

피치 진동하는 중형항공기의 공력 특성 해석

이 용 교,*¹ 김 철 완,¹ 안 석 민¹

AERODYNAMIC ANALYSIS OF A PITCH OSCILLATING MID-SIZED AIRCRAFT

Yung-Gyo Lee,*¹ Cheolwan Kim,¹ Seok-Min Ahn¹

Aerodynamic analysis was done for a fuselage and wing configuration of a mid-sized aircraft using unsteady 3-dimensional Navier-Stokes solver. Various turbulent models including a transitional SST were used to observe a dynamic stall as well as cruise characteristics. Also, different mesh moving methods were evaluated. Flow hysteresis which causes dynamic stall was investigated through flow field investigations.

Key Words : 비정상 공기역학(Unsteady Aerodynamics), 피치진동 (Pitch Oscillation), 중형항공기 (Mid-sized Aircraft), 동적실속 (Dynamic Stall), 전산해석(Numerical Analysis)

1. 서 론

항공기의 받음각이 작은 경우 점성 경계층은 날개 표면 근처에서 박리 버블에 국한되어 공력 특성에 큰 변화를 야기하지 않으며, 받음각에 대한 양력계수는 선형적이다. 받음각이 커지게 되면 뒷전에서 발생하는 유동박리와 더불어 앞전 형상에 따라 와류가 발생하여 후류와 간섭을 일으키게 되어 양력계수는 비선형적인 거동을 보이게 된다. 더욱 큰 받음각에서는 비정상 난류와 실속후 특성이 자리잡게 되는데 이러한 과정이 정적 실속에 해당한다.

특정 주파수로 피치 진동하는 항공기는 비정상 효과에 의하여 공력 특성이 근본적으로 바뀌게 된다. 유동 박리 지연과 Reattachment에 의한 이력(Hysteresis)루프는 피치 운동을 하는 항공기 주위의 비정상 유동의 대표적 현상이다. 특히, 받음각이 매우 큰 진동은 이력 루프가 커지게 되어 동적 실속을 유발하는데, Fig. 1에서 보이듯이 양력의 급격한 손실과 더불어 동안정성의 저하를 가져올 수 있는데, 돌풍 등의 상황에서 Pilot Induced Oscillation, 조종성 상실을 통한 사고로 이어질

수 있으므로 항공안전에 중요한 이슈가 되어 왔다. 이러한 공력 특성 변화의 정도는 각속도, 운동의 진폭, 운동의 궤적 및 유동 속도 등의 함수로 결정되는 복잡한 공력 모델을 필요로 하므로, 현재까지 항공기 설계 과정에서는 위에서 언급한 비정상 공력 특성에 대한 영향이 충분히 고려되지 않고 있다. 비정상 공력 모델이 구축되면 실제 비행 거동에 더욱 가까운 조종사 양성용 시뮬레이터 개발이나 항공기 사고 원인 조사에도 활용될 수 있을 것으로 예상된다.

본 연구에서는 최근 세계적으로 개발에 대한 관심이 높아지고 있는 100인승급의 중형 항공기에 대하여 점성 유동장 전산 해석을 수행하여 정적 동적 공력 특성을 살펴보고, 유동장 가시화를 통하여 동적 실속 현상을 살펴보았다. 아울러 복잡한 비정상 유동에 대한 동적 격자나 난류 모델의 영향도 함께 살펴보았다.

2. 전산해석 방법

2.1 Solver 및 동적 격자계

상용코드인 Fluent를 이용하여 비정상 Navier-Stokes 해석을 수행하였다[2]. 원방 경계는 일반적인 Sea-level 착륙 비행 조건에 맞는 대기 조건을 Pressure-far-field로 입력하였다. 유동해석은 Fluent에 내재되어 있는 pressure-based solver를 사용하였고, 유동박리가 지배적인 본 문제의 수렴성을 향상시키기 위

접수일: 2010년 6월 4일, 수정일: 2011년 3월 10일,

게재확정일: 2011년 3월 11일.

¹ 정회원, 한국항공우주연구원

* Corresponding author, E-mail: lyg@kari.re.kr

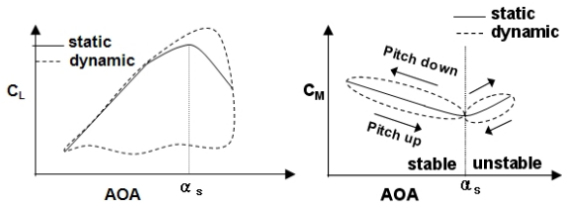


Fig. 1 Typical aerodynamic change by pitch oscillation

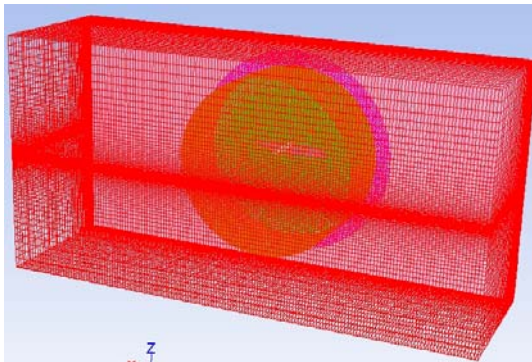


Fig. 2 Grid system

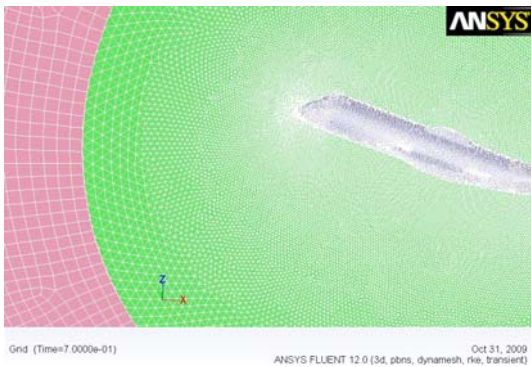


Fig. 3 Interface of a sliding mesh system

하여 relaxation factor는 낮은 받음각의 정상유동의 경우에 사용되는 수치보다 작게 설정하였다. 시간에 대하여 Second order accuracy를 가지며, Dual time sub-iteration을 이용하여 수렴성을 향상시켰다.

동적 격자계는 Gambit을 사용하여 구성하였다. 점성 해석을 위하여 경계층에 20층을 삽입하였으며, 벽면에서의 Y+는 10이하를 유지하였다. 총 격자수는 2백만 셀이며, Fig. 2에 나와 있듯이 피치 진동을 위하여 물체 주위에 실린더 형태의 Sliding 격자계를 구성하였다. Fig. 3의 Sliding 격자계는 매 시

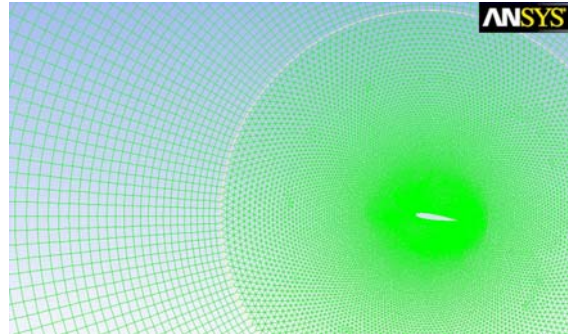


Fig. 4 Grid system for an oscillating airfoil

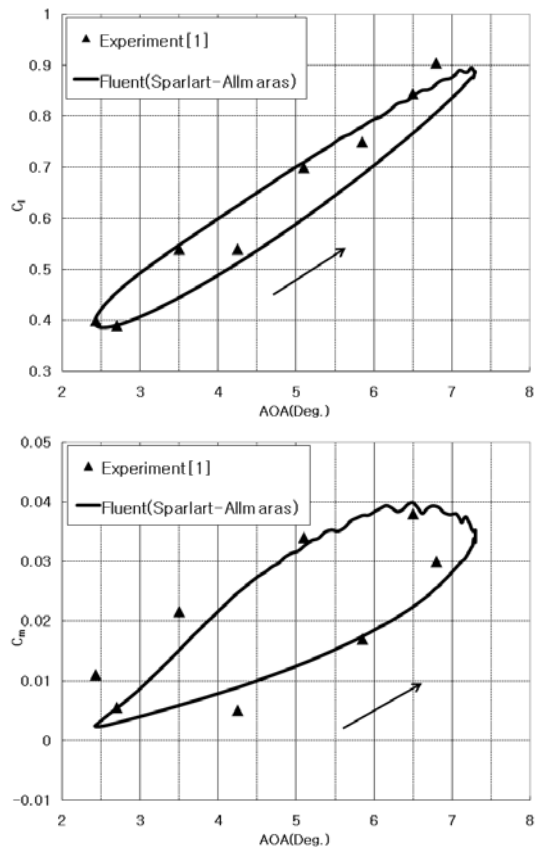


Fig. 5 Lift and moment coefficients

간 스텝마다 격자계를 다시 생성하는 Remeshing 격자계에 비하여 계산량이 작지만, 고정 및 회전하는 격자계의 경계에서 물리량의 불연속이 발생할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 Fig. 2에 나타난 모든 계산 영역을 피치 진동시키는

방법도 함께 적용하여 Sliding 격자계의 적용성을 검토하였다.

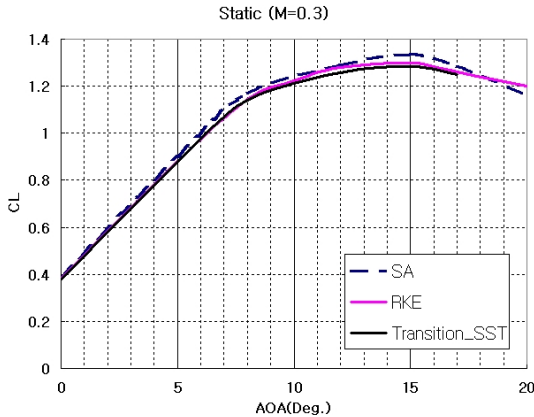


Fig. 6 Dynamic mesh system

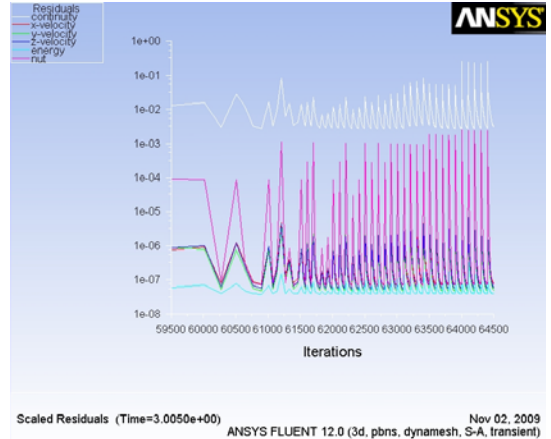


Fig. 7 Convergence history (unsteady, S-A model)

2.2 Code Validation

Ref[1]에 제시된 피치 진동하는 NACA 0012 익형의 실험자료와 본 연구에 사용된 Fluent 상용 프로그램을 이용한 전산 해석 결과를 비교하였다.

피치 진동 운동은 다음과 같이 표현되는 Sinusoidal Motion이며, 유동 조건은 $M=0.6$, $\alpha_0=4.86^\circ$, $\alpha_1=2.44^\circ$, $k=0.162$, $Re=4.8 \times 10^6$ 이다.

$$\alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_1 \sin(M_\infty kt)$$

계산에 사용된 O-type의 Sliding 격자계는 다음 Fig. 4에 나와 있다. 난류 모델은 Sparlart-Allmaras를 적용하였으며, 벽면에서의 y^+ 는 1이하를 유지하도록 격자계를 생성하였다.

Fig. 5에서는 양력 및 모멘트 계수를 비교하였으며, 모멘트 계수는 25% Chord에서 측정 및 계산된 값을 사용하였다.

최대 받음각 근처에서의 양력계수와 최소 받음각 근처에서의 피칭 모멘트 계수가 약간의 차이를 보이고 있으나, 대체적으로 Flow Hysteresis와 비정상 Shock 영향 등의 물리현상을 잘 묘사하는 것으로 판단된다. 특히, 동적 댐핑 특성의 척도가 되는 Loop의 방향이 반시계 방향으로 실험치와 일치함으로써, Fluent를 활용한 동안정성 판단이 유효하다고 할 수 있다.

3. 해석 결과

3.1 정상 공력 특성

비정상 공력 특성과의 비교에 앞서 마하수 0.3에 대한 정상공력 특성을 해석하였다. 난류 모델에 대한 영향을 살펴보기 위하여 1-eqn(Sparlart-Allmaras) 모델, 2-eqn(k- ϵ)모델 및 천

이 예측이 가능한 4-eqn (Transitional SST)모델을 각각 적용하여 그 결과를 비교하였다(Fig. 6). Sparlart-Allmaras 모델이 미세하게 높은 양력계수를 보이나 최대 양력계수 및 최대 받음각은 매우 유사하게 산출되었다.

3.2 비정상 공력 특성

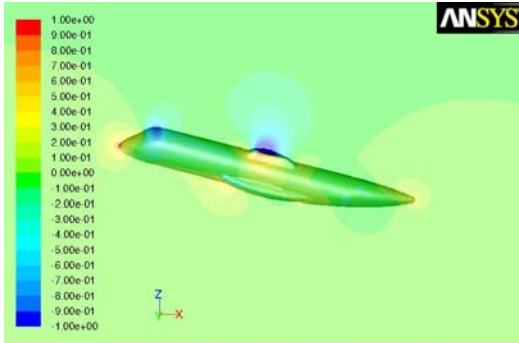
동적 실속 모사를 위하여 착륙 비행조건에서 다음과 같이 피치 진동하는 Harmonic Motion에 대하여 계산을 수행하였으며, Dual-time Sub-iteration 기법을 이용하여 수렴성을 높였다. 평균 받음각은 10도이며, 동적 실속을 묘사하기 위하여 정적 실속각 15도 보다 높은 20도를 최대 받음각으로 설정하였다. 마하수는 이착륙 조건에 가까운 0.3으로 가정하였으며, Reduced frequency $k=0.1$ 로 설정하여, 피치 진동은 아래와 같이 표현되었다.

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_m \sin(\omega t) = 10^\circ + 10^\circ \sin(4.4843t)$$

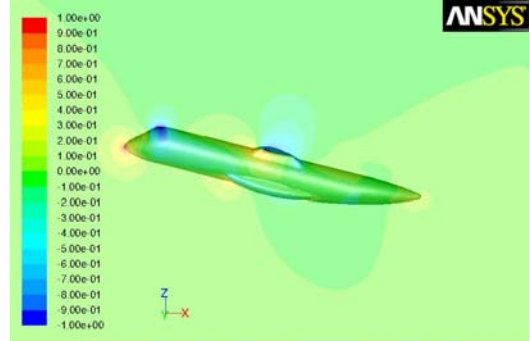
$$k = \omega C / V_\infty = 0.1$$

수렴 이력은 Fig. 7에 나타나 있으며, Sub-Iteration 이 시작될 때 마다 Residual이 증가하였다가 점점 감소하는 전형적인 형태를 보이며, 수렴된 이후에는 Sinusoidal Pitching Motion Cycle에 따라 수렴 이력도 반복되는 경향을 보이게 된다.

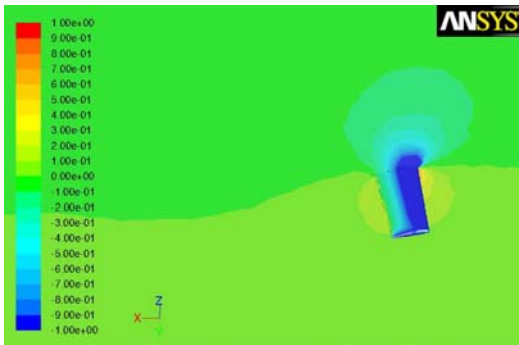
Fig. 8-9에는 동적 상태에 있는 날개 부분의 압력분포를 도시하였다. 동일한 15도의 받음각 조건에서 Pitch-up시에는 날개 위에 낮은 압력이 강하게 형태를 유지하고 있으나, Pitch-down시에는 유동박리가 날개 뒷전에서부터 앞전으로 전파되면서 낮은 압력의 형태가 흩어지고 후류로 흘러가서 양력이 감소함을 알 수 있다. 이것이 이력(Hysteresis)루프의 원인이 되며, 정적 상태에 비하여 최대 양력이 30% 증가(up) 및



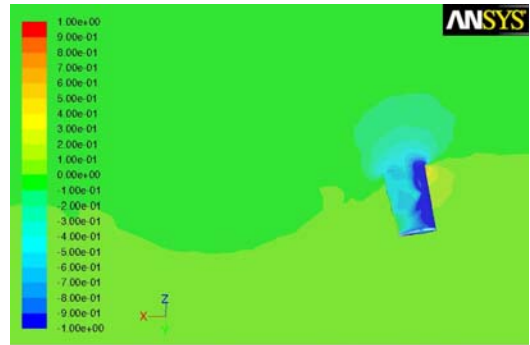
Contours of Pressure Coefficient (Time=1.8750e+00) Nov 02, 2009
ANSYS FLUENT 12.0 (3d, pbns, dynamesh, S-A, transient)



Contours of Pressure Coefficient (Time=2.3400e+00) Nov 02, 2009
ANSYS FLUENT 12.0 (3d, pbns, dynamesh, S-A, transient)



Contours of Pressure Coefficient (Time=1.8750e+00) Nov 02, 2009
ANSYS FLUENT 12.0 (3d, pbns, dynamesh, S-A, transient)



Contours of Pressure Coefficient (Time=2.3400e+00) Nov 02, 2009
ANSYS FLUENT 12.0 (3d, pbns, dynamesh, S-A, transient)

Fig. 8 Pressure distribution ($\alpha=15^\circ$, pitch up)

Fig. 9 Pressure distribution ($\alpha=15^\circ$, pitch down)

40% 감소(down)되었다(Fig. 10). 난류모델에 따른 양력곡선은 거의 비슷하나, Realizable k-ε 모델의 이력(Hysteresis)루프가 가장 작은 것으로 계산되었다.

Fig. 11에는 항력계수와 피칭 모멘트를 도시하였다. 높은 받음각에서 Realizable k-ε 모델의 항력이 다소 낮게 산출되었으나, 난류모델에 대한 항력은 거의 비슷하다. 한편, 양력계수의 경우와 같이 Pitch-up시에 항력이 더욱 크게 계산되었으나, 정적 상태에서의 항력은 Pitch-down시와 더욱 유사하다. 피칭 모멘트의 경우, 꼬리날개가 없는 형상이므로 정적으로는 불안정하나, 루프의 방향이 반시계 방향인데, 이는 Pitch-up rate가 클수록 피칭 모멘트가 감소한다는 의미이므로 동적으로는 안정하다. 즉, 동적 미계수($C_{M\dot{\alpha}}$)가 음(-)이고 동적 댐핑이 존재한다.

계산 영역 전체 격자를 피치 진동하는 방법과 비행체 주위 격자만을 Sliding하여 진동하는 경우, Sliding mesh의 유동박리가 약간 작게 계산되었으나, 전체적인 공력계수는 거의 유사하게 나타나고 있어, 두 가지의 격자 진동 방식이 동적 실속 계산에 동일하게 사용될 수 있을 것으로 판단된다. (Fig. 12).

3.3 동적 감쇠계수 추출

본 절에서는 항공기의 동적 거동에 영향을 미치는 동적 감쇠계수에 대하여 살펴보았다. Pitch 진동을 통하여 추출된 값은 Pitch rate와 받음각 rate에 대한 영향을 함께 포함하고 있으며, 평균 받음각인 α_m 에서 다음과 같이 계산된다.

$$C_{L\dot{\alpha}} + C_{L\alpha} |_{\alpha = \alpha_m} = \frac{2U_\infty}{c} \left(\frac{C_{Lup} - C_{Ldown}}{q_{up} - q_{down}} \right) |_{\alpha = \alpha_m}$$

진동하는 비행체는 Pitch Acceleration이 없는 α_m 에서 최대 Pitch rate(q)를 가지며, 현재 모델에서는 ± 0.7827 rad/sec로서 매우 큰 값이다. Transitional SST 모델을 사용하였을 경우, 양력계수에 대한 동적 감쇠계수는 받음각 10도에서 67.8이 되는 데, 이 값이 양(+)으로서 양력에 대해서는 댐핑이 없는 상태(Negative Damping)이며, 항공기 착륙시 돌풍에 의하여 고도의 급격한 진동이 유발되는 Pilot Induced Oscillation이 발생하기 쉬운 상태가 된다. 유사한 방법으로 받음각 10도에서의 피칭 모멘트에 대한 동적 감쇠계수를 계산하면 -13.0으로서 (-)의

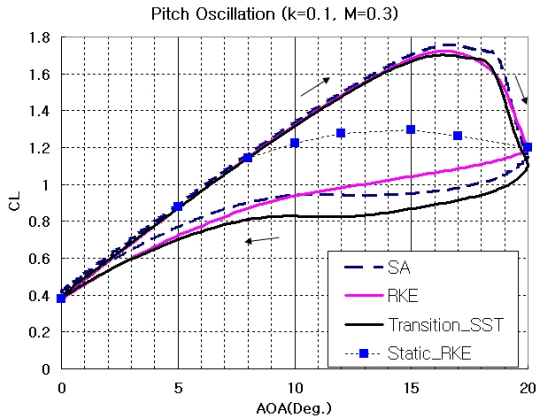


Fig. 10 Lift characteristics

값을 가지며, 피치 댐핑이 있으므로(Positive Damping) 피칭 모션에 대해서 동적으로 안정함을 알 수 있다.

전산해석을 통하여 계산된 동적 감쇠계수는 추후 AAA와 DATCOM 등의 상용 Software 결과와 비교 분석을 수행할 예정이다.

4. 결 론

항공안전에 중요한 영향을 미치는 동적 실속을 피치 진동하는 항공기에 대하여 해석하였으며, 아울러 동적 격자계와 난류모델의 영향을 살펴보았다. 해석방법은 피치 진동하는 익형의 실험 자료를 통하여 검증되었으나, 향후 본 연구 형상에 대한 실험 등을 통하여 검증이 필요한 것으로 판단된다. 동적 감쇠계수는 풍동실험을 통하여, 또는, AAA 및 DATCOM 등의 S/W를 이용하여 계산할 수 있으나, 풍동실험을 수행하기 위해서는 Rotary Balance 등의 장비가 필요하고, 예측 방법에 따라 편차가 크므로, 전산유체 해석 방법과의 상호 연계를 통하여 동적 감쇠계수 예측치의 신뢰성을 높이는 연구가 필요하다. 아울러, 향후에는 방대한 계산량이 요구되는 전산해석을 최소화하는 비정상 공력 모델 구축에 대한 연구를 수행할 예정이다.

참고문헌

[1] 1982, Landon, R., "NACA 0012. Oscillatory and Transient Pitching," *Compendium of Unsteady Aerodynamic Measurement*, AGARD-R-702.
 [2] 2009, Fluent User's Manual, Vol.12.
 [3] 2002, 장병희, 옥호남, 이용교, "50m 급 비행선의 강제진동 풍동시험," *한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집*,

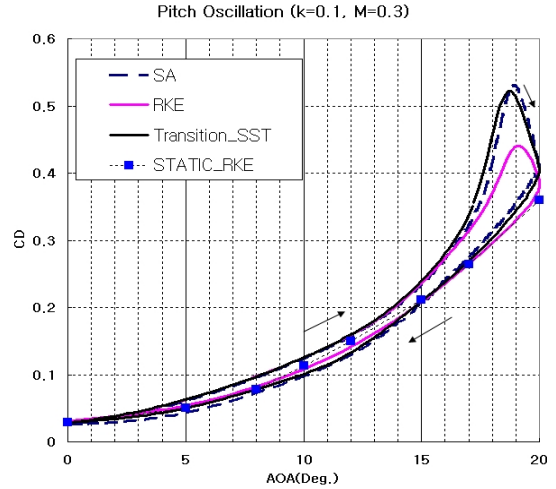
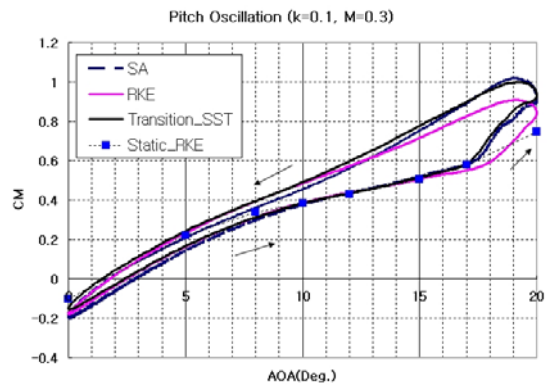


Fig. 11 Drag and pitching moment characteristics



Vol.1, pp101-106.

[4] 2004, Lee, Y.G., and Lan, C.E., "Navier-Stokes Analysis of Tunnel Wall Interference Effects on Pitching Delta Wings," *Journal of Aircraft*, Vol.41, No.3, pp547-554.
 [5] 1988, Soltani, M.R., Bragg, M.B. and Brandon, J.M., "Experimental Measurements on an Oscillating 70-Degree Delta Wing in Subsonic Flow," *AIAA Paper 88-2576*.
 [6] 1988, Brandon, J.M. and Shah, G.H., "Effect of Large Amplitude Pitching Motions on the Unsteady Aerodynamic Characteristics of Flat-Plate Wings," *AIAA Paper 88-4331*.
 [7] 1994, Yang, H.Q., "Numerical Simulation of Dynamic Stall at High Reynolds Numbers," *AIAA Paper 94-0286*.
 [8] 1988, Rumsey, C.L. and Anderson, W.K., "Some Numerical and Physical Aspects of Unsteady Navier-Stokes Computations over Airfoils Using Dynamic Meshes," *AIAA Paper 88-0329*.