

# 진동하는 에어포일에서 레이놀즈수 영향

## Reynolds Number Influence on an Oscillating Airfoil

김동하\*, 정재윤, 장조원, 김학봉, 송병흠(한국항공대학교)

### 1. 서론

많은 유체역학적인 장치는 작동 중에 비정상적인 유동에 직면하게 되고 이로 인해 플러터(flutter), 진동(vibration), 기체의 이상 진동 현상(buffeting) 및 동실속과 같은 비선형적인 현상이 발생한다. 이러한 비선형적인 현상은 항공기에서 안정성과도 직접적으로 연결되며, 최근 들어 비정상 유동의 연구는 에어포일의 앞전이나 뒷전에서 장착된 고양력 장치(high lift system)가 비정상상태의 영향을 받음으로 인하여 에어포일의 후류에서도 많은 연구가 수행되고 있으며, 경계층과 후류와의 어떠한 연관이 있는가에 대한 정량적인 연구도 수행되고 있다.

지금까지 비정상상태의 유동 연구는 에어포일의 동실속(dynamic stall)의 시작과 동실속이 발생한 이후에 에어포일 경계층의 발달에 관련하여 주로 수행되어왔다. 동실속과 같은 비정상 유동 현상은 크게 두 가지로 나타낼 수 있는데, 첫째는 준 정상상태(quasi-steady)에서 주로 나타나는 것으로 경계층의 발달의 시간지연(time delay)으로 인한 실속의 지연이고 둘째는 뒷전부근에서 분리가 일어났을 때 분리점의 앞전으로의 이동과 앞전부근 와류가 외부 유동과 교란하여 외부로 유출(spillage)되는 것으로 요약할 수 있다[1]. 또한 이러한 현상은 비정상 유동이 어떤 조건하에 놓여 있는가에 따라서 다양하게 변화하며 일반적으로는 무차원 진동수, 에어포일 진동 진폭, 레이놀즈수 등에 의해 영향을 받는다.

비정상 유동의 레이놀즈수의 영향에 관한 연구에서 Oshima and Ramaprian[2]는 서로 다른 레이놀즈수  $1.8 \times 10^4$ ,  $5.4 \times 10^4$ ,  $1.5 \times 10^5$ 에서 PIV를 이용하여 피칭(pitching)하는 에어포일의 앞전부근 와류를 연구하고 레이놀즈수  $5.4 \times 10^4$ 와  $1.5 \times 10^5$ 에서 동실속은 유사하게 나타나지만  $1.8 \times 10^4$ 의 경우에 실속각은 작게 나타난다고 보

고하였다. 특히,  $1.8 \times 10^4$ 의 경우에 앞전와류(leading edge vortex)는 여전히 실속되기 직전에 발생된 전단층 와류(shear layer vortex)를 포함하여 두 레이놀즈수( $1.8 \times 10^4$ ,  $5.4 \times 10^4$ ) 사이에 유동구조가 다르게 나타남을 제시하였다. 그러나 이러한 레이놀즈수의 효과는  $1.5 \times 10^3 \sim 1.0 \times 10^4$  범위를 조사한 Ohmi *et al.*[3]에서는 크게 나타나지 않았고, 레이놀즈수  $5.3 \times 10^4$ ,  $1.9 \times 10^5$ ,  $4.1 \times 10^5$ 의 범위에서 진동하는 NACA 4412를 연구한 Chang[4]의 연구에서 크게 나타났다. 그에 따르면  $5.3 \times 10^4$ 와  $1.9 \times 10^5$ ,  $4.1 \times 10^5$  범위의 레이놀즈수 사이에서 후류 폭이 큰 차이가 있음을 제시하고 층류 분리, 난류 분리 혹은 분리현상이 일어나지 않는 것으로 인하여 후류 폭이 두 레이놀즈 사이( $5.3 \times 10^4$ ,  $1.9 \times 10^5$ )에서 크게 달라질 것이라 예측하였다.

본 연구에서는 진동하는 에어포일에서 발생하는 레이놀즈수의 효과를 경계층 가시화 및 근접후류 측정을 통하여 실험적으로 조사하였다. 고려된 레이놀즈수는 후류의 개략적인 측정을 통한 예비실험에 의해 결정되었고,  $2.3 \times 10^4$ ,  $3.3 \times 10^4$ ,  $4.8 \times 10^4$ 의  $10^4$ 에서 집중적으로 수행되었다.

### 2. 실험장치 및 방법

풍동의 시험단면적은  $500\text{mm} \times 500\text{mm} \times 1400\text{mm}$ 이고 최대 유속은  $50.0\text{m/s}$ 이며, 시험부의 개략도는 Fig. 1과 같다. 에어포일은 NACA 0012로, 두랄루민으로 제작하였으며 시위길이는  $180\text{mm}$ 이고 에어포일의 폭은 시험부의 폭과 유사하게 제작하여 에어포일 스펜 양끝에서 3차원 유동현상을 발생하지 않도록 시험부와 모델사이의 간격을 거의 두지 않았다. 표면 거칠기는 특수연마 처리하였으며 압력구멍은 총 24개 정밀 가공하고 압력구멍 상호간의 교란을 최대한 방지하고자 대각선으로 가공하였다. 본 실험을 위해 장착한 2차원 이상장치는 시험부의 옆면의 슬롯

을 통하여 Probe의 이송이 가능하도록 장치를 설치하였다. 이송장치의 정확도는 0.01mm이다.

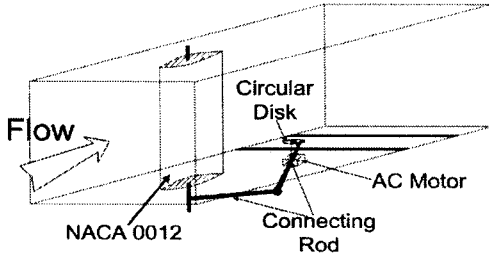


Fig. 1 Schematic of test section

후류의 계측에는 2차원 열선 프로브(55R51)를 이용하였다. 측정위치는 에어포일 뒷전에서부터 0.5C 위치이며 실험조건은 Table 1에 나타내었다. 에어포일은 시험부에 수직으로 설치되었으며 시위길이(180mm)의 1/4에서 시험부에 고정하였다. 에어포일은 자연스럽게 진동하도록 설계되었으며 순간받음각의 변화는  $\alpha(t) = 0^\circ + 6.0^\circ \sin 2\pi ft$  과 같이 설정하였고 따라서 평균 받음각  $\alpha_{mean}$ 은  $0^\circ$ 이며 진동의 진폭(amplitude)은 최대  $\pm 6^\circ$ 로 고정하였다. 각각의 경우에  $K = \pi f C / U_\infty$ 으로 정의되는 에어포일의 무차원 진동수는 0.1로 고정하였고 따라서 각 경우에 에어포일의 진동수는 자유흐름속도와 무차원 진동수 K 그리고 시위길이 C에 따라서 각각 0.350Hz, 0.500Hz, 0.717Hz로 고정되었다.

비정상 후류에서 데이터 획득은 에어포일의 모션을 주기를 기준으로 각 주기 당 120개의 데이터를 획득하였고 따라서 각 경우에 정보획득률은 0.42kHz, 0.60kHz, 0.80kHz로 선택되었다. 데이터 획득 개수는 65,536개를 측정하여 500주기 정도를 측정하였고 데이터 처리과정에서 각 주기 당 121개 혹은 119개 획득된 주기는 제외하였다. 측정된 평균속도와 난류강도는 300 주기에서 위상평균(ensemble average)을 수행하여 나타내었다.

풍동 실험과정에서 유동방향으로 속도 변화는 최대  $\pm 0.2\%$  미만이고, 실험이 장시간 소요되는 관계로 실험이 진행되는 동안 온도변화는  $\pm 0.7^\circ\text{C}$  미만이며 평균속도에 대해 2축 프로브에서 측정된 데이터의 불확실성을 해석한 결과 3.4% 정도이다.

Table 1 Unsteady test conditions

레이놀즈수	자유흐름속도(%)	에어포일 주기 (Fixing as $K=0.1$ )
$2.3 \times 10^4$	1.98	0.350 Hz
$3.3 \times 10^4$	2.83	0.500 Hz
$4.8 \times 10^4$	4.05	0.717 Hz

### 3. 결과 및 검토

#### 3.1 경계층 및 후류 가시화

본 연구에서는 후류 및 경계층의 데이터 획득 이전에 자유흐름속도 1.98%, 2.83%, 4.05%에서 각각 Smoke-wire를 이용한 가시화를 수행하였다. 후류 가시화에서는 0.14mm의 Teikoku Alloy Wire를 앞전에서부터 0.33C, 스펠방향으로 0.8C 위치에 설치하였다. 경계층 가시화에서는 0.1mm의 Wire를 에어포일의 앞전부터 유동방향으로 0.06C 위치에, 표면에서 1mm 위치에 설치하였다. 비정상 유동장의 가시화는 에어포일이 진동하기 때문에 카메라의 셔터가 작용하는 시간과 에어포일의 움직임은 시간과의 관계를 파악하여야만 하며 따라서 PC를 이용하여 제어 시스템을 구성하고 정량적으로 조절하였다.

Fig. 2는 위상각  $90^\circ$ (순간받음각  $6^\circ$ )에서 후류와 경계층 가시화 사진을 나타낸 것이다. 뒷전에서의 suction 효과가 뚜렷이 나타나는데 이것은 앞전에 비해서 상대적으로 진동 중심에서부터 거리가 먼 에어포일 뒷전에서는 에어포일이 진동할 때 앞전보다 더 많은 suction force가 발생하고 이렇게 비선형적 발생되는 압력(suction effect)에 의해 윗면 아랫면에서 각각 분리된 자유 전단층과 외부 유동은 후류 중심 방향으로 이끌리게 된다. 따라서 에어포일 경계층 경계 부근의 유동은 에어포일 뒷전에 부착하게 된다. 이 같은 부착은 후류에서 매우 크고 잘 구조화 된 와류(large scale vortex)의 생성을 야기하고 레이놀즈수가 증가함에 따라서 뒷전에서 재부착을 발생시키는 suction force의 정도는 작아져 후류 두께 또한 얇아지게 된다. Fig. 3은 순간받음각 upstroke  $5^\circ$ 와 정상상태의 받음각  $5^\circ$ 에서 나타나는 경계층 유동을 나타낸 것이다. 레이놀즈수  $3.3 \times 10^4$ 일 때에 가시화 사진을 나타낸 Fig. 3b, 3e에서 진동하는 에어포일에서 분리(separation)는 정상상태의 분리점(separation point)에 비해 지연된다는 사실을

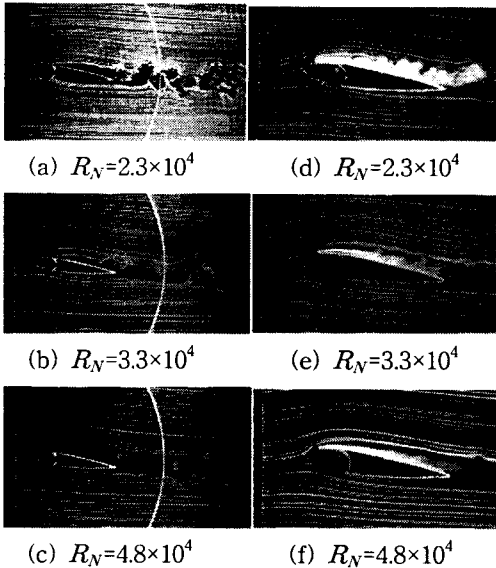


Fig. 2 비정상상태의 후류와 경계층 가시화 (받음각 6°)

확인할 수 있으며 분리된 이후에 나타나는 경계층 와류는 경계층과 외부 유동의 교란의 증가로 훨씬 잘 구조화 되어 있는 것을 볼 수 있다. 그러나 Fig. 3c, 3f에서 분리된 이후의 경계층 와류는 다른 레이놀즈수의 경우에 비해서 정상상태와 매우 유사하게 나타나고 있다.

Fig. 3a와 3d는 레이놀즈수  $2.3 \times 10^4$ 일 때 정상상태와 비정상상태에서 가시화 사진이며 정상상태의 경우는 분리가 발생하지만 비정상상태에서는 발생하는 않은 것을 볼 수 있다. 또한 뒷전부근에서 휘어진 경계층 유동은 뒷전을 벗어나서 부착되고 다시 급격한 와류를 형성하며 후류로 빠져나간다. 이러한 분리의 지연효과는 다른 레이놀즈수에서도 나타나지만 분리점이 거의 유사한 정상상태에 비해 비정상상태의 분리는 레이놀즈수  $2.3 \times 10^4$ 일 때 급격하다. 특히 레이놀즈수  $2.3 \times 10^4$ 일 때 뒷전 가까운 부근에서 나타나는 Kármán vortex와 유사한 형태의 와류는 기본적으로 유동이 층류라는 사실을 뒷받침하고 있으며 따라서 레이놀즈수  $2.3 \times 10^4$ 에서 진동하는 에어포일 표면에서의 분리 지연은 다른 레이놀즈수의 경우와 비교하여 훨씬 크게 나타난다는 것을 가시화를 통해서 확인할 수 있다.

Fig. 3b와 3e는 레이놀즈수  $3.3 \times 10^4$ 일 때 그리고 Fig. 3c와 3f는 레이놀즈수  $4.8 \times 10^4$ 일 때 정상상태와 비정상상태에서 가시화 사진이다 비정상상태에서 레이놀즈수가 증가함에 따라 경계에서 분리가 발생한 이후의 경계층과 외부

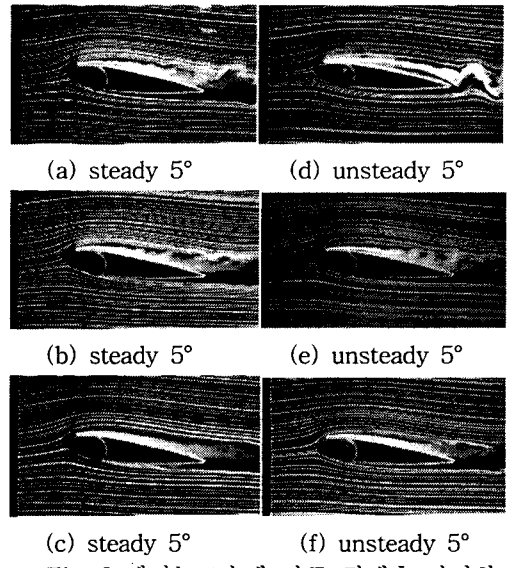
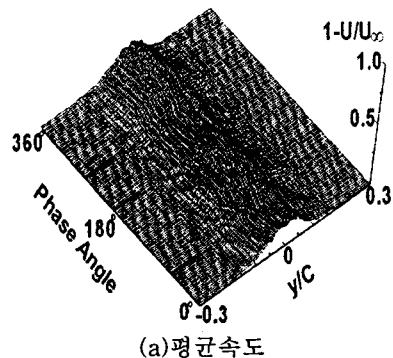


Fig. 3 레이놀즈수에 따른 경계층 가시화 (a,d:  $R_N=2.3 \times 10^4$ , b,e:  $R_N=3.3 \times 10^4$ , c,f:  $R_N=4.8 \times 10^4$ )

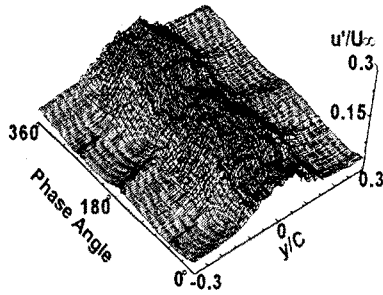
유동의 교란은 점점 감소한다. 따라서 Fig. 3e와 3f를 비교해 보면 레이놀즈수가 작을 때 경계층 와류는 더욱 복잡하게 나타나는 것을 볼 수 있다.

### 3.2 후류에서 평균속도와 난류강도 분포

Fig. 4, 5, 6은 레이놀즈수  $2.3 \times 10^4$ ,  $3.3 \times 10^4$ ,  $4.8 \times 10^4$ 에서 후류 0.5C에서 측정된 평균결손속도와 난류강도를 각각 나타낸 것이고, x축은 에어포일의 위상각(phase angle)을 나타내고 있으며, y축은 하류 0.5C에서 가로방향의 측정위치를 시위 길이로 무차원화 하여 나타낸 것이다. 그리고 z축은 평균결손속도를 자유흐름으로 무차원화 하여 0과 1사이에 나타내었다.

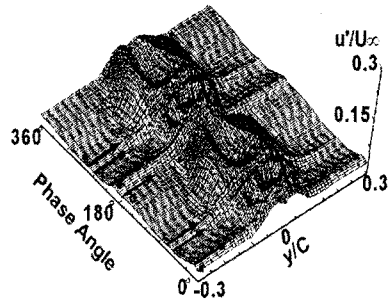


(a) 평균속도



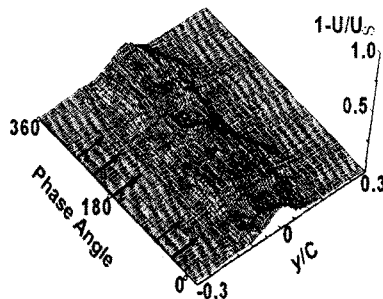
(b) 난류강도

Fig. 4 평균속도와 난류강도 ( $R_N=2.3 \times 10^4$ )

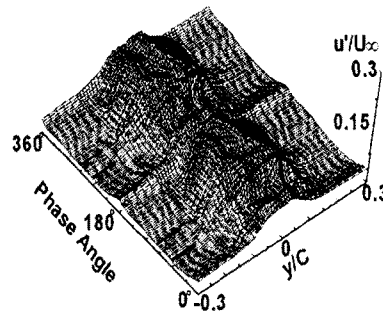


(b) 난류강도

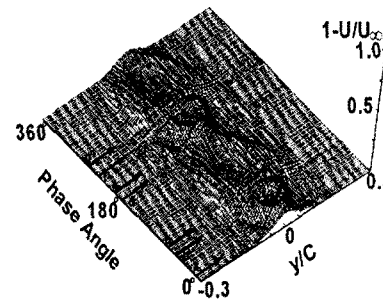
Fig. 6 평균속도와 난류강도 ( $R_N=4.8 \times 10^4$ )



(a) 평균속도



(b) 난류강도



(a) 평균속도

Fig. 4, 5, 6의 결손속도와 난류강도 분포는 대략 위상각  $180^\circ$ (순간받음각  $0^\circ$ )을 기준으로 해서 이전 위상각( $0^\circ \sim 180^\circ$ )에서 나타난 경향과  $180^\circ$  이후 위상각( $180^\circ \sim 360^\circ$ )에서 나타난 경향은 대칭 에어포일을 모델로 사용하였기 때문에 서로 유사한 형태를 나타낸다. 레이놀즈수  $2.3 \times 10^4$ 와(Fig. 4) 레이놀즈수  $3.3 \times 10^4$ 를(Fig. 5) 비교하였을 때 가장 큰 차이는 위상각  $90^\circ \sim 180^\circ$  그리고  $270^\circ \sim 360^\circ$ 에 즉, 에어포일이 Pitch-down 할 때 평균결손속도의 쌍봉형태의 분포를 나타내며 후류 중심에서의 크기는 크게 감소하며, 위상각  $65^\circ \sim 90^\circ$ 까지 또 다른 유동 특성이 관찰된다는 점이다. 이러한 경향은 레이놀즈수  $3.3 \times 10^4$ 에서 시작하여 레이놀즈수  $4.8 \times 10^4$ 에서는 더욱 뚜렷이 발생하며, 레이놀즈수  $2.3 \times 10^4$ 에서와는 다른 경계층 특성을 나타낸다.

### 3. 결론

본 연구에서는 낮은 레이놀즈수의 범위에서 진동하는 에어포일에서 레이놀즈수의 영향을 경계층 유동과 관련하여 조사하였다. 조사한 결과 레이놀즈수  $2.3 \times 10^4$ 와  $3.3 \times 10^4$  사이에 비정상 유동이 경계층에 미치는 영향으로 인하여 임계 레이놀즈수가 나타나고, 두 레이놀즈수 사이에 후류의 평균결손속도와 난류강도 분포는 뚜렷한 차이를 보였으며, 에어포일 위상각에 따라서도 다르게 나타난다.

### 후 기

본 연구는 한국과학재단 목적기초연구과제 지원 연구비(R01-2002-000-00442-0)에 의해 수행된 연구의 일부이며, 이에 관계자 여러분께 감사를 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) Oshima, H., Ramaprian, B. R., "Velocity Measurements over a Pitching Airfoil," *AIAA Journal*, Vol. 35, 1997, pp. 119-126.
- 3) 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.
- 4) Chang, J. W., "Near-Wake Characteristics of an Oscillating NACA 4412 Airfoil," *Journal of Aircraft*, Vol. 41, 2004. pp. 1240-1244.