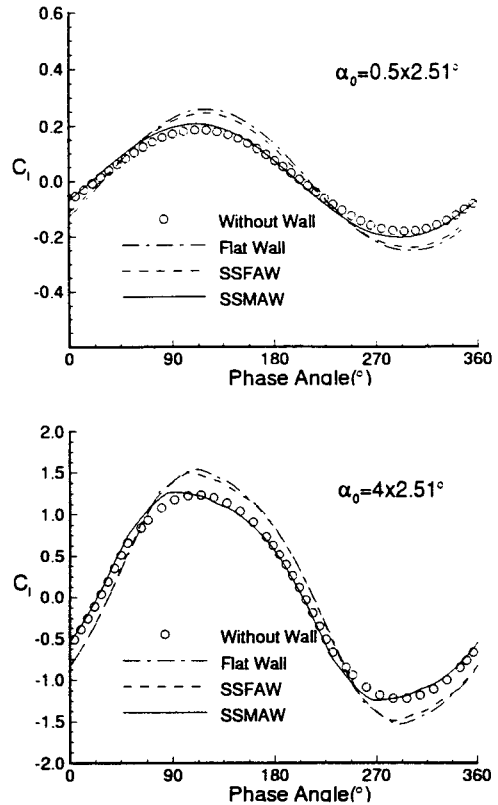


Fig.5. Amplitude effects on lift coefficient(AGARD CT5)