



천이를 고려한 진동하는 익형의 동적 실속 예측

전 상 언,¹ 박 수 형,^{*2} 김 창 주,² 정 기 훈,³ 정 경 진⁴

DYNAMIC STALL PREDICTION WITH TRANSITION OVER AN OSCILLATING AIRFOIL

Sang Eon Jeon,¹ Soo Hyung Park,^{*2} Chang Joo Kim,² Ki Hoon Chung,² Kyung Jin Jung⁴

A Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) code with transition prediction model is developed and the computational results on an oscillating airfoil are compared with the experimental data for OA209 airfoil. An approximated eN method that can predict transition onset points and the length of transition region is directly applied to the RANS code. The hysteresis loop in dynamic stall is compared for the computational results using transition prediction and fully turbulent models with the experimental data. Results with transition prediction show more correlation with the experimental data than the fully turbulent computation.

Key Words : 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics), 동적실속(Dynamic Stall), 천이유동(Transition Flow)

1. 서 론

진진하는 회전익 항공기의 블레이드 혹은 고정익 항공기의 날개가 진동하는 비정상 운동을 할 경우에 정적 공력계수에 비해 실속이 늦어지는 현상이 발생하는 데 이를 동적실속이라 한다. 동적 실속이 발생하였을 경우 급격한 공력계수의 변화가 발생하며 이에 따라 로터 블레이드나 날개의 공력 성능 및 안정성등의 예측이 어려워지므로 이에 대한 연구가 오래전부터 진행되어 왔다.

동적실속 예측을 위해 전산유체역학을 통한 접근 또한 오래전부터 진행되어 왔다. 동적실속 계산에 있어 난류모델이나 천이현상은 매우 중요한 영향을 끼친다고 알려져 있다. 본 연구에서는 비정상상태의 익형 주위의 유동장을 계산하기 위하여 천이예측 모델을 결합한 RANS(Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 코드를 개발하였다. 천이 예측을 위해 2차원 교란의 선형안정성을 기반으로 한 Drela의 근사 (approximate) e^N 방법을 사용하였다.[1] 또한 여러 가지 난류모델을 통해 난류

모델의 영향과 천이 및 완전 난류 조건에서의 동적실속 특성의 변화를 파악하기 위한 연구를 수행하였다.

2. 수치해석기법

2.1 지배방정식

본 연구에서는 Reynolds-Averaged Navier-Stokes 코드를 개발하여 계산을 수행하였으며 2차원 압축성 지배방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial q}{\partial t} + \frac{\partial(f_j - f_{vj})}{\partial x_j} = 0 \quad j = 1, 2 \quad (1)$$

여기서 q 는 보존형의 유동변수벡터(conservative variable vector), f_i 와 f_{vj} 는 x_j 방향으로의 비 점성 유속벡터(invscid flux vector)와 점성 유속벡터(viscous flux vector)를 나타낸다. 식 (1)의 지배방정식을 공간이산화 하기 위해 격자중심 유한 체적법을 사용하였다. Roe의 FDS(Flux Difference Splitting) 기법을 사용하여 격자 경계면에서의 비 점성 유속(invscid flux)을 계산하였으며 점성유속의 경우에는 중심차분을 사용하였다. 비정상 유동의 시간정확성을 얻기 위해서 이중 시간 전진법(dual time stepping)을 사용하였고[2], 가상시간에서 정상해를 구하기 위해 DADI 기법(Diagonalized ADI)을 사용하였다. 난

1 정회원, 건국대학교 대학원 항공우주정보시스템공학과

2 정회원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

3 정회원, 한국항공우주연구원 로터팀

4 정회원, 국방과학연구소

* Corresponding author, E-mail: pish@konkuk.ac.kr

류 모델은 $k-\omega$ Wilcox, $k-\omega$ SST, Spalart-Allmaras 모델을 사용하였다[3].

2.2 천이점 예측

본 연구에서 천이예측 모델은 Drela의 근사(approximate) e^N 방법을 사용하였다. 압축성 유동의 경우에 형상함수(shape parameter) H 는 운동학적 형상함수(kinematic shape parameter) H_k 로 대체 되며 각각 다음과 같이 정의된다[1].

$$\delta^* = \int_0^\delta \left(1 - \frac{\rho U}{\rho_e U_e}\right) dy \quad (2)$$

$$\theta = \int_0^\delta \frac{\rho U}{\rho_e U_e} \left(1 - \frac{U}{U_e}\right) dy \quad (3)$$

$$H \equiv \frac{\delta^*}{\theta} \quad (4)$$

$$H_k \equiv \frac{\int_0^\delta \left(1 - \frac{U}{U_e}\right) dy}{\int_0^\delta \frac{U}{U_e} \left(1 - \frac{U}{U_e}\right) dy} = \frac{H - 0.290M_e^2}{1 + 0.113M_e^2} \quad (5)$$

여기서 식 (5)는 운동학적 형상함수를 정의한 것이며 유동의 압축성 효과를 배제한 형상함수의 의미를 가진다. 계산된 형상함수와 임계레이놀즈 수를 이용하여 에어포일 위에서의 증폭률(amplification factor) N 값을 계산할 수 있다.[4]

$$\frac{dN}{dRe_\theta} = 0.028(H_k - 1) - 0.0345e^{-\left(\frac{3.87}{H_k - 1} - 2.52\right)^2} \quad (6)$$

$$\log_{10} Re_\theta = 2.492 \left(\frac{1}{H_k - 1}\right)^{0.43} + 0.7 \left[\tanh\left(\frac{14.0}{H_k - 1} - 9.24\right) + 1 \right] \quad (7)$$

$$m_{H_k} = -0.05 + \frac{2.7}{H_k - 1} - \frac{5.5}{(H_k - 1)^2} + \frac{3.0}{(H_k - 1)^3} + 0.1e^{-\left(\frac{20}{H_k - 1}\right)} \quad (8)$$

$$N = \int m_{H_k} \frac{dN}{dRe_\theta} \frac{1}{\theta} ds \quad (9)$$

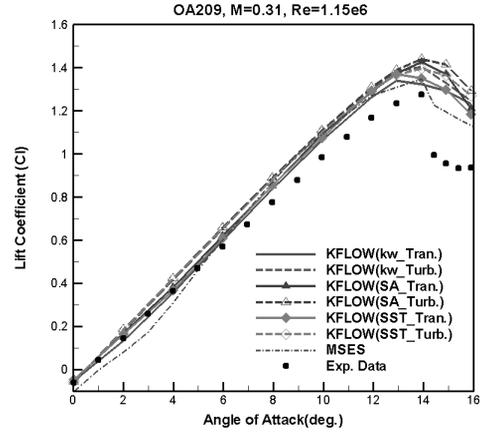


Fig. 1 양력 계수

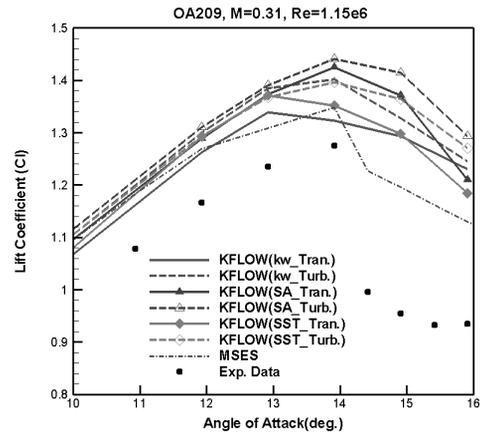


Fig. 2 양력 계수

여기서 적분을 통해 얻어진 N 값이 임계 $N(N_{cr}=9)$ 값에 도달하는 지점을 천이점으로 결정한다. 선형보간을 사용할 경우 수렴성에 문제가 발생할 수 있다. 격자중심 유한체적법을 사용하였으므로 임계 N 값에 대응하는 천이점을 찾기 위해 Newton-Raphson 법으로 격자 간의 값을 보간하였다.

3. 해석결과

3.1 정상상태 해석

계산을 한 유동 조건은 $M=0.31$, $Re=1.15 \times 10^6$ 이다. 대상 익형은 OA209 이며 격자의 개수는 381×81 이고 벽면에서 첫 번째 셀 간격은 2.5×10^{-6} 을 사용하였다. 본 연구에서 사용한 KFLOW 외에도 MSES를 사용하여 같은 조건에서 계산을 수행하여 실험값과 비교하였다.

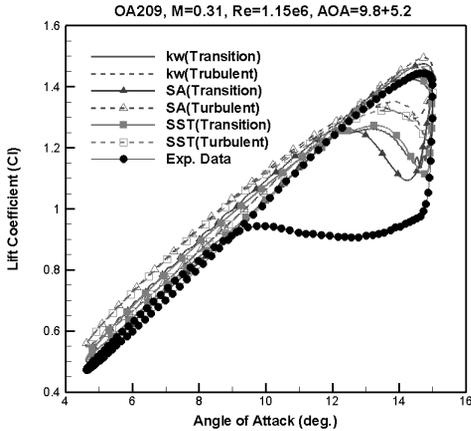


Fig. 3 양력 계수

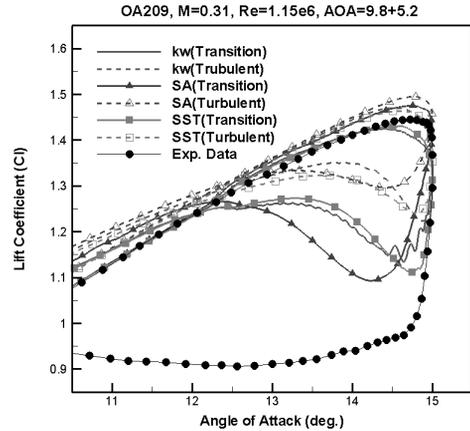


Fig. 4 양력 계수

Fig.1과 2는 받음각에 따른 양력 계수를 나타낸다. Fig.1을 보면 완전난류조건에서의 계산 결과 값이 천이 조건의 계산 값에 비해 전체적으로 높으며 실험값과 계산값의 차이가 존재하지만 전 구간에서 걸쳐 비교적 잘 일치함을 알 수 있다. Fig.2는 실속영역에서의 양력 계수를 나타낸 것이다. 난류조건의 계산 결과가 천이조건에 비해 최대 양력 계수가 높으며 실속이 더 늦게 일어나고 있다. 또한 난류 모델에 따라 실속각과 최대양력계수의 차이가 존재하며 SA모델이 다른 두 난류모델에 비해 비교적 실속이 늦고 최대 양력 계수 또한 높다.

3.2 비정상상태 해석

유동조건은 정상상태와 같으며 진동하는 익형의 피칭 각은 다음과 같이 정의한다.[5]

$$\alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_1 \sin \omega t \quad (10)$$

여기서 $\alpha_0=9.8$, $\alpha_1=5.2$, $\omega=0.1$ 이다. 이러한 유동조건에서는 약한 실속(light stall)이 일어나며, 강한 실속(deep stall)보다 예측이 어려운 것으로 알려져 있다[6]. 앞서 밝혔듯이 $k-\omega$ Wilcox, $k-\omega$ SST, Spalart-Allmaras의 난류 모델들을 각각 사용하였으며 각 난류 모델에 대해 천이와 완전 난류조건하에서의 계산을 각각 수행하였다.

Fig.3과 4는 양력계수를 나타낸 것이다. Fig.3을 보면 양력 곡선의 Hysteresis Loop를 볼 수 있다. 정상상태의 계산결과와 동일하게 완전난류조건의 계산결과가 선형구간을 포함한 전 구간에서 걸쳐 천이조건 계산 값에 비해 양력계수를 높게 예측함을 알 수 있다. $k-\omega$ Wilcox, $k-\omega$ SST는 계산 결과가 거의

일치하고 있다. Fig.4는 실속 영역에서의 양력 계수를 나타낸 것이다. 정상상태의 결과와 마찬가지로 완전난류의 계산 결과가 천이조건에 비해 실속이 지연되고 최대 양력 계수가 높으며, SA 모델이 다른 두 난류모델에 비해 실속이 지연되고 최대 양력계수가 높게 나타나고 있다. 이 결과를 통해 천이 조건이 난류 조건에 비해 박리가 더 빠르고 많은 영역에서 일어나며 재부착 또한 늦다는 것을 확인할 수 있었다. 또한 SA모델이 다른 두 모델에 박리가 더 늦게 일어나며 박리의 재부착 또한 늦다는 것을 알 수 있다.

Fig.5와 6은 항력계수와 피칭모멘트 계수를 나타낸 것이다. $k-\omega$ Wilcox, $k-\omega$ SST의 계산 결과가 큰 차이를 보이지 않기에 $k-\omega$ Wilcox 모델 결과는 생략한다. 선형구간에서 완전난류의 계산 결과가 더 높은 값을 가지며 이는 완전난류의 경우 천이 조건에서 층류로 예측하는 부분을 모두 난류의 마찰항력으로 계산하기 때문에 그만큼의 항력증가가 이루어지는 것이다. 실속각에서 SA 모델이 SST 모델에 비해 항력이 작게 예측되는 것을 볼 수 있는데, 이는 양력 계수 부분에서 이미 언급하였듯이 SA 모델의 경우 SST 모델보다 박리가 늦게 일어나므로 이에 대한 압력항력의 증가가 더 작기 때문이다. 즉, 난류모델의 박리 특성으로 인해 실속의 차이가 발생하게 되며 이로 인해 최대 양력 계수, 실속각 및 최대 항력 계수의 차이가 발생한다. 하지만 재부착의 경우에는 양력 계수 결과에서도 볼 수 있듯이, 천이 조건이 완전난류 조건에 비해 재부착을 지연시킴을 확인할 수 있었다.

Fig.6은 피칭 모멘트 계수를 나타낸 것이다. 피칭 모멘트의 경우 양력과 항력에 직접 영향을 받아 나타나게 되는데 양력과 항력이 각각 실험값과 차이가 있으므로 피칭 모멘트 계수 또한 실험값과 차이가 발생하고 있다. SA 모델의 경우에는

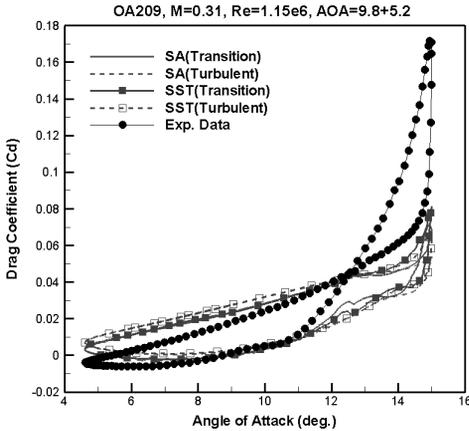


Fig. 5 항력 계수

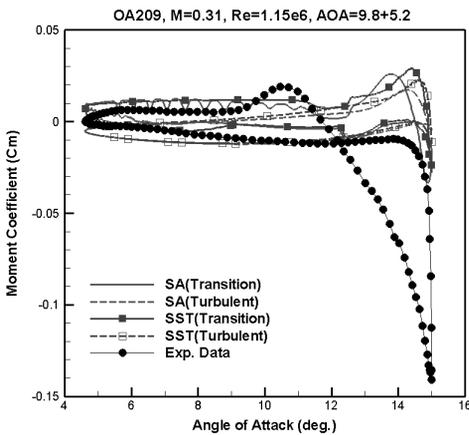


Fig. 6 피칭모멘트 계수

SST 모델에 박리의 재부착이 늦고 이에 따라 피칭 모멘트 계수가 Negative Peak 이후에 양의 값을 가지게 되는 것이 지연된다. 이는 SST 모델에 비해 실험값에 더욱 근접하는 것으로 볼 수 있다.

4. 결 론

본 논문에서는 경계층 방정식의 해석 없이 e^N 기법을 직접 결합한 RANS 코드를 개발하여 익형의 정상상태의 해석과 비정상상태의 해석을 각각 수행하였으며 난류모델 및 천이와 완전난류조건에 대한 계산 결과를 각각 비교 하였다. 정상상태 및 비정상상태의 해석 결과에서 공통적으로 난류모델의 차이로

인해 실속각이나 최대 양력계수의 차이가 발생하였고 이는 난류모델에 따른 박리 특징의 차이가 원인이다. 또한 완전난류 조건의 양력 및 항력이 천이 조건에 비해 더 높았으며 천이 조건의 경우 박리의 재부착이 완전난류 조건에 비해 지연된다는 것을 확인할 수 있었다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 위탁연구(UD090014JD)와 지식경제부 한국형헬기 민군 겸용 구성품 개발사업(KARI 주관) 위탁연구 결과 중 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] 1986, Drela, M. and Giles, M.B., "Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils," *AIAA 1987*, Vol.25, No.10, pp.1347-1355.
- [2] 1998, Dubuc, L., Cantariti, F., Woodgate, M., Gribben, B., Badcock, K.J. and Richards, B.E., "Solution of the Unsteady Euler Equations Using an Implicit Dual-Time Method," *AIAA Journal*, Vol.36, No.8, pp.1417-1424.
- [3] 2004, Park, S.H. and Kwon, J.H., "Implementation of Turbulence Models in an Implicit Multigrid Method," *AIAA* Vol.42, No.7, pp.1348-1357.
- [4] 2006, Windte, J., Scholz, U. and Radespiel, R., "Validation of the RANS-simulation of laminar separation bubbles on airfoils," *Aerospace Science and Technology* 10 (2006) pp.484-494.
- [5] 2000, Bousman, W.G., "Evaluation of Airfoil Dynamic Stall Characteristics for Maneuverability," *26th European Rotorcraft Forum*, The Hague, Netherlands, September 26-29, pp.239-249.
- [6] 2006, Geissler, W. and Haselmeyer, H. "Investigation of dynamic stall onset," *Aerospace Science and Technology* 10 (2006), pp.590-600.
- [7] 2007, Lian, Y. and Shyy, W., "Laminar-Turbulent Transition of a Low Reynolds Number Rigid or Flexible Airfoil," *AIAA 2007* Vol.45, No.7, pp.1501-1513.
- [8] 2008, Perraud, J., Cliquet, J., Houdeville, R. and Arnal, D., "Transport Aircraft Three-Dimensional High-Lift-Wing Numerical Transition Prediction," *Journal of Aircraft* 2008 Vol.45, No.5, pp.1554-1563.