



중형항공기 동적 실속 특성 해석

이 용 교,^{*1} 김 철 완,¹ 안 석 민¹

DYNAMIC STALL ANALYSIS OF A MID-SIZED AIRCRAFT

Yung-Gyo Lee,^{*1} Cheolwan Kim¹ and Seok-Min Ahn¹

Aerodynamic analysis was done for a fuselage and wing configuration of a mid-sized aircraft using 3-dimensional Navier-Stokes solver. Various turbulent models including a transitional SST were implemented 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 궤

적 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

gsmbit을 사용하여 동적 격자계를 구성하였다. 점성 해석을 위하여 경계층에 20층을 삽입하였으며, 벽면에서의 Y+는 10 이하를 유지하였다. 총 격자수는 2백만 셀이며, Fig. 2에서 보여 지듯이 피치 진동을 위하여 물체 주위에 실린더 형태의 sliding 격자계를 구성하였다. Fig. 3의 sliding 격자계는 remeshing 격자계에 비하여 계산량이 작지만, 고정 및 회전하는 격자계의 경계에서 물리량의 불연속이 발생할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 Fig. 2에 나타난 모든 격자계를 피치 진동시키는 방법도 함께 적용하여 sliding 격자계의 적용성을 검

1 정희원, 한국항공우주연구원

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

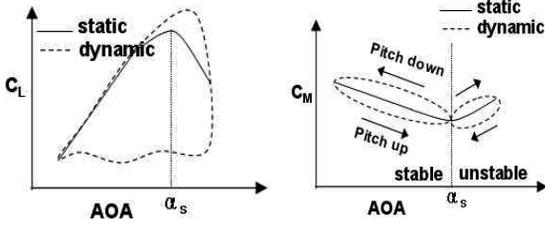


Fig. 1 Typical aerodynamic change by pitch oscillation

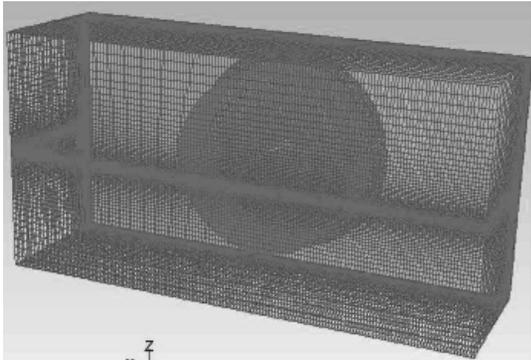


Fig. 2 Grid system

토하였다.

3. 해석 결과

3.1 정상 공력 특성

비정상 공력 특성과의 비교를 위하여 마하수 0.3에 대한 정상공력 특성을 해석하였다. 난류 모델에 대한 영향을 살펴 보기 위하여 1-eqn(Sparlart-Allmaras) 모델, 2-eqn(k-epsilon)모델 및 천이예측이 가능한 4-eqn (transitional SST)모델을 각각 적용하여 그 결과를 비교하였다(Fig. 4). 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 같은 피치 진동하는 harmonic motion에 대하여 계산을 수행하였으며, dual-time subiteration 기법을 이용하여 수렴성을 높였다. 평균 받음각은 10도이며, 동적 실속을 모사하기 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.

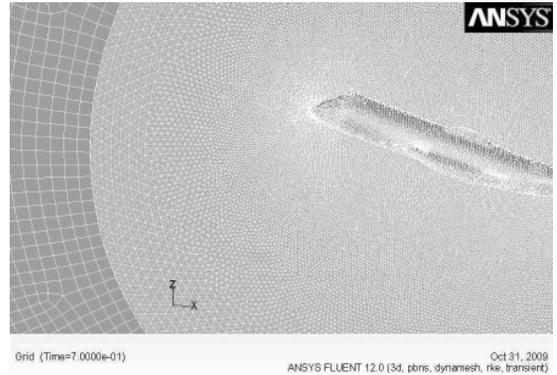


Fig. 3 Interface of a sliding mesh system

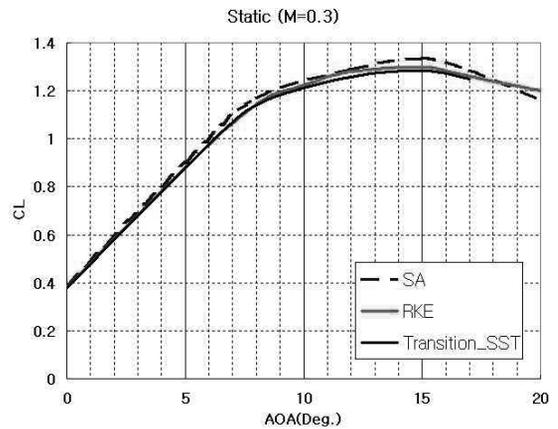


Fig. 4 Dynamic mesh system

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

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

Fig 5-6에는 동적 상태에 있는 날개 부분의 압력분포를 도시하였다. 동일한 15도의 받음각 조건에서 pitch up시에는 날개 위에 낮은 압력이 강하게 형성되어 있으나, pitch down시에는 유동박리가 날개 뒷전에서부터 앞전으로 전파되면서 낮은 압력 부분이 사라지고 후류로 틀러가서 양력이 감소함을 알 수 있다. 이것이 이력(hysteresis)루프의 원인이 되며, 정적 상태에 비하여 최대 양력이 30% 증가(up) 및 40% 감소(down)되었다(Fig. 7). 난류모델에 따른 양력곡선은 매우 유사하나, realizable k-epsilon 모델의 이력(hysteresis)루프가 가장 작다.

Fig. 8에는 피칭 모멘트를 도시하였다. 꼬리 날개가 없는 형상이므로 정적으로는 불안정하나, 루프의 방향이 반시계 방향이므로 동적으로는 안정하다. 즉, 동적 미계수 (C_{Mq})가 음

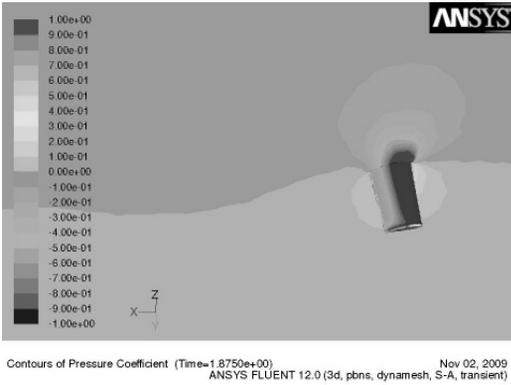


Fig. 5 Pressure distribution (15deg., pitch up)

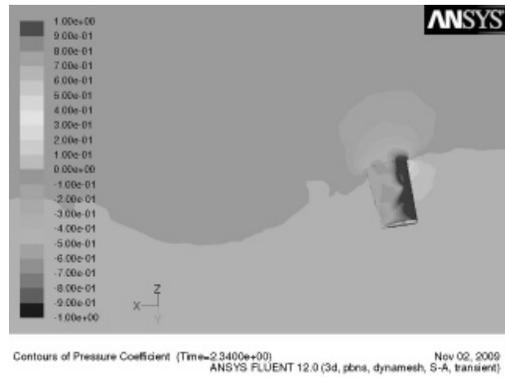


Fig. 6 Pressure distribution (15deg., pitch down)

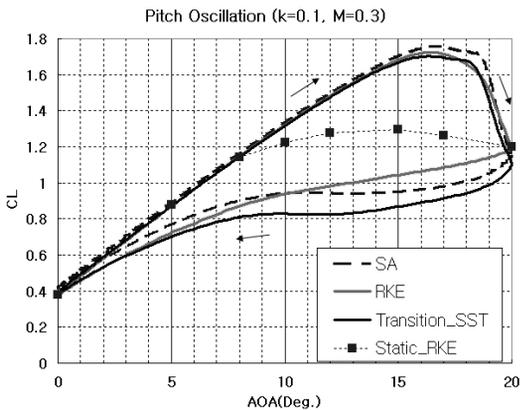


Fig. 7 Lift characteristics

(-)이고 댐핑이 존재한다.

전 계산영역 격자를 피치 진동하는 것과 비행체 주위 격자만을 sliding하는 경우 공력계수는 거의 유사하나, sliding mesh의 유동박리가 약간 작게 계산되었다 (Fig. 9).

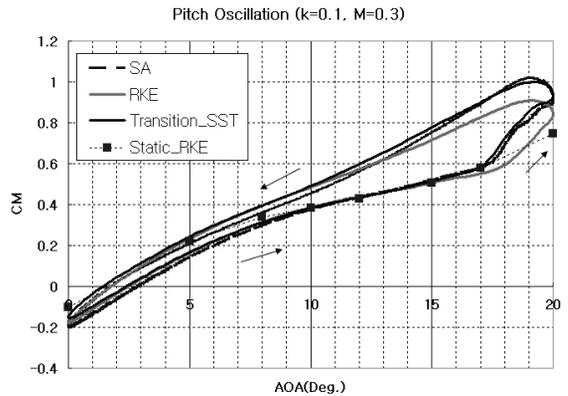


Fig. 8 Pitching moment characteristics

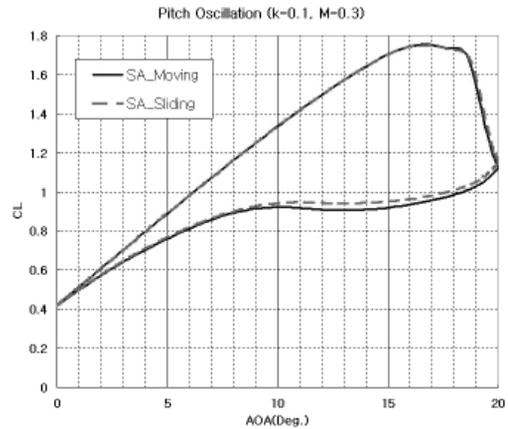


Fig. 9 Moving domain and sliding mesh effects

4. 결 론

항공안전에 중요한 영향을 미치는 동적 실속을 피치 진동하는 항공기에 대하여 해석하였으며, 아울러 동적 격자계와 난류모델의 영향을 살펴보았다. 실험을 통한 해석결과와 검증 후에는 비정상 공력 모델 구축 방안 연구를 수행할 예정이다.

참고문헌

- [1] 2003, 장병희, 옥호남, 이용교, "50m 급 비행선의 강제진동 풍동시험," 한국항공우주학회지.
- [2] 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, pp 547-554.
- [3] 2009, Fluent User's Manual v.12.