

진동하는 에어포일의 경계층에 대한 흐름 가시화

Flow Visualization on the Boundary Layer of an Oscillating Airfoil

김동하*, 장조원(한국항공대학교)

1. 서론

각종 양력을 받는 물체는 비정상 운동을 경험하거나, 자유류가 비정상 흐름이 되는 경우에 직면하게 된다. 예를 들어 헬리콥터 로터 블레이드, 항공기 프로펠러, 다단계 터빈 등은 아주 강하게 와류 후류(vortex wake)를 받으며, 이러한 영향을 받는 블레이드는 공력성과 진동 노이즈 특성 등을 변화시키며, 이러한 비선형적인 현상은 유체역학적인 장치가 작동함에 있어서 기대하지 않은 효과를 발생시킨다.

일반적으로 실속각 이전의 경계층의 발달에 있어서 비정상 흐름의 특징은 경계층 발달의 시간지연(time delay)과 뒷전부근에서 발생된 분리점(separation point)이 앞진 방향으로 이동되는 현상을 들 수 있고[1], 무차원 진동수(reduced frequency), 에어포일 진동 진폭(oscillating amplitude), 레이놀즈수(Reynolds number) 등에 의해 영향을 받게 된다.

비정상 흐름에서 레이놀즈수의 효과는 다른 요소에 비해서 크게 영향을 주지 못한다고 알려져 있고, Ohmi *et al.*[2]은 $1.5 \times 10^3 \sim 1.0 \times 10^4$ 범위의 레이놀즈수의 영향을 조사하여 다른 인자에 비해서 영향이 작게 나타남을 보였다. 그러나 Oshima and Ramaprian[3]는 서로 다른 레이놀즈수 1.8×10^4 , 5.4×10^4 , 1.5×10^5 에서 PIV를 이용하여 피칭(pitching)하는 에어포일의 앞전부근 와류를 연구하고 레이놀즈수 5.4×10^4 와 1.5×10^5 에서 동실속의 원인과 결과는 유사하지만, 1.8×10^4 의 경우에 실속각은 작게 나타났다고 보고하였다.

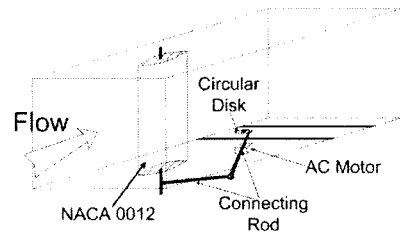
특히, 1.8×10^4 의 경우에 앞전와류(leading edge vortex)는 여전히 실속되기 직전에 발생된 전단층 와류(shear layer vortex)를 포함하여 두 레이놀즈수(1.8×10^4 , 5.4×10^4) 사이에 흐름구조가 다르게 나타남을 제시하였다. 또한 Chang[4]은 진동하는 NACA 4412 에어포일을 이용하여 레이놀즈수 5.3×10^4 , 1.9×10^5 , 4.1×10^5 의 범위에서 레이놀즈수의 영향을 조사한 결과, 5.3×10^4 와

1.9×10^5 범위의 레이놀즈수 사이에서 후류 특성이 크게 차이가 있음을 제시하고, 층류 분리(laminar separation), 난류 분리(turbulent separation) 혹은 분리현상이 일어나지 않는 것으로 인하여 후류 특성이 두 레이놀즈수 사이(5.3×10^4 , 1.9×10^5)에서 크게 달라질 것이라 예측하였다.

본 연구에서는 진동하는 에어포일에서 발생하는 레이놀즈수의 효과를 정성적인 경계층 흐름가시화를 통하여 조사하였다.

2. 실험장치 및 방법

본 연구에서 사용한 아음속 풍동의 시험단면적은 $500\text{mm} \times 500\text{mm} \times 1400\text{mm}$ 이고 최대 유속은 50.0%이며, 시험부의 개략도는 Fig. 1과 같다.



<Fig. 1> Schematic of test section

에어포일 모델은 NACA 0012로, 두랄루민으로 제작하였다. 실험조건은 Table 1에 나타내었으며, 에어포일은 순간반음각의 변화는 $\alpha(t) = 0^\circ + 6.0^\circ \sin 2\pi ft$ 과 같이 설정하였다. 각각의 경우에 $K = \pi f C / U_\infty$ 으로 정의되는 에어포일의 무차원 진동수 K는 0.1로 고정하였다.

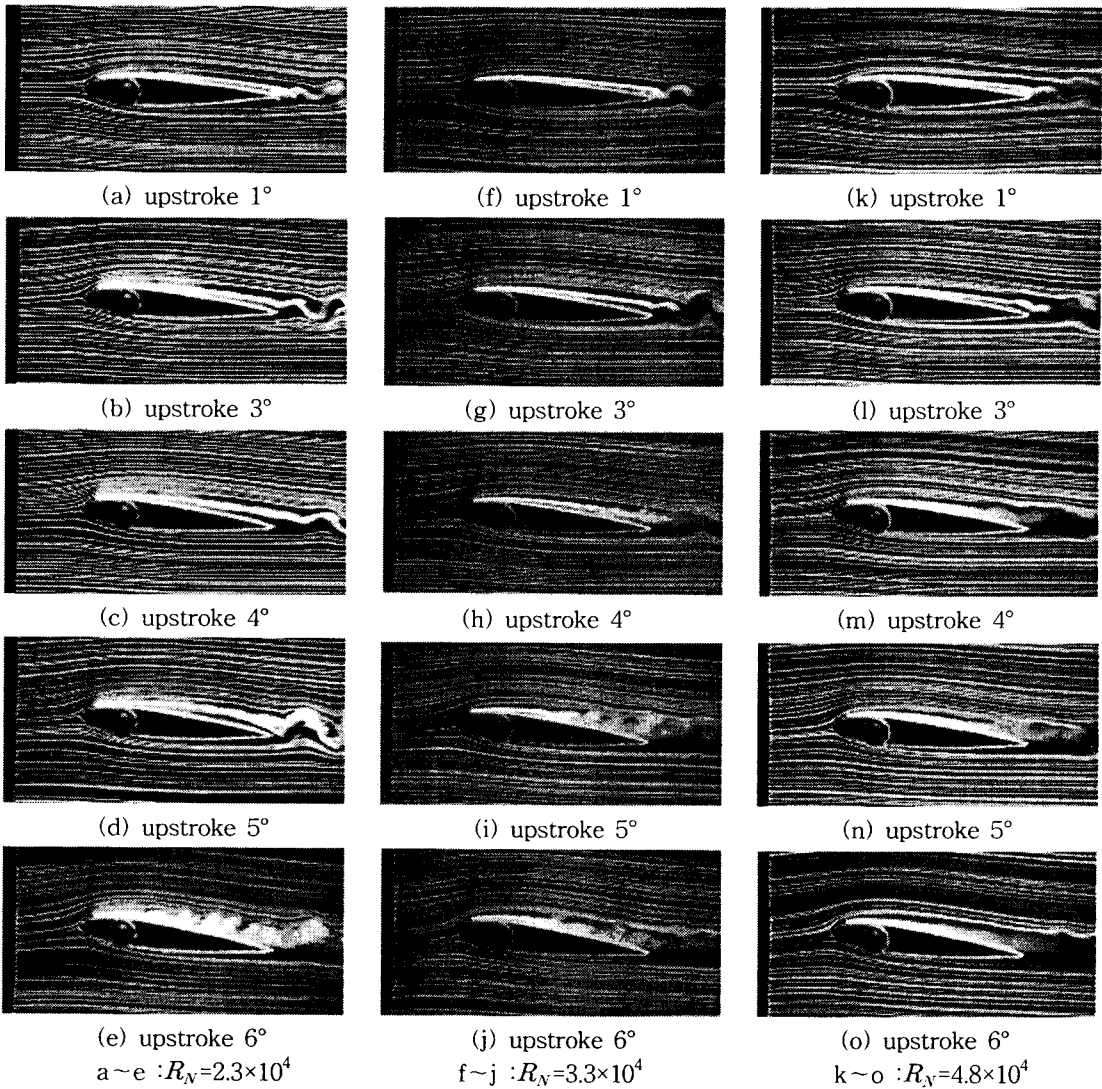
본 연구의 풍동 실험과정에서 흐름방향으로 속도 변화는 최대 $\pm 0.2\%$ 미만이고, 실험이 장시간 소요되는 관계로 실험이 진행되는 동안 온도변화는 $\pm 0.7^\circ\text{C}$ 미만이다.

본 연구에서는 흐름 가시화는 자유흐름속도 1.98, 2.83, 4.05%에서 연선 기법(Smoke-wire

technique)을 이용하여 수행되었다. 가시화에서는 Teikoku Alloy Wire를 적절한 위치에 설치하였고, 에어포일이 진동하기 때문에 카메라 셔터가 작용하는 시간과 에어포일의 움직이는 시간과의 관계를 파악하기 위해 AD board을 이용하여 제어 시스템을 구성하고 정량적으로 조절하였다.

레이놀즈수	자유흐름속도 (%)	에어포일 주기(Hz) (Fixed as $K=0.1$)
2.3×10^4	1.98	0.350
3.3×10^4	2.83	0.500
4.8×10^4	4.03	0.717

[Table 1] Unsteady test conditions



<Fig. 2> 비정상 상태의 upstroke 과정에서 경계층 가시화

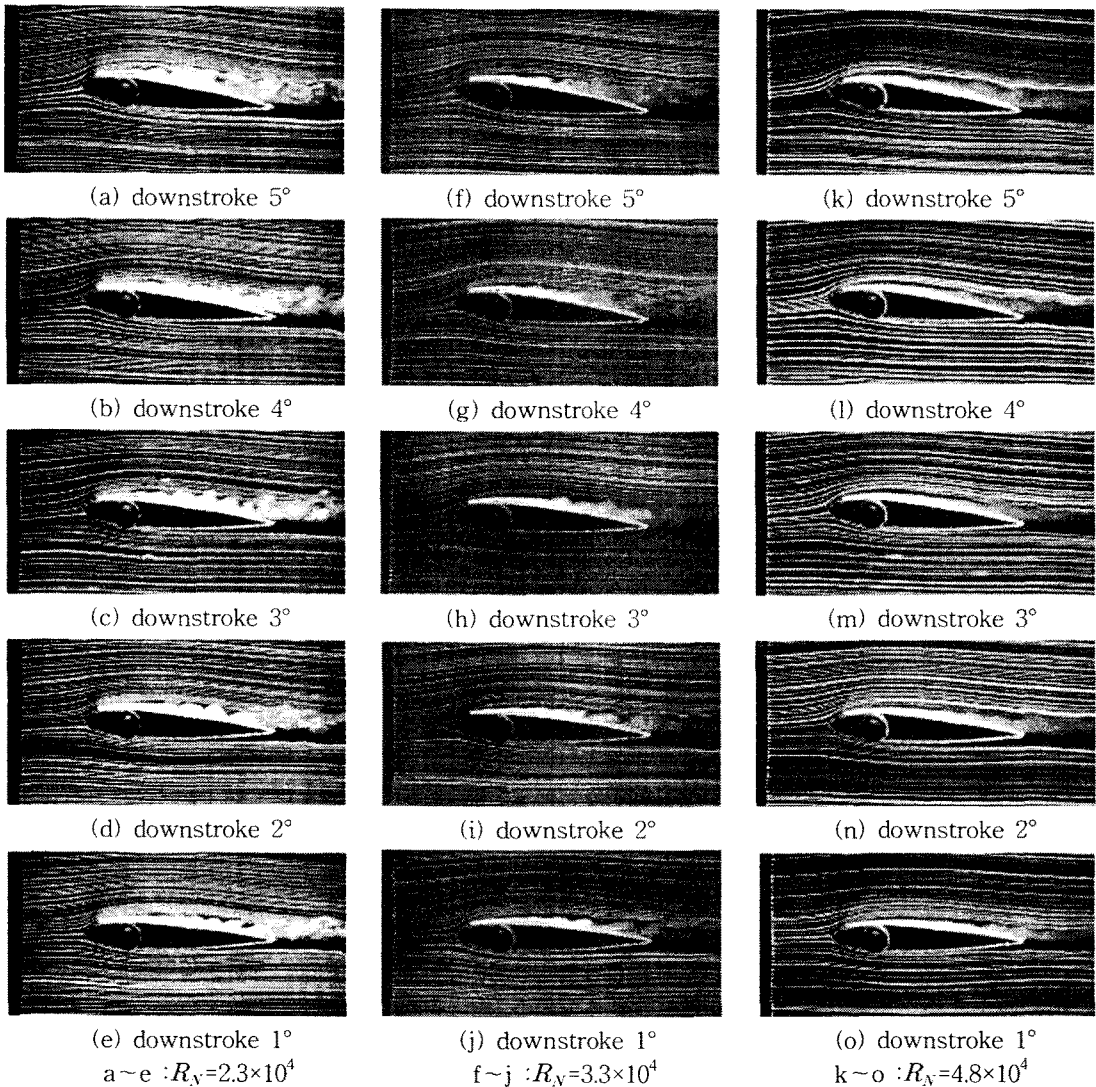
3. 결과 및 검토

본 흐름 가시화 연구에서는 낮은 레이놀즈수의 범위에서 진동하는 에어포일 경계층에서의 레이놀즈수 효과를 조사하였다.

Fig. 2는 레이놀즈수 2.3×10^4 , 3.3×10^4 그리고 4.8×10^4 에서 에어포일이 upstroke 과정에 있을 때 가시화 사진을 나타낸 것이다. 순간받음각 (instantaneous angle of attack)이 $1^\circ \sim 3^\circ$ 까지는

모든 레이놀즈수에서 경계층 분리는(separation) 발생하지 않는 것을 볼 수 있다. 일반적으로 본 연구에서와 동일한 레이놀즈수의 정상상태에서 분리현상이 받음각 $1^\circ \sim 2^\circ$ 내에서부터 발생하는 것을 고려하면 비정상 흐름장의 의해서 경계층 분리현상은 지연된다는 사실을 알 수 있다.

레이놀즈수 2.3×10^4 에서 비정상 유동장의 경계층 분리는 upstroke 과정에서 순간받음각 5° 에서도 여전히 나타나지 않고 있다(fig 2d). 순간



<Fig. 3> 비정상 상태의 downstroke 과정에서 경계층 가시화

받음각 5° 에서의 경계층과 뒷전 가까운 부근의 근접 후류는 뒷전부근의 회전운동(rotational motion)으로 인해 야기된 흡입 효과(suction effect)에 의해 Kármán 와류와 유사한 형태로 급격하게 왜곡되는 것을 관찰 할 수 있다. 이렇게 생성된 크고 잘 구조화 된 와류(large scale vortex)는 아직도 흐름이 층류(laminar flow)라는 사실을 나타내고 있으며, 경계층 분리에 의해 난류량(turbulent quantity)이 증가된 순간받음각 6° 의 후류와 확실히 구별된다. 레이놀즈수 2.3×10^4 에서 경계층 분리는 순간받음각 6° 에서 발생하게 되는데, 순간받음각 6° 에서는 에어포일이 운동방향을 바꾸기 위해서 순간적으로 정지하므로 준 정상상태(quasi-steady)라고 간주할 수 있다. 그러므로 비정상 흐름의 효과가 급격히 감소하는 받음각에 해당된다. 따라서 순간받음각 6° 에서 발생된 분리현상은 정상상태의 효과라고 생각할 수 있으며, 비정상 흐름에 의한 분리 지연(separation delay)은 훨씬 높은 받음각까지 발생할 가능성은 여전히 남아있다.

레이놀즈수 3.3×10^4 , 4.8×10^4 에서는 upstroke 과정에서 순간받음각이 $4^\circ \sim 5^\circ$ (fig. 2 h, 2 i), $3^\circ \sim 4^\circ$ (fig. 2 l, 2 m)에서 각각 나타나기 시작하며, 5° 이후에서는 에어포일의 시위길이의 중심부근(C/2)과 앞전부근에서 분리현상은 관찰된다.

비정상 유동은 일반적으로 정상상태의 경계층에서 나타나는 분리현상을 지연시키는 역할을 하게 된다. 그러나 본 논문에서 고려된 레이놀즈수의 범위에서 경계층 분리 현상의 지연 정도는 임의의 레이놀즈수의 범위에서 급격하게 감소하게 된다. 이것은 에어포일의 회전운동에서 발생된 비선형적인 표면압력(non-linear surface pressure)에 의한 흡입력(suction force)과 유동의 관성력(inertia force)사이의 관계에서 경계층 분리의 지연 정도를 결정하는 임계점(critical point)이 존재하기 때문인 것으로 예측된다.

Fig. 3은 진동하는 에어포일에서 downstroke 과정에서 경계층의 가시화 사진을 나타낸 것이다. 모든 레이놀즈수의 upstroke 과정에서 발생된 분리에 의한 전단층은 지속적으로 나타나고 있다. 또한, 순간받음각이 downstroke 과정에서 감소할수록 분리점은 뒷전 쪽으로 밀려나게 되고, 분리된 전단층과 외부 흐름과의 교란으로 발생된 와류의 크기는 점점 감소하게 된다. 특히 레이놀즈수 2.3×10^4 의 경우에 높은 순간받음각에서 나타나는 불규칙한 교란을 포함하는 와류는 받음각이 감소하면서 규칙화 되고 있으며, 이로 인해 후류 두께는 점점 감소하는 것을 확

인할 수 있었다[5].

4. 결론

본 연구에서는 낮은 레이놀즈수의 범위에서 진동하는 에어포일에서 경계층의 흐름가시화를 통하여 레이놀즈수의 영향을 조사하였다.

레이놀즈수 2.3×10^4 와 3.3×10^4 사이에서 경계층 분리 지연 정도와 후류 특성이 상당히 다르다는 것을 정성적으로 확인할 수 있었다. 그러므로 고려된 두 레이놀즈수를 사이($2.3 \times 10^4 \sim 3.3 \times 10^4$)에서 에어포일의 공력특성이 상당한 차이를 나타낼 것으로 예측된다.

후기

본 연구는 한국과학재단 목적기초연구과제 지원 연구비(R01-2002-000-00442-0)에 의해 수행된 연구의 일부이며, 이에 관계자 여러분께 감사사를 표합니다.

참고문헌

- 1) Erissson, L. E., Reding, J. P., "Fluid Mechanics of Dynamics Stall Part 1. Unsteady Flow Concepts," *Journal of Fluids and Structure*, Vol. 2, 1988, pp. 1-33.
- 2) Ohmi, K., Coutanceau, M., Loc, P., and Dulieu, A., "Vortex formation around an oscillating and translating airfoil at large incidence," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 211, 1990. pp. 37-60.
- 3) Oshima, H., Ramaprian, B. R., "Velocity Measurements over a Pitching Airfoil," *AIAA Journal*, Vol. 35. 1997, pp. 119-126.
- 4) Chang, J. W., "Near-Wake Characteristics of an Oscillating NACA 4412 Airfoil," *Journal of Aircraft*, Vol. 41, 2004. pp. 1240-1244.
- 5) 김동하, 정재운, 장조원, 김학봉, 송병흠, "진동하는 에어포일에서 레이놀즈수 영향," 한국항공우항학회 춘계학술대회 논문집, 2005, pp. 204-208.