전산해석을 이용한 고양력장치의 동특성 고찰

이 융 교[1*], 김 철 완[2]

Computational Study on Dynamic Characteristics of a Flapped Airfoil

Yung-Gyo Lee and Cheolwan Kim

During landing approach, an airplane could experience dynamic unstable motion by the combination of a gust and elevator control to cancel the disturbances. This situation is dangerous and could lead to a loss of an airplane. In this paper, numerical analysis was used to study the effect of pitch oscillating 2-D high lift devices in a landing condition. Experimental data on a pitching naca0012 airfoil was used for code validation. Dynamic characteristics of an airfoil, single slotted flap for mid-class passenger aircraft were analyzed. Unsteady Navier-Stokes analysis was performed with Spalart-Allmaras turbulence model for separation dominant low speed flow. As a result, flow hysteresis of a flapped airfoil was more complex than that of an oscillating airfoil. So, dynamic analysis of a flap in a landing condition is very important for operational safety.

Keywords: 비정상유동(Unsteady Flow), 동적 특성(Dynamic Characteristics), 플랩 익형(Flapped Airfoil), 진동(Oscillation)

1. 서 론

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, 일반적으로 양력의 급격한 손실과 더불어 동안정성의 저하를 가져올 수 있다. 특히, 착륙시 돌풍 등의 상황에서 Pilot Induced Oscillation, 조종성 상실을 통한 사고로 이어질 수 있으므로 항공안전에 중요한 이슈가 되어 왔다. 일반적인 익형의 피치 진동 특성에 대한 연구가 꾸준히 진행되어 온 반면[1-5], 여객기의 착륙 조건에서의 익형 및 플랩 형상에 대한 피치 진동 특성 및 공력 댐핑에 대한 연구보다는 진동하는 플랩을 제어하여 공력적인 특성을 향상시키려는 노력이 주류를 이루어 왔다[6].

본 연구에서는 최근 세계적으로 개발에 대한 관심이 높아지고 있는 100인승급의 중형 항공기용으로 제시된 2차원 익형 및 플랩형상에 점성 유동장 전산 해석을 수행하여 정적 동적 공력 특성을 살펴보고, 유동장 가시화를 통하여 동적 실속 현상을 살펴보았다. 아울러 피치 진동하는 익형의 물리적 현상과 비교 설명하였다.

1 정회원, 한국항공우주연구원
2 정회원, 한국항공우주연구원
* Corresponding author E-mail: lyg@kari.re.kr

2. 전산해석 방법

2.1 Solver 및 동적 격자계

상용코드인 Fluent를 이용하여 비정상 Navier-Stokes 해석을 수행하였다[7]. 원방 경계는 일반적인 Sea-level 착륙 비행 조건에 맞는 대기 조건을 Pressure-far-field로 설정하였다. 유동해석은 Fluent에 내재되어 있는 pressure-based solver를 사용하였고, 유동박리가 지배적인 본 문제의 수렴성을 향상시키기 위하여 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 15층을 삽입하였으며, 벽면에서의 Y+는 1이하를 유지하였다. 총 격자수는 200,000 셀이며, Fig. 1에 나와 있듯이 피치 진동을 위하여 익형 주위에 원형의 Sliding

격자계(Fig. 2)를 구성하였다.

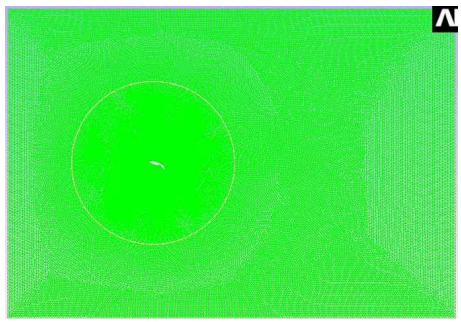

Fig. 1 Grid System for a Flapped Airfoil

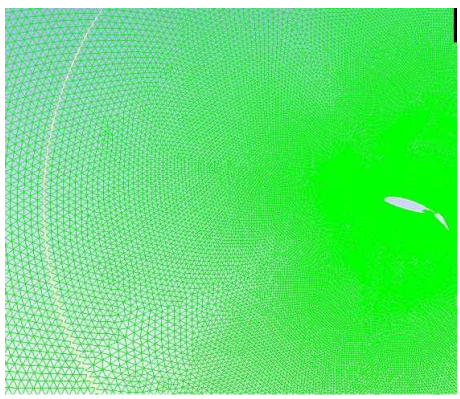

Fig. 2 Interface of a Sliding Mesh System

2.2 Code Validation

Ref[5]에 제시된 피치 진동하는 NACA 0012 익형의 실험자료와 본 연구에 사용된 Fluent 상용 프로그램을 이용한 전산해석 결과를 비교하였다.

피치 진동 운동은 다음과 같이 표현되는 Sinusoidal Motion 이며, 유동 조건은 M=0.6, α_0=4.86°, α_1=2.44°, k=0.162, Re=4.8x10^6 이다.

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

계산에 사용된 O-type의 Sliding 격자계는 다음 Fig. 3에 나와 있다. 난류 모델은 Sparlart-Allmaras를 적용하였으며, 벽면에서의 y+는 1이하를 유지하도록 격자계를 생성하였다.

Fig. 4에서는 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 모사하는 것으로 판단된다. 특히, 동적 댐핑 특성의 척도가 되는 Loop의 방향이 반시계 방향으로 실험치와 일치함으로써, Fluent를 활용한 동안정성 판단이 유효하다고 할 수 있다.

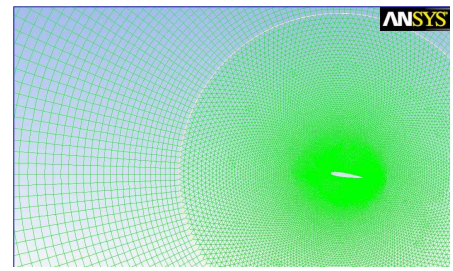

Fig. 3 Grid System for an Oscillating NACA 0012 Airfoil

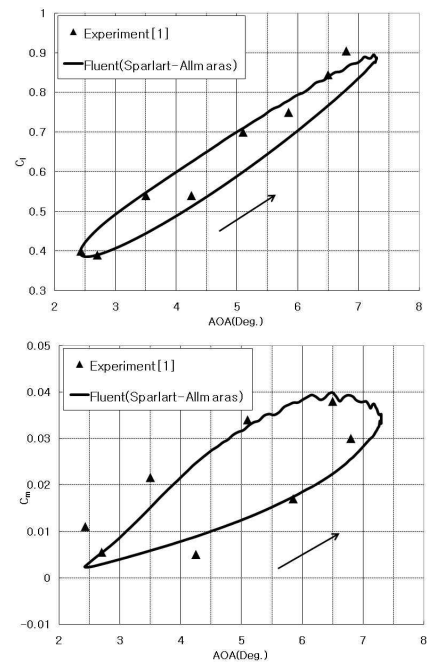

Fig. 4 Lift and Moment Coefficients

3. 해석 결과

3.1 정상 공력 특성

비정상 공력 특성과의 비교를 위하여 마하수 0.2에 대한 정상공력 특성을 해석하였다. 난류 모델은 수렴성이 양호한 1-eqn(Sparlart-Allmaras) 모델을 적용하였다. 받음각 약 17도에서 최대 양력계수 3.7을 보이고 있으며, 항력계수도 일반적인 형태를 보이고 있다. 피칭 모멘트는 25%를 중심으로 나타내었는데, 받음각에 따라 거의 일정하나, 실속후에는 급격하게 피치 다운이 일어나는데, 이는 익형위의 유동이 대부분 박리된 반면, 플랩위의 유동은 이 받음각 영역에서 가속된 channel

flow의 영향으로 부착(attachment)되기 때문이다.

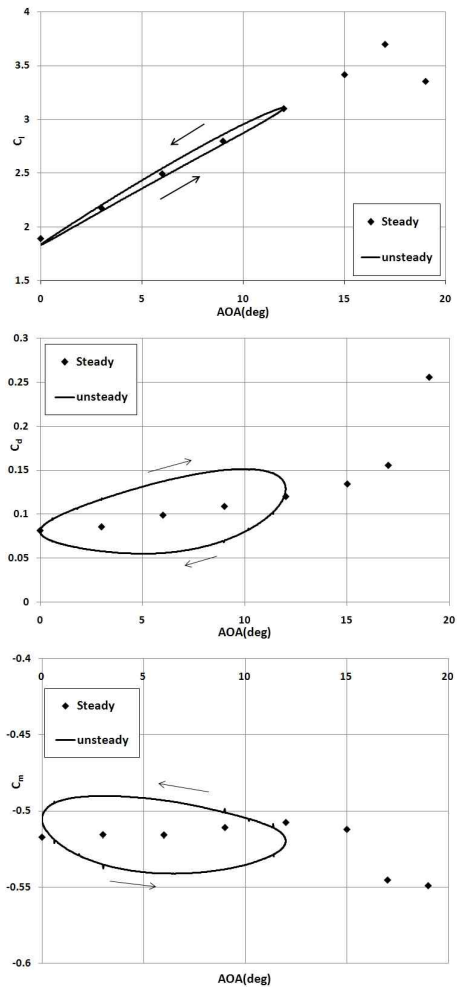

Fig. 5 Aerodynamic Characteristics (c_l, c_d & c_m)

3.2 비정상 공력 특성

동적 실속 모사를 위하여 착륙 비행조건에서 다음과 같은 피치 진동하는 Harmonic Motion에 대하여 계산을 수행하였으며, Dual-time Subiteration 기법을 이용하여 수렴성을 높였다. 평균 받음각은 6도이며, 진폭도 6도로 설정하였다. 마하수는 이착륙 조건에 가까운 0.2로 가정하였으며, Reduced frequency k=0.01로 설정하여, 피치 진동은 아래와 같이 표현되었다.

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_m \sin(\omega t) = 6^\circ + 6^\circ \sin(0.66t)$$
$$k = \omega c / V_\infty = 0.01$$

시간간격은 0.01초, sub-iteration을 20회씩 수행한 결과, 동적 공력계수는 Fig. 5에 정적 공력계와 함께 도시되어 있으며, 실속전 영역에서의 진동이므로 flow hysteresis가 작게 해석되었다. 다만, 양력계수의 루프 방향이 일반적인 익형의 반대방향으로 예측되었는데, 이는 플랩의 영향으로, 양력에 대한 댐핑 효과가 있어, 비행안전에는 도움이 되는 것으로 판단된다. 피치 댐핑은 일반적인 익형과 동일하게 확보되고 있음을 알 수 있다.

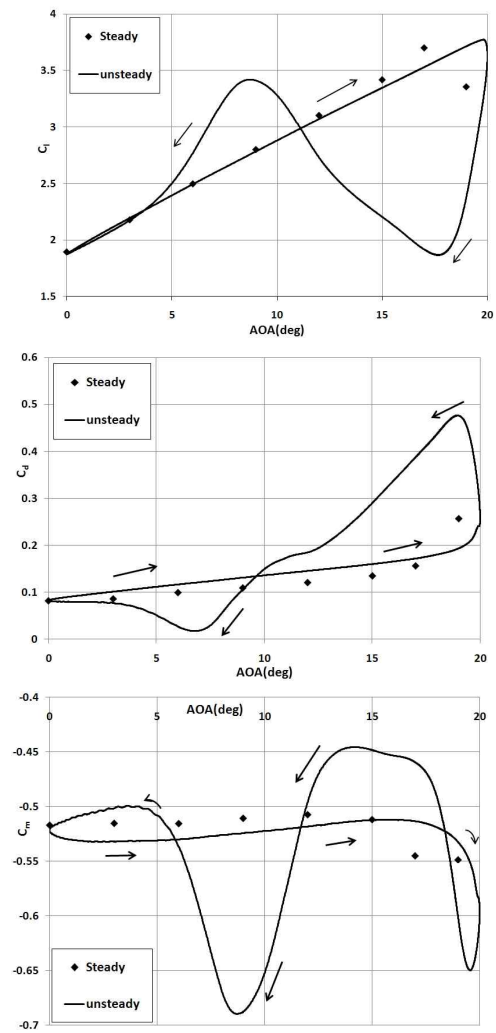

Fig. 6 Aerodynamic Characteristics (c_l, c_d & c_m)

다음으로, flow hysteresis 효과가 큰 동적 실속을 모사하기 위하여 정적 실속각 17도 보다 높은 20도를 최대 받음각으로 설정하여 동일한 해석을 수행하였다(Fig. 6). 즉, 평균 받음각 10도와 진폭 10도를 적용하였다. 실속후에는 양력과 항력의 변화가 매우 크며, 피칭 모멘트 곡선은 각각 2개의 안정적인 루프와 2개의 불안정한 루프를 보이고 있다.

복잡한 유동 현상을 안정적으로 해석하기 위하여 시간간격은 0.0025초, sub-iteration은 20회씩 수행하였다. Sub-iteration을 20회 이상 실시하는 것보다 시간간격을 작게 하는 것이 해의 수렴에 더욱 효과적이라 판단된다. 수렴 이력은 아래에 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.

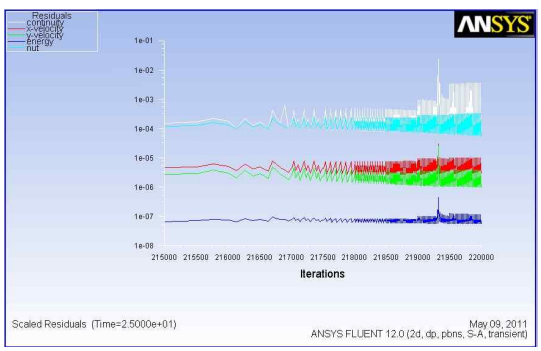

Fig. 7 Convergence History (Unsteady, S-A Model)

Fig. 8-9에는 받음각 19도에서의 압력계수와 유선을 도시하여 유동현상을 살펴보았다. pitch up시에는 저압부가 크게 형성되어 양력을 발생시키지만 pitch down시에는 와류가 후류로 떨어져 나가면서 양력이 감소하고 피치 다운 모멘트를 발생시키게 된다.

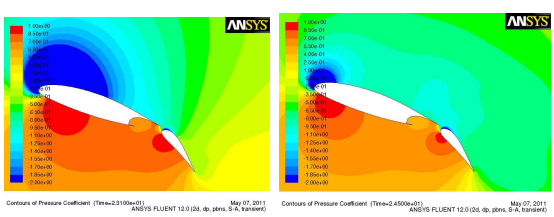

Fig. 8 Pressure Distribution (19°, Pitch Up(L) and Down(R))

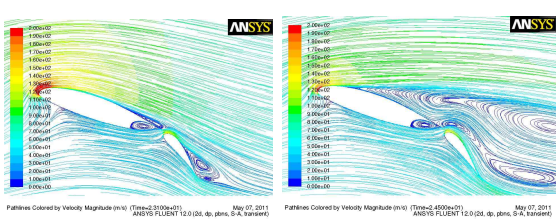

Fig. 9 Streamlines (19°, Pitch Up(L) and Down(R))

유선 분포는 더욱 복잡하게 형성되는데, pitch up시에는 플랩위의 유동이 주로 박리되어 양력을 감소시키고 피치 업 모멘트가 형성되지만, pitch down시에는 익형위에서 유동박리가 광범위하게 일어나고 플랩위에서는 유동이 재부착되는 현상이 일어난다. 이로 인하여 양력은 감소하지만 피치 다운 모멘트가 커지게 된다. 플랩 유동의 재부착은 익형에서 박리된 유동과 플랩 갭에서의 가속되는 유동의 상호작용에 의해서 발생하는 것으로 판단된다. 즉, 플랩 갭에서의 유동은 받음각이 커질수록 플랩 윗면으로 에너지를 용이하게 전달하게 되는 반면, 익형에서 박리된 와류는 플랩 윗면에서의 유동 박리를 지연시키는 역할을 하는 것으로 추정된다.

4. 결 론

착륙시의 비행안전에 중요한 영향을 미치는 동적 공력 특성을 플랩 익형에 대하여 해석하였다. 플랩의 영향에 의하여 이력 루프는 더욱 복잡한 양상을 띠며, 공력 댐핑도 받음각에 따라 안정과 불안정 구간으로 다양하게 나타나는데, 이는 익형과 플랩의 박리가 번갈아 일어나기 때문인 것으로 판단된다. 향후에는 중형기급 항공기에 적용되는 double slotted flap에 대한 분석을 통하여 더욱 복잡할 것으로 예상되는 익형과 vain 및 main flap에서의 유동 박리 현상을 살펴볼 예정이다.

참고문헌

[1] 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.

[2] 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.

[3] 1994, Yang, H.Q., "Numerical Simulation of Dynamic Stall at High Reynolds Numbers," AIAA Paper 94-0286.

[4] 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.

[5] 1982, Landon, R., "NACA 0012. Oscillatory and Transient Pitching," Compendium of Unsteady Aerodynamic Measurement, AGARD-R-702.

[6] 1992, R. J. Hugo and E. J. Jumper, "Controlling Unsteady Lift Using Unsteady Trailing Edge Flap Motions," AIAA Paper 92-0275.

[7] 2009, Fluent User's Manual v. 12.