

진동하는 NACA 0012 에어포일에서 레이놀즈수가 항력에 미치는 영향

Reynolds Number Effects on the Drag of an Oscillating NACA 0012 Airfoil

김동하*, 장조원, 김학봉, 전창수(한국항공대학교)

1. 서 론

항공기 프로펠러나 헬리콥터의 로터, 터빈의 로터 블레이드 등에 작용하는 비정상 유동은 플러터(flutter), 공기력에 의한 진동(vibration), 버펫팅(buffeting) 및 동실속(dynamic stall)과 같은 현상을 발생시켜 기대하지 않은 결과를 낳게 된다. 이러한 결과는 동실속과 같이 실속을 지연시켜주는 긍정적인 역할을 하는 반면에 구조적으로 부정적인 영향을 미치므로 과거부터 많은 연구자들의 연구 대상이 되어 왔다. 특히 최근 들어 항공기의 개발이 소형 무인기, 즉 μ UAVs, MAVs에 집중하면서 비정상 상태의 유동은 고기동성(super-maneuverability) 혹은, 새나잠자리 등의 비행 메커니즘에 의해 발생하는 비정상 유동에 관한 연구가 집중적으로 수행되고 있다.

일반적으로 피칭운동을 하는 에어포일에서 경계층은 *upstroke*와 *downstroke* 과정에서 다르게 나타나면서 양력, 항력, 및 피칭 모멘트 등에서 이력현상(hysteretic phenomenon)이 발생한다. 특히 동실속에서 나타나는 이력현상은 앞전 와류의 발생으로 인해 매우 큰 양력 피크(peak)가 발생하고 2차 와류의 발생은 *downstroke* 과정에서 양력을 증가시키는 요인이 되기도 한다[1]. 한편, *Oshima and Ramaprian*[2]는 PIV을 이용하여 피칭하는 에어포일의 앞전 부근 와류를 연구하고 레이놀즈수 $Re=5.4 \times 10^4$ 와 1.5×10^5 에서 동실속은 유사하게 나타나지만, 1.8×10^4 의 경우에 실속각은 작게 나타난다고 보고하여, 임의의 레이놀즈수 범위에서는 비정상 유동에 대한 효과가 크게 나타난다는 사실을 제시하였다. 더불어, *Chang*[3]은 진동하는 NACA 4412 에어포일에서 레이놀즈수 5.3×10^4 와 1.9×10^5 의 사이에 후류 특성이 큰 차이가 있다는 것을 조사하였고, 근접후류의 특성을 관찰함으로써 비정상 유동에서 레이놀즈수 효과를 보고 하기도 하였다. 또한, *Kim* 등[4, 5]는 실속 이전의 받음각으로 피칭하는 에

어포일의 비정상 유동에서 레이놀즈수의 효과를 조사하였다. 그들은 좁은 저 레이놀즈수 범위, 2.3×10^4 , 3.3×10^4 , 4.8×10^4 에서 근접후류 및 경계층을 관찰하였고, 에어포일의 운동방향과 순간받음각의 효과가 연동되어 후류의 평균결손속도와 난류강도 분포가 뚜렷한 차이를 나타내는 레이놀즈수를 제시하였다.

본 연구에서는 진동하는 NACA 0012 에어포일에서 레이놀즈수 2.3×10^4 , 3.3×10^4 , 4.8×10^4 인 경우 측정된 후류 속도분포로부터 항력 변화를 산출함으로써, 진동하는 에어포일에서 레이놀즈수가 항력에 미치는 영향을 조사하였다.

2. 실험장치 및 방법

본 연구에서 사용한 한국항공대학교 아음속 풍동의 시험부 크기는 $0.5\text{m(H)} \times 0.5\text{m(W)} \times 1.4\text{m(L)}$ 이고, 실험장치의 개략도는 그림 1에 나타내었다. 에어포일은 NACA 0012를 택하였으며 에어포일의 시위길이는 180mm이고, 시위길이의 1/4에서 시험부에 수직으로 고정하였다.

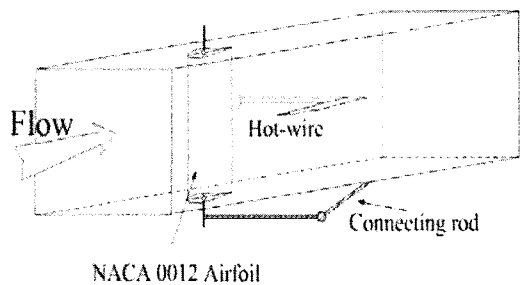


그림 1 Schematics of experimental setup

본 연구에서 후류를 측정하기 위해서 단택(Dantec)사의 2차원 열선 프로브(X-type, 55R51)를 이용하였다. 후류 측정을 위해 사용된 2차원 자동이송장치는 시험부의 옆면의 슬

롯(slot)을 통하여 프로브의 이송이 가능하도록 설치하였고, 공간 해상도(spatial resolution)는 최대 0.01mm이다. 진동하는 NACA 0012 에어포일의 순간반응각의 변화는 $\alpha(t) = 0.0^\circ + 6.0^\circ \sin 2\pi ft$ 와 같이 설정되었다. 따라서 에어포일은 -6° 에서 $+6^\circ$ 도까지 진동하였다. 무차원 진동수 K 는 모든 경우에 0.1로 고정되었다. 자유흐름속도는 1.98, 2.83 그리고 4.03 m/s이며, 이를 근거로 한 시위 레이놀즈수는 각각 2.3×10^4 , 3.3×10^4 , 4.8×10^4 이다. 후류 측정위치는 에어포일 뒷전에서부터 0.5C 위치이며, 가로방향 측정 간격은 $\pm 0.19 \leq y/C \leq \pm 0.33$ 에서 5.0mm, $\pm 0.11 \leq y/C \leq \pm 0.19$ 에서 2.0mm, $0 \leq y/C \leq \pm 0.11$ 에서는 1.0mm으로 측정되었다. 진동하는 에어포일의 후류에서 열선풍속계의 정보획득률은 에어포일의 각 경우에 0.042kHz, 0.060kHz, 0.080kHz로 선택되었다. 항력은 열선풍속계로 측정하여 300번의 위상평균(ensemble average)한 평균속도 데이터를 이용하여 다음과 같은 식으로 산출되었다.

$$F_D = \rho \int_{-\infty}^{\infty} \frac{u}{U_\infty} \left(1 - \frac{u}{U_\infty}\right) dy$$

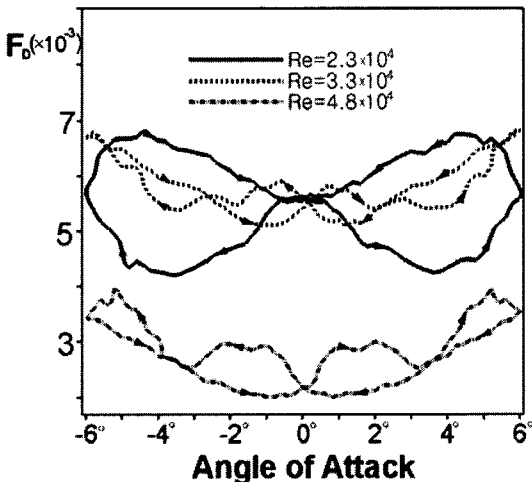
아음속 풍동 실험과정에서 유동방향으로 속도 변화는 최대 $\pm 2.8\%$ 미만이고, 실험이 장시간 진행되는 동안 온도 변화는 최대 $\pm 0.9^\circ\text{C}$ 정도이다.

3. 실험결과 및 검토

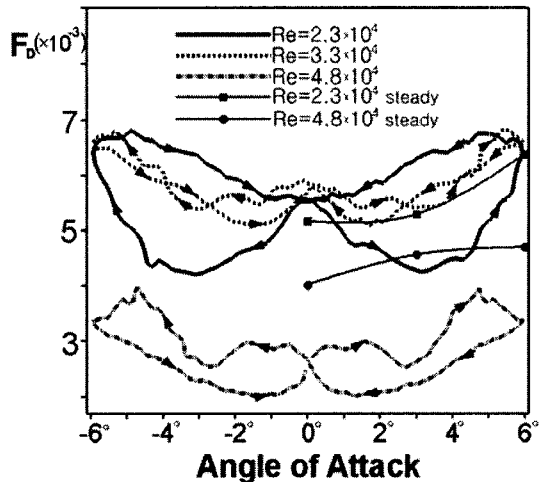
본 연구에서는 5.0×10^4 이하의 저 레이놀즈수 조건에서 측정된 후류를 이용하여 진동하는 NACA 0012 에어포일의 항력 변화를 레이놀즈수에 따라서 조사하였다.

그림 2는 후류 $x/C=0.5$ 에서 측정된 후류의 속도분포에서 계산된 항력의 변화를 순간반응각에 대해서 나타낸 것이다. 진동하는 에어포일의 임의의 하류에서 측정된 후류의 위상(phase)은 에어포일의 위상에 대해서 지연된다[6, 7]. 따라서 그림 2a에서 제시된 항력분포는 위상지연이 보상되지 않은 데이터이므로 실제 제시된 위상각보다 더 작은 위상각에서 발생된 항력이다. 이러한 위상지연의 크기를 조사하기 위해서는 후류의 전달속도(convection velocity)에 대한 정보가 필요하게 된다. 후류의 전달속도는 Carr *et al.*[8]이 에어포일의 상의 동실속 와류(dynamic stall vortex)에 관하여 $0.35 \sim 0.40U_\infty$ 을, Park *et al.*[6]이 레이놀즈수 2.7×10^4 와 4.7×10^4 , 후류 위치 $0.5 \leq x/C \leq 1.5$ 에서 $0.6U_\infty$ 을 제시하였다. 또한 Panza and Zaman[7]은 이러한 와류의 전달속도가 에어포일의 평균 받음각과 진동진폭에 의해 영향을 받음을 지적하고 실속이 발생하지 않고, $x/C=0.3$, 레이놀즈수 4.4×10^4 에서 $0.8U_\infty$ 의 전달속도를 관찰하였다.

본 연구에서 측정된 0.5C에서의 평균속도를 관찰해 보면 후류에서의 위상지연을 예측할 수



(a) Drag with non-compensated phase lag



(b) Drag with compensated phase lag

그림 2 Drag variations calculated from the velocity distributions measured at $x/C=0.5$

있다. 정상 상태의 에어포일에서 최대결손속도와 속도분포는 받음각이 0° 에서부터 증가할수록 작아지게 되고, 다시 말하면 순간받음각이 0° 에서 가장 크게 된다. 이와 같은 사실을 토대로 참고문헌 [4]의 그림 4에서 제시된 평균결손속도를 관찰해 보면 레이놀즈수 4.8×10^4 에서 약 0.6° 만큼의 위상지연이 관찰되고 레이놀즈수 2.3×10^4 , 3.3×10^4 에서는 거의 없는 것으로 보인다. 이것은 후류의 위상지연이 레이놀즈수와 관계가 없음을 나타내고 있는 Park *et al.*[6]의 결과와 일치하지 않는다. 그러나 사실, 후류에서의 와류의 전달속도는 와류를 구성하는 유동에 따라서 달라질 수 있다. 예를 들어, 층류경계층으로부터 생성된 *Karman* 와류와 에어포일 상의 난류경계층으로부터 생성된 와류는 분명한 전달속도의 차이를 나타낼 것이다. 이것은 기본적으로 와류 구조가 난류 확산에 의해 크게 영향을 받게 되기 때문이며 이로 인해 평균결손속도의 소산율(*decay rate*)이 달라지기 때문이다. 특히 Park *et al.*[6]의 결과가 레이놀즈수 2.7×10^4 와 4.7×10^4 의 범위에 국한되었다는 사실을 생각해 보면 본 연구의 결과는 상당한 신뢰성을 확보할 수 있다. 그러나 아직까지 이 부분에 대해서는 더 많은 정보와 분석이 필요할 것으로 사료된다. 본 논문에서 제시된 그림 2b는 모든 레이놀즈수에서 후류의 와류의 전달속도를 $0.8U_\infty$ 로 가정하여 보상된 결과이며, $x/C=0.5$ 위치에서의 위상 지연을 순간받음각으로 표현하였을 때 0.5° 정도를 나타낸다.

그림 2a에서 순간받음각에 대한 항력 변화는 순간받음각 0° 을 기준으로 대칭을 나타내고 있으며 이것은 대칭형 에어포일의 특징을 잘 나타내고 있다. 레이놀즈수 2.3×10^4 에서 양(+)의 순간받음각 범위에서 *upstroke*와 *downstroke* 중일 때 매우 큰 히스테리시스 곡선(*hysteresis loop*)이 관찰되며, 이 때 곡선은 반시계방향(*counter-clockwise*)으로 회전한다. 레이놀즈수가 2.3×10^4 에서 3.3×10^4 로 증가하면서 히스테리시스 곡선의 이력현상은 크게 감소하고 약 $0^\circ \sim 2^\circ$ 사이에서 시계방향(*clockwise*)의 곡선을 형성한다. 레이놀즈수가 3.3×10^4 에서 4.8×10^4 로 증가하면서 작은 순간받음각에서 나타나던 시계방향의 히스테리시스 곡선은 관찰된 전 순간받음각 영역으로 확장되게 된다. 이 같은 결과에서 본 연구에서 제시된 레이놀즈수의 2.3×10^4 , 3.3×10^4 , 4.8×10^4 의 비정상 유동에서 레이놀즈수의 효과를 분명하게 관

찰되며 레이놀즈수 3.3×10^4 의 경우의 유동은 다른 두 레이놀즈수 사이에서 천이 상태라고 볼 수 있다.

그림 2b는 그림 2a의 항력 변화에서 에어포일의 순간받음각의 변화에 따라 나타나는 위상 지연만큼 보상하여 나타난 것이다. 일반적으로 진동하는 에어포일의 비정상 후류에서의 후류 두께, 결손속도, 난류강도는 정상 상태에서 나타나는 것보다 작다[9]. 그러나 그림 2b의 레이놀즈수 2.3×10^4 의 경우에 비정상 상태에서 위상 지연된 항력 변화와 정상 상태에서의 항력의 평균값은 거의 유사하지만, 항력 곡선의 이력현상(*hysteretic phenomenon*)은 매우 크게 나타난다. 이것은 기본적으로 레이놀즈수 2.3×10^4 에서 비점성(*inviscid*) 유동은 비정상 상태와 정상 상태에서 크게 다르지 않다는 것을 의미하며, 반대로 경계층 유동은 비정상 상태의 *Upstroke* 과정과 *Downstroke* 과정에서 크게 다르게 나타남을 의미한다.

이러한 항력의 받음각에 따른 이력현상(*hysteretic phenomenon*)은 에어포일의 *upstroke*와 *downstroke* 사이의 분리(*separation*) 및 재부착(*reattachment*), 천이(*transition*) 및 재층류화(*relaminarization*) 발생의 위상차가 원인이 된다. 본 연구에서 항력 변화의 히스테리시스 곡선은 레이놀즈수 2.3×10^4 의 경우에 반시계방향(*counter-clockwise*)으로 회전하는 반면, 레이놀즈수가 $Re=2.3 \times 10^4$ 에서 3.3×10^4 로 증가하면서 항력 곡선의 이력현상은 크게 감소하고 마지막으로 레이놀즈수 4.8×10^4 에서는 시계방향으로 회전한다. 일반적으로 반시계방향으로 회전하는 항력 곡선은 음(-)의 댐핑(*negative damping*)을 의미하며, 이때 에어포일은 공기력에 의해서 힘을 받게 되어 충분한 유속의 범위에서 플러터와 같은 진동을 발생시킬 수 있는 불안정한 상태를 나타낸다. Carr[1]과 Lee and Gerontakos[9]는 실속각 이상에서 양력, 항력, 및 피칭 모멘트를 제시하고 무차원 진동수가 $K=0.05, 0.1$ 부근에서 에어포일의 피칭 모멘트가 음(-)의 댐핑을 나타냄을 보였다. 참고문헌 [1]과 [9]의 그림 8과 그림 8a에서는 항력과 피칭 모멘트의 히스테리시스 곡선의 교차점은 거의 유사한 받음각에서 발생함을 관찰할 수 있다. 또한 Lee and Gerontakos[9]는 이러한 공기력에 의해 힘을 받게 되는 음(-)의 댐핑이 에어포일 뒷전 부근에서부터 발생하는 역류(*flow reversal*)의 존재와 관계가 있다고 제시하였다.

본 논문의 결과와 비교할 때 초기의 낮은 받

음각 상태에서, 그리고 동실속각 부근에서 나타나는 양(+)의 댄핑은 레이놀즈수 4.8×10^4 의 경우와 일치하는 반면, 낮은 받음각과 동실속각 사이의 중간 받음각에서 나타나는 음(-)의 댄핑은 본 논문에서의 레이놀즈수 2.3×10^4 의 경우와 일치하게 된다. 물론 본 연구에서는 피칭 모멘트의 변화를 제시하지 못하였지만, 레이놀즈수가 3.3×10^4 이하의 경우는 공기력에 의해 진동이 발생할 수 있는 불안정한 상태이고 3.3×10^4 이상의 경우는 안정한 상태라고 추정할 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 $Re=5.0 \times 10^4$ 이하의 저 레이놀즈수 범위에서 진동하는 NACA 0012 에어포일의 후류를 이용하여 항력 변화를 산출하였으며, 이를 통해 비정상 에어포일에서 레이놀즈수의 효과를 조사하였다.

레이놀즈수 2.3×10^4 이고 양(+)의 순간받음각 범위에서 항력 곡선의 매우 큰 이력현상(hysteretic phenomenon)이 관찰되며, 이 때 에어포일은 공기력에 의해 불안정한 상태에 놓이게 된다. 그러나 레이놀즈수가 2.3×10^4 에서 3.3×10^4 로 증가하면서 항력 곡선의 이력현상은 크게 감소하고 공기력에 의한 불안정한 상태의 받음각 영역도 감소한다. 또한, 레이놀즈수가 3.3×10^4 에서 4.8×10^4 로 증가하면서 에어포일은 안정한 상태에 놓이게 되고, 따라서 진동하는 에어포일의 비정상 유동은 레이놀즈수 2.3×10^4 와 4.8×10^4 사이에 큰 차이가 존재하는 것을 알 수 있다.

참고문헌

- 1) Carr, L. W., "Progress in Analysis and Prediction of Dynamic Stall" *Journal of Aircraft*, Vol. 25. 1986, pp. 6~17.
- 2) Oshima, H., and Ramaprian, B. R., "Velocity Measurements over a Pitching Airfoil", *AIAA Journal*, Vol. 35. 1997, pp. 119~126.
- 3) Chang, J. W., "Near-Wake Characteristics of an Oscillating NACA 4412 Airfoil", *Journal of Aircraft*, Vol. 41, 2004. pp. 1240~1244.
- 4) 김동하, 장조원, 김학봉, "진동하는 NACA 0012 에어포일의 근접후류 측정" 한국항공우주학회지, 제 34권, 12호, 2006. 12, pp.1-8.
- 5) 김동하, 장조원, "저 레이놀즈수에서 진동하는 에어포일의 비정상 경계층 측정" 한국항공우주학회지, 제 34권, 12호, 2006. 12, pp.9-17.
- 6) Park, S. O., Kim, J. S., and Lee, B. I., "Hot-Wire Measurement of Near Wakes Behind an Oscillating Airfoil", *AIAA Journal*, Vol. 28, 1990, pp. 22~28.
- 7) Panda, J. Zaman, K. B. M. Q., "Experimental investigation of the flow field of an oscillating airfoil and estimation of lift from wake surveys", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 265, 1994. pp. 65~95.
- 8) Carr, L. W., McAlister, K. W., and McCroskey, W. J., "Analysis of the Development of Dynamic Stall Based on Oscillating Airfoil Experiments" NASA TN-8382, 1977.
- 9) Lee, T., and Gerontakos, P., "Investigation of flow over an oscillating airfoil," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 512, 2004. pp. 313~341.