

論文

진동하는 NACA 0012 에어포일의 근접후류 측정

김동하*, 장조원**, 김학봉***

Near-wake Measurements of an Oscillating NACA 0012 Airfoil

Dong-Ha Kim*, Jo-Won Chang** and Hak-Bong Kim***

ABSTRACT

An experimental study was carried out in order to investigate the influence of Reynolds number on the near-wake of an oscillating airfoil. An NACA 0012 airfoil was sinusoidally pitched at the quarter chord point, and is oscillated over a range of instantaneous angles of attack of $\pm 6^\circ$. An X-type hot-wire probe was employed to measure the near-wake of an oscillating airfoil, and the smoke-wire visualization technique was used to examine the flow properties of the boundary layer. The free-stream velocities were 1.98, 2.83 and 4.03 m/s and the corresponding chord Reynolds numbers were 2.3×10^4 , 3.3×10^4 and 4.8×10^4 , respectively. The frequency of airfoil oscillation was adjusted to fix a reduced frequency of $K=0.1$. The results show that the properties of the boundary layer and the near-wake can dramatically be distinguished in the range of Reynolds numbers between 2.3×10^4 and 3.3×10^4 , on the other hand, it is similar in the cases of $Re=3.3 \times 10^4$ and 4.8×10^4 . This is caused by that the unsteady separation point is dramatically delayed in case of $Re=2.3 \times 10^4$.

초 록

진동하는 에어포일의 후류에 미치는 레이놀즈수의 영향을 조사하기 위한 실험적 연구를 수행하였다. NACA 0012 에어포일은 1/4 시위를 기준으로 피칭운동을 하고, $\pm 6^\circ$ 내에서 진동하도록 설정하였다. 진동하는 에어포일에서 후류를 측정하기 위하여 2축 열선풍속계가 사용되었고 연선 가시화 기법이 경계층을 관찰하기 위하여 사용되었다. 실험조건에서 자유흐름속도는 1.98, 2.83 그리고 4.03 m/s이며, 이를 근거로 한 레이놀즈수는 각각 2.3×10^4 , 3.3×10^4 , 4.8×10^4 이다. 모든 경우에 에어포일 진동수는 무차원 진동수 $K=0.1$ 에 맞게 조절되었다. 실험 결과, 피칭하는 에어포일의 경계층 및 후류 유동 특성은 레이놀즈수 2.3×10^4 , 3.3×10^4 사이에서 크게 다르게 나타나며, 레이놀즈수 3.3×10^4 와 4.8×10^4 에서 유사하게 나타난다. 이것은 레이놀즈수 2.3×10^4 에서 비정상 분리가 크게 지연되기 때문이다.

Key Words : Unsteady flow(비정상 흐름), Near-wake(근접 후류), Ensemble Average(위상평균), NACA 0012 Airfoil(NACA 0012 에어포일)

† 2006년 9월 26일 접수 ~ 2006년 10월 21일 심사완료

* 정희원, 한국항공대학교 항공우주·기계공학과 대학원

** 정희원, 한국항공대학교 항공운항학과

연락처, E-mail : jwchang@hau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

*** 정희원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

1. 서 론

많은 유체역학적인 장치는 작동 중에 비정상적인 유동에 직면하게 되고, 이로 인해 플러터(flutter), 진동(vibration), 버펫팅(buffeting) 및 동

실속(dynamic stall)과 같은 비선형적인 현상이 발생한다. 따라서 비정상 유동은 항공기에서 안정성과 직접적으로 연관되며, 특히 동실속은 고기동성(super-maneuverability)과 밀접하게 연관되어 꾸준한 연구가 수행되어 왔다. 최근에는 에어포일의 앞전이나 뒷전에 장착된 고양력 장치(high lift system)와 새와 같은 비행기술을 모방하는(biomorphing) 비행체의 등장으로 비정상 유동에 관한 연구는 더욱 복잡한 형태로 나타나고 있다.

비정상 유동의 효과는 크게 두 가지 형태로 나타낼 수 있는데, 첫째는 준 정상상태(quasi-steady)에서 주로 나타나는 것으로 경계층 발달의 시간 지연(time delay)으로 인한 실속의 지연이고, 둘째는 뒷전 부근에서 분리(separation)가 발생했을 때 분리점(separation point)의 앞전으로의 이동과 앞전 부근 와류가 외부 유동과 교란하여 외부로 유출(spillage)되는 것으로 요약할 수 있다 [1]. 또한 실속각 이전에서 나타나는 시간지연 효과는 순환지연, 전달지연으로 구분할 수 있으며, 더불어 정체점 부근에서 이동 벽면 효과, 경계층 가속효과가 나타난다[2].

일반적으로 비정상 유동은 무차원 진동수, 진동 진폭, 레이놀즈수, 에어포일 형상 등에 의해 영향을 받는다. 그러나 각 변수들의 효과에 대한 가중치(impact factor)는 무차원 진동수와 진동 진폭이 큰 폭을 차지하고 있다. 사실 이러한 결과는 과거 비정상 유동에 관한 연구의 대부분이 에어포일의 동실속(dynamic stall)에서 기초하기 때문인 것으로 생각된다. 즉, 동실속이 무차원 진동수와 진동 진폭에 의해 크게 지배받는다라는 것을 의미하고 있다. Park *et al.*[3]은 열선풍속계(hot-wire anemometer)를 이용하여 비정상상태의 후류를 측정하였다. 그들은 10^4 의 레이놀즈수에서 실험하여 에어포일의 운동에 대해 후류에서 나타나는 위상지연(phase lag)을 설명하고, 와류의 전달속도(convective velocity)를 정량적으로 제시하였다. 또한 뒷전 실속(trailing edge stall)의 위상각이 무차원 진동수가 증가함에 따라 증가한다고 보고하였다.

비정상 유동의 레이놀즈수의 영향에 관한 연구에서 Ohmi *et al.*[4, 5]는 $1.5 \times 10^3 \sim 1.0 \times 10^4$ 범위에서는 레이놀즈수의 효과가 크게 나타나지 않았다고 보고하였다. 반면, Oshima and Ramaprian[6]은 레이놀즈수 1.8×10^4 , 5.4×10^4 , 1.5×10^5 에서 PIV를 이용하여 피칭하는 에어포일의 앞전 부근 와류를 연구하고 레이놀즈수 5.4×10^4 와 1.5×10^5 에서 동실속은 유사하게 나타나지만, 1.8×10^4 의 경우에

실속각은 작게 나타난다고 보고하였다. 특히, 레이놀즈수 1.8×10^4 의 경우에 앞전 와류(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 유동구조가 다르게 나타남을 제시하였다. 또한 Chang[7]은 진동하는 NACA 4412 에어포일에서 레이놀즈수 5.3×10^4 와 1.9×10^5 의 사이에 후류 폭이 큰 차이가 있다는 것을 조사함으로써 임계 레이놀즈수가 있다는 것을 제시한 바 있다.

본 연구는 실속이 발생하지 않는 낮은 받음각으로 피칭하는 에어포일에서 발생하는 레이놀즈수의 효과를 경계층 가시화 및 후류의 정량적인 측정을 통하여 실험적으로 조사하였다. 본 연구에서 수행된 레이놀즈수는 후류의 개략적인 측정으로 얻은 임계 레이놀즈수를 통해 결정되었고, 2.3×10^4 , 3.3×10^4 , 4.8×10^4 와 같이 5.0×10^4 이하의 레이놀즈수 범위에서 집중적으로 수행되었다. Park *et al.*[3]의 경우에 후류 측정을 통한 비정상 경계층의 예측이 가능하였다. 그러나 본 실험에서와 같이 뒷전 실속을 비롯한 동실속이 발생하지 않는 실속각 이전의 경계층은 분리점의 이동에 의한 효과 보다는 시간지연의 효과가 지배적이다. 따라서 실속이 발생하지 않는 받음각 범위에서는 시간지연 효과를 발생시키는 레이놀즈수가 비정상 유동의 주요한 원인임을 예측할 수 있다. 이러한 시간지연 효과에 대한 레이놀즈수의 영향을 실험적으로 조사하는 것이 본 연구의 주요한 목적이다.

II. 실험장치 및 방법

본 실험에서 사용한 항공대 응용공기역학 연구실의 아음속풍동 시험부 크기는 $0.5\text{m} \times 0.5\text{m} \times 1.4\text{m}$ 이고, 진동하는 에어포일의 실험장치 개략도는 Fig. 1과 같다. 에어포일은 NACA 0012를 택하였으며, 두랄루민으로 제작하였다. 에어포일의 시위길이는 180mm이고 에어포일의 폭은 시험부의 폭과 유사하게 제작하여 에어포일 스패ん 양 끝에서 3차원 유동현상이 최소화되도록 하였다. 에어포일 모델의 표면 거칠기는 특수연마 처리하였다.

본 연구에서는 후류 데이터 획득 실험을 수행하기 이전에 자유흐름속도 1.98, 2.83, 4.03%에서 각각 연선(smoke-wire)을 이용한 가시화 작업을 수행하였다. 경계층을 가시화 하기위하여 가시화에서는 0.1mm의 Wire를 에어포일의 앞전부터 유동방향으로 0.06C위치에, 표면에서부터 1.0mm위치

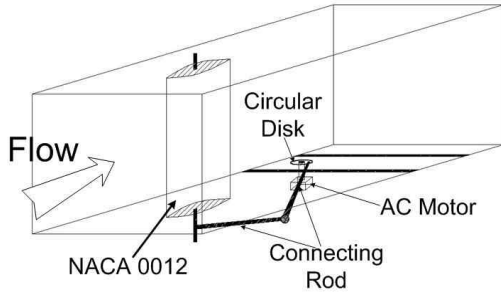


Fig. 1. Schematics of experimental setup

인 경계층 내에 연선(smoke-wire)을 설치하였다.

진동하는 에어포일에서 앞전 부근의 정체점(stagnation point)은 에어포일 운동에 의해 움직이게 되므로 경계층 밖에 연선(smoke-wire)을 두는 방법에서 연기(smoke)는 정체점을 통하여 경계층에 유입되기 어렵다. 더불어 일부 연기가 경계층에 유입된다 하더라도 연기선(smoke-line)이 얇아 유입되는 연기의 양이 적게 되어 경계층의 가시화가 매우 어렵다. 따라서 이러한 경우 경계층의 가시화는 대부분 수중에서(in water) 혹은 공기 중에서는 연기선이 두꺼운 Smoke-Tube를 사용하게 된다. 이와 같은 가시화 방법은 경계층 내에서 온도 차이에 의한 부력(buoyance)의 발생, 외부로부터의 물질 유입에 의한 경계층 유동의 변화 등과 같은 어쩔 수 없는 요소를 발생시킨다.

본 연구에서의 가시화 기법은 경계층 내에 연선(smoke-wire)을 두는 방법을 사용하였다. 이러한 방법은 경계층에서 연선에 의한 직접적인 교란(disturbance)이 발생할 수 있으며, 이러한 교란은 에어포일 운동 방향에 따라 크게 달라질 수 있다. Batill and Muller[8]은 정지된 에어포일의 가시화에서 연선에 의한 유동의 교란에 대해 설명하였고, 연선의 직경에 관한 레이놀즈수가 5와 40사이에서 연선의 후류는 일정한 후류가 발생됨을 보였다 (참고문헌 [8]의 Fig. 2b 참조). 한편, 본 연구에서는 자유흐름속도에 관한 연선의 레이놀즈수가 최고 36이하로서 Batill and Muller[8]의 경우와 유사하며, 특히 에어포일 앞전 부근에 연선이 설치되면서 연선에 의해 교란된 유동은 일정 시위 범위에서 순압력구배에 놓이게 된다. 이와 같이 순압력구배에 놓인 연선은 교란된 경계층을 다시 안정화(stabilizing) 시키는 역할을 수행하게 되므로 가시화를 위해 설치한 연선의 경계층의 교란은 어느 정도는 제거된다고 볼 수 있다. 또한 Fig. 2에 제시된 바와 같이 경계층의 연선을 지난 유동은 경계층을 따라 잘 흐르는 것

으로 보아 연선이 경계층을 급격하게 변화시키지 않는 것을 확인할 수 있다.

비정상 유동장의 가시화는 에어포일이 진동하기 때문에 카메라의 셔터가 작용하는 시간, Smoke-Wire의 작동시간과 에어포일의 움직이는 시간과의 관계를 파악하여야 하므로 PC를 이용하여 제어 시스템을 구성하고 정량적으로 조절하였다.

본 연구에서 진동하는 에어포일의 후류를 측정하기 위해서 덴마크 단텍(Dantec)사의 2차원 열선 프로브(55R51)를 이용하였다. 에어포일 후류 측정을 위해 사용된 2차원 자동이송장치는 시험부의 옆면의 슬롯을 통하여 프로브의 이송이 가능하도록 설치하였다. 이러한 자동이송장치의 정확도는 0.01mm이다. 에어포일 후류 측정위치는 에어포일 뒷전에서부터 0.5C위치이며, 실험조건은 Table 1에 나타내었다.

Table 1. Unsteady test conditions

레이놀즈수	자유흐름속도 (m/s)	에어포일 진동수 (Hz)
2.3×10^4	1.98	0.350
3.3×10^4	2.83	0.500
4.8×10^4	4.03	0.717

에어포일은 시험부에 수직으로 설치되었으며 시위길이(180mm)의 1/4 지점이 시험부에 고정되었다. 에어포일은 AC 모터와 회전 디스크를 이용하여 자연스럽게 진동하도록 설계되었으며, 순간발음각의 변화는 $\alpha(t) = 0^\circ + 6.0^\circ \sin 2\pi ft$ 과 같이 설정하였다. 따라서 에어포일의 평균 받음각 α_{mean} 은 0° 이며 진동 진폭(amplitude)은 최대 $\pm 6^\circ$ 로 고정하였다.

비정상 상태를 나타내는 무차원 진동수(reduced frequency)는 $K = \pi f C / U_\infty$ 로 정의되는 무차원 비정상 상사변수(unsteady similarity parameter)이며, 이는 두 개의 시간차원(timescales)의 비를 나타낸다. 하나는 피칭운동에 의한 것($1/2\pi f$)이고 다른 하나는 자유흐름속도에 의한 것($C/2U_\infty$)이다. 이것은 날개 후류의 와류 특성에 관한 연구에서 사용되는 와류흔림 주파수(vortex shedding frequency)인 스트롤수(Strouhal number)와 같은 의미로 사용된다. 따라서 본 연구에서는 에어포일의 무차원 진동수는 모든 경우에 0.1로 고정하였고, 이것은 Chang[7]의 연구에서 적용된 무차원 진동수와 동일하다. 각 경우에 에어포일의 진동수는 자유흐름속도와

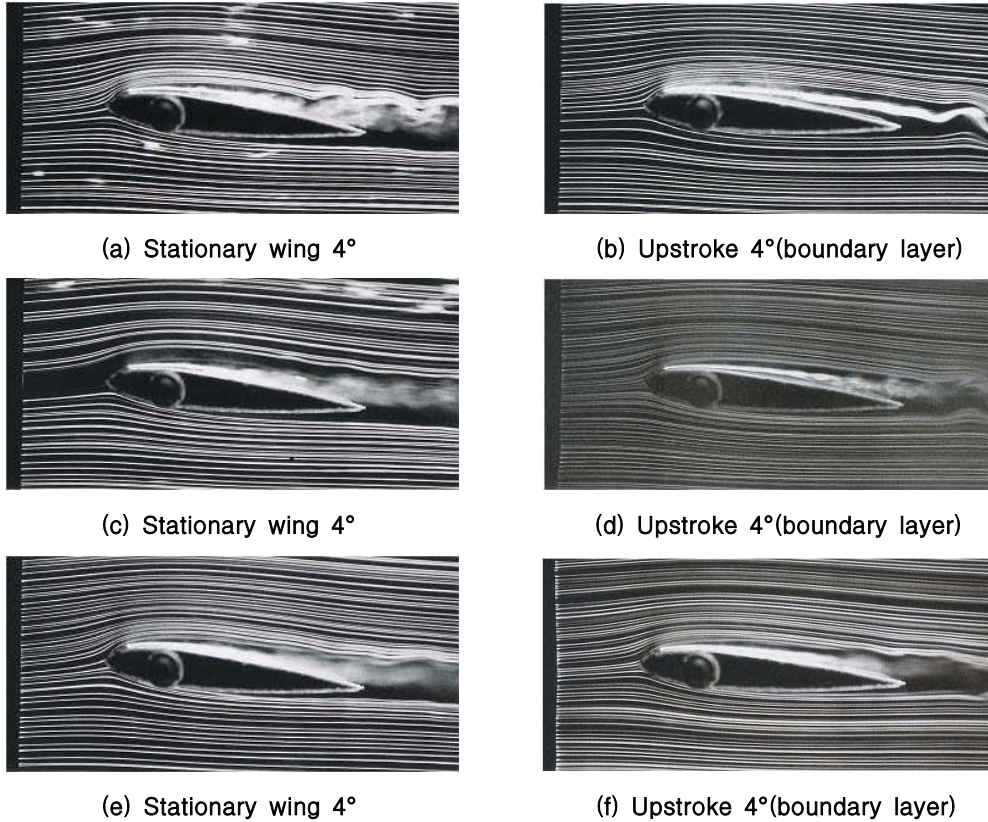


Fig. 2. Visualizations of boundary layer according to a Reynolds number
(a, b : $Re=2.3 \times 10^4$, c, d : $Re=3.3 \times 10^4$, e, f : $Re=4.8 \times 10^4$)

무차원 진동수 K 그리고 시위길이 C 에 따라서 각각 0.350Hz, 0.500Hz, 0.717Hz로 조절되었다.

진동하는 에어포일의 비정상 후류에서 열선 풍속계의 데이터는 에어포일의 운동 주기를 기준으로 각 주기 당 120개를 획득하였다. 이에 따른 데이터 정보획득률(sampling frequency)은 각 경우에 0.042kHz, 0.060kHz, 0.080kHz로 선택되었다. 열선 풍속계의 데이터 획득은 약 500주기 정도를 측정하였고, 측정된 평균속도와 난류강도는 300 주기를 위상평균(ensemble average)하여 나타내었다.

본 연구의 아음속 풍동 실험과정에서 자유흐름의 속도 변화는 최대 $\pm 2.8\%$ 미만이다. 본 실험은 위상평균을 위하여 장시간 소요되었으며, 실험이 진행되는 동안 온도 변화가 필연적으로 존재하는데 그 변화량은 최대 $\pm 0.9^\circ\text{C}$ 정도이다. 2축 열선 프로브에서 측정된 데이터의 불확실성은 최대 3.4% 미만이고, 실험에서 고려된 자유흐름 속도에서 난류강도는 최대 1.7% 미만이다.

III. 결과 및 검토

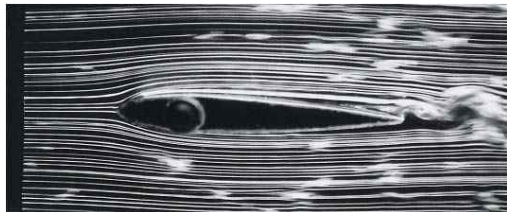
본 연구에서는 5.0×10^4 이하의 저 레이놀즈수에서 진동하는 NACA 0012 에어포일의 경계층과 후류에 대해 레이놀즈수의 효과를 집중적으로 조사하였다.

Fig. 2는 받음각 4° 에서 정상상태의 에어포일과 순간받음각 upstroke 4° 에서 비정상상태의 에어포일에서 촬영된 경계층 가시화 사진을 레이놀즈수에 따라 나타낸 것이다. Fig. 2a, 2c, 2e는 정상상태 받음각 4° 의 에어포일에서 경계층 가시화 사진을 나타낸 것이다. 레이놀즈수 2.3×10^4 , 3.3×10^4 , 4.8×10^4 의 모든 경우에 흡입면(suction side)에서 층류 분리(laminar separation)가 발생하고, 경계층은 붕괴되며 분리점은 레이놀즈수가 증가함에 따라 앞전 쪽으로 이동하게 된다[9]. 본 실험에서 적용된 5.0×10^4 이하의 레이놀즈수의 범위에서 정상상태의 층류 분리는 받음각 $0^\circ \sim 1^\circ$ 사이에 발생하였다. 또한 레이놀즈수가 증가함에

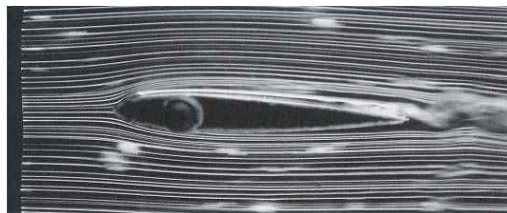
따라 경계층 두께가 얇아지고 이로 인해 후류 두께는 얇아진다.

일반적으로 실속각 이전의 에어포일에서 비정상상태의 유동(upstroke 운동)은 경계층에서 발생하는 분리를 지연시키는 역할을 하게 된다. 이것은 레이놀즈수 2.3×10^4 의 정상상태의 가시화 사진인 Fig. 2a와 upstroke 4° 에서 경계층의 가시화 사진을 나타내고 있는 Fig. 2b를 비교함으로써 확실히 알 수 있다. 더불어 Fig. 2c와 2d ($Re=3.3 \times 10^4$), Fig. 2e와 2f ($Re=4.8 \times 10^4$)에서도 같은 결과를 얻을 수 있다. 그러나 각 레이놀즈수에 따라서 분리점이 지연되는 정도는 확연히 다르게 나타나며, 이것은 Fig. 2b, 2d, 2f를 비교하여 알 수 있다. Fig. 2b의 유맥선(streakline)은 경계층의 유맥선을 따라 자연스럽게 하류로 움직이고 있는 반면, Fig. 2d, 2f는 뒷전 부근에서 경계층은 붕괴되어 천이 유동을 관찰할 수 있다.

한편, Fig. 3은 정지된 에어포일에서 받음각 1° 인 경우 레이놀즈수 2.3×10^4 , 3.3×10^4 에서의 가시화 사진이다. 레이놀즈수 2.3×10^4 인 경우 Fig. 3a와 Fig. 2b를 비교했을 때, 경계층은 두 경우 모두에서 뒷전 부근 부착은 발생되지 않고 있다. 그러나 Fig. 3a는 뒷전 부근에서 층류 분리가 발생함[9]에 따라 발생한 역류(reverse flow)가 확실하게 보이는 반면에, upstroke 4° 인 Fig. 2b에서는 역류를 관찰 할 수 없다. 이것은 Fig. 2b에서의 경계층 붕괴가 여전히 발생하지 않았음을 의미하기도 한다. 따라서 Fig. 2b를 통해 분리의 발생 유무는 관찰 할 수 없으며, 단지 경계층 붕괴가 발생하지 않았음을 확인 할 수 있다.



(a) Stationary wing 1° , $Re=2.3 \times 10^4$



(b) Stationary wing 1° , $Re=3.3 \times 10^4$

Fig. 3. Visualization of stationary wing

레이놀즈수 3.3×10^4 에서의 정상상태의 가시화 사진 Fig. 3b와 비정상상태의 가시화 사진을 나타내고 있는 Fig. 2d를 통해 두 사진은 비록 정상상태, 비정상상태이지만 층류경계층이 붕괴(break down)되는 시위 위치는 거의 유사하다. 그러나 층류경계층의 붕괴가 발생하는 뒷전 부근에서의 역류는 Fig. 3b에서는 뚜렷이 관찰되지만, Fig. 2d에서 관찰되지 않는다. 이러한 비정상상태의 경계층에서 비정상 분리가 역류의 존재나 혹은 전단력이 0이 되는 것으로 정의되기 어렵다는 사실을 의미하고 있다.

Sears and Telionis[10]은 비정상상태에서 나타나는 분리를 몇 가지 형태로 구분하여 설명하고 정상상태에서 나타나는 분리의 정의(전단력 ≈ 0 , 혹은 역류 발생)가 비정상상태에서 상당한 제약이 있음을 제시하였다. 이와 같은 현상의 근본적인 이유는 결국 이동 벽면 효과로써, Fig. 2d에서와 같이 에어포일이 upstroke 하면서 표면 유동의 속도는 분리가 발생하더라도 일정한 크기를 갖게 된다. 더불어 역류는 벽면에서의 속도로 인하여 크게 억제 된다. 특히 본 논문의 흐름 가시화(Fig. 2d)에서는 역류가 나타나지 않은 가운데 경계층이 붕괴되는 현상을 관찰 할 수 있으며, 이것을 통하여 역류의 발생이 비정상상태의 유동에 의해 크게 영향을 받는다는 사실을 알 수 있다. 본 연구에서 수행된 비정상(unsteady) 경계층 뿐만 아니라 후류에 대한 가시화 사진 결과는 추후 발표될 논문에서 자세히 다루어질 예정이다.

Fig. 4는 레이놀즈수 2.3×10^4 , 3.3×10^4 , 4.8×10^4 에서 후류 0.5C에서 측정된 평균결손속도(mean defect velocity)와 난류강도(turbulence intensity)를 각각 나타낸 것이다. 여기서 x축은 에어포일의 순간받음각을 나타내고 있으며, y축은 하류 0.5C에서 가로방향의 측정위치를 시위 길이로 무차원화 하여 나타낸 것이다. 그리고 z축은 자유류 속도로 무차원화 된 평균결손속도와 난류강도를 나타내고 있으며, 각각 0과 1사이, 0과 0.3사이에서 나타내었다.

Fig. 4의 평균결손속도와 난류강도 분포는 전반적으로 순간받음각 0° , 위상각 180° 를 기준으로 이전 순간받음각; $0^\circ \rightarrow 6^\circ \rightarrow 0^\circ$ (위상각 $0^\circ \sim 180^\circ$)에서 나타난 경향과 0° 이후 순간받음각; $0^\circ \rightarrow 6^\circ \rightarrow 0^\circ$ (위상각 $180^\circ \sim 360^\circ$)에서 나타난 경향은 대칭형 에어포일인 NACA 0012를 사용하였기 때문에 서로 유사한 형태를 나타낸다. 그러나 양(+)의 순간받음각 $0^\circ \rightarrow 6^\circ$ (위상각 $0^\circ \sim 90^\circ$)와 $6^\circ \rightarrow 0^\circ$ (위상각 $90^\circ \sim 180^\circ$)에서 나타난 후류 특성은 크게 다르게 나타난다. 특히 평균결손속도와 난류강도

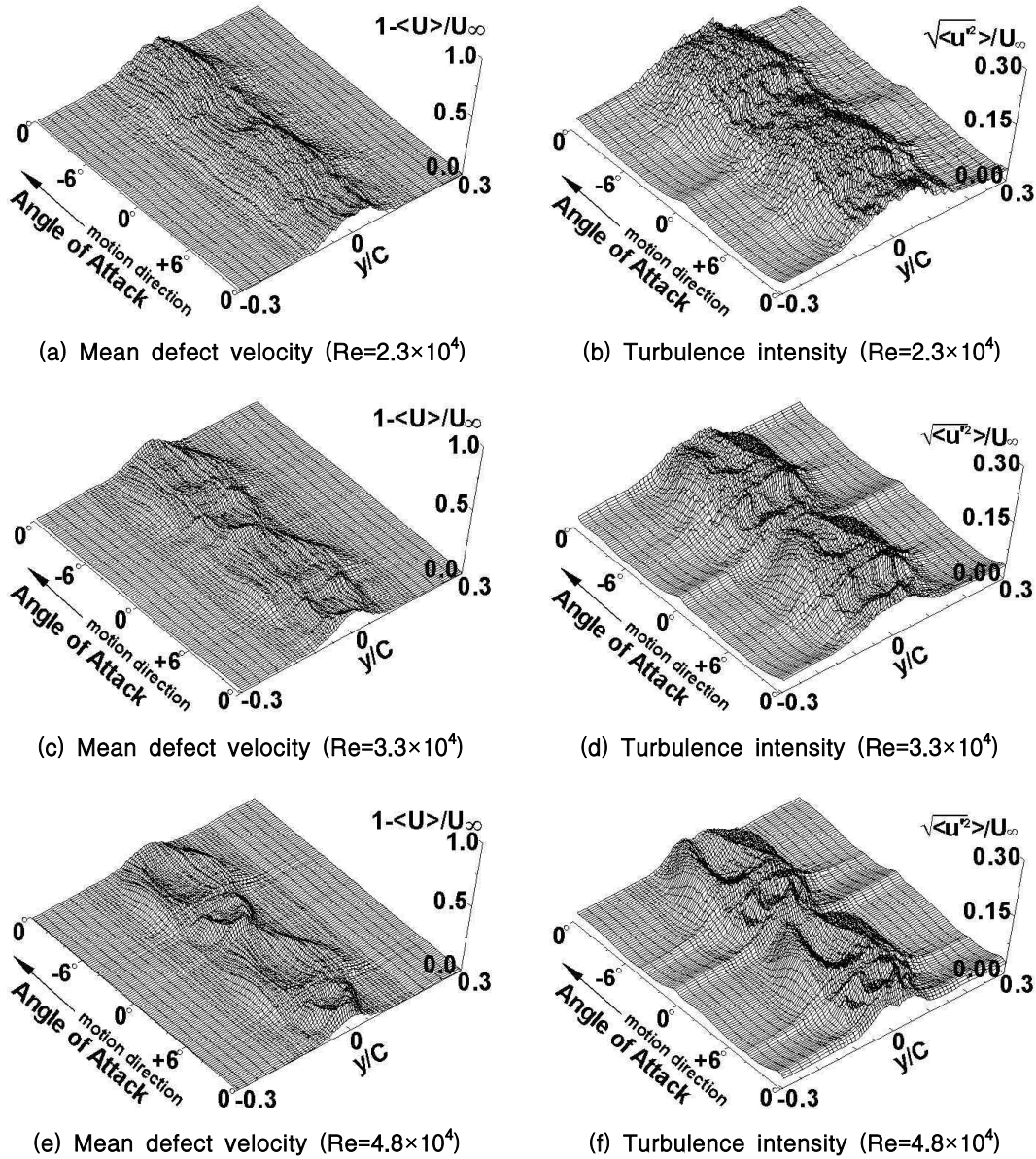


Fig. 4. Mean defect velocity and turbulence intensity in the near-wake region

분포는 레이놀즈수 2.3×10^4 와 3.3×10^4 사이에서 상당한 차이를 나타내고 있으며, 이러한 차이는 에어포일의 운동방향과 순간받음각의 효과가 연동되어(coupled) 나타난다.

에어포일이 upstroke 운동 중일 때(순간받음각 $0^\circ \rightarrow 6^\circ$), 앞전 부근에서 유동은 순압력구배에(favourable pressure gradient) 직면하면서 경계층은 에어포일 표면에 부착된 상태로 흐르게 된다. 경계층의 부착되는 정도와 순압력구배는 유

동의 관성력(inertia force)이 증가함에 따라, 즉 레이놀즈수가 증가함에 따라 증가하게 된다. 따라서 레이놀즈수가 증가하면서 평균속도는 증가하지만 평균결손속도와 난류강도의 크기는 감소한다.

Fig. 5는 Fig. 4의 평균결손속도와 난류강도에 있어서 $y/C=0$ 위치에서의 데이터만을 추출하여 위상각에 따라 나타내었다. 따라서 Fig. 5는 근접후류에서 하류 $0.5C$ 위치 및 $y/C=0$ 의 가로방향 위치

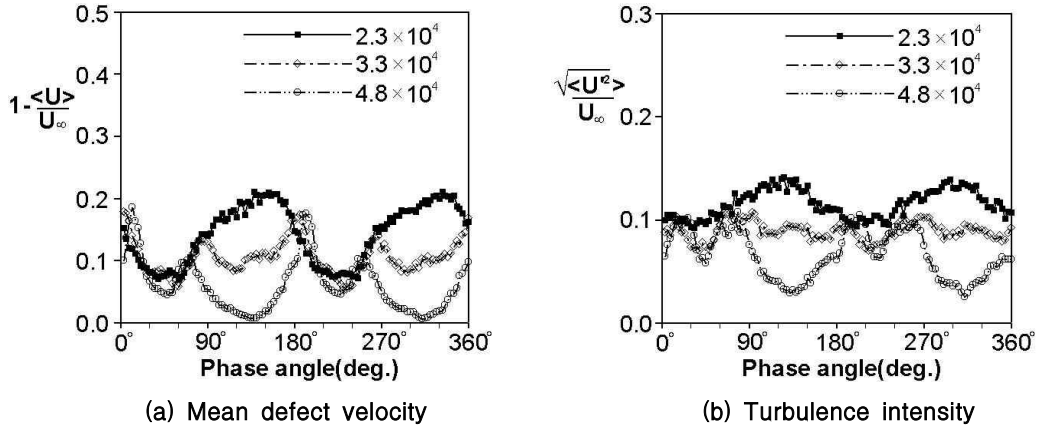


Fig. 5. Mean defect velocity and turbulence intensity at $y/C=0$

에서의 데이터를 나타낸다. Fig. 5에서 전체적으로 평균결손속도와 난류강도 분포의 증가와 감소는 비슷한 위상각 범위에서 유사한 결과를 나타내고 있다.

양(+)의 받음각 범위의 downstroke 과정인 위상각 $90^\circ \sim 180^\circ$ 및 음(-)의 받음각 범위의 upstroke 과정인 위상각 $270^\circ \sim 360^\circ$ 에서 평균결손속도와 난류강도는 레이놀즈수 2.3×10^4 인 경우 증가하다가 감소하는 경향을 나타내지만, 3.3×10^4 및 4.8×10^4 인 경우 감소하다가 증가하는 경향을 나타낸다. 따라서 평균결손속도와 난류강도는 레이놀즈수 2.3×10^4 와 3.3×10^4 사이에서 서로 다른 경향을 나타내는 것을 뚜렷하게 알 수 있다.

Table 2. Phase angle of peak position of mean defect velocity & turbulence intensity

Reynolds Number	Phase angle (Mean defect velocity)	Phase angle (Turbulence intensity)
2.3×10^4	160°	120°
3.3×10^4	$0^\circ, 60^\circ$	$10^\circ, 60^\circ$
4.8×10^4	10°	$26^\circ, 56^\circ, 80^\circ$

Table 2는 Fig. 5에서 나타내고 있는 후류 중심에서의 결과를 포함하여 전체적인 평균결손속도와 난류강도 분포에서 최대, 최소 위치를 위상각으로 표현한 것이다. 레이놀즈수 2.3×10^4 인 경우에 평균결손속도는 에어포일이 upstroke 운동 중일 때 전반적으로 최소치를 나타내는데, 위상각 60° 이후에 서서히 증가하여 160° 부근에서 최대치를 나타낸다. 즉, 순간받음각의 변화 보다는

에어포일 운동방향에 의해 크게 지배받는다라는 것을 알 수 있다.

레이놀즈수 3.3×10^4 에서 평균결손속도는 양(+)의 순간받음각 내에서; 위상각 $0^\circ, 60^\circ$ 에서 최대치를 나타낸다. 0° 에서의 최대치는 후류 중심에서, 60° 부근에서의 최대치는 후류 경계부근에서 나타난다. 이것은 곧 순간받음각 $0^\circ, 4^\circ$ 에서 경계층의 변화가 있었음을 나타낸다. 이러한 경계층의 변화는 Fig. 2d와 같이 층류 분리현상으로 간주할 수 있다. 레이놀즈수 4.8×10^4 에서의 평균결손속도와 난류강도는 전체적으로 레이놀즈수 3.3×10^4 에서 나타난 현상이 더욱 뚜렷하게 나타난 것을 볼 수 있으며, upstroke 운동 과정에서 $0^\circ \rightarrow 4^\circ$ 과 $4^\circ \rightarrow 6^\circ$ 사이에 뚜렷한 차이를 볼 수 있다.

한편, 평균결손속도와 난류강도는 레이놀즈수 2.3×10^4 에서는 전체적으로 단봉(single-peak)형태를 나타내지만, 레이놀즈수 3.3×10^4 와 4.8×10^4 에서는 국부적으로 쌍봉(double-peak)형태를 나타내는 것을 볼 수 있다. 특히, Fig. 4c, 4e에서의 평균결손속도는 에어포일이 upstroke 운동 중일 때 순간받음각이 증가하면서 쌍봉간의 거리가 증가한다. 이것은 레이놀즈수가 증가함에 따라 경계층에서 분리가 발생하였거나 분리가 발생하지 않았더라도 증가된 교란으로 인하여 경계층 내에 유동 특성이 최대가 되는 점이 발생하였기 때문이다. 더불어 이러한 위치들이 받음각이 증가함에 따라 흡입면(suction side)에서는 앞전 쪽으로 이동하고, 압력면(pressure side)의 뒷전 쪽으로 이동하면서 두 분리점 사이의 거리가 증가하기 때문이다. 즉, 에어포일 운동방향에 의한 효과와 순간받음각의 효과가 연동되어 나타난다. 이러한

경향은 레이놀즈수 3.3×10^4 에서 나타나기 시작하여 4.8×10^4 에서는 더욱 뚜렷이 발생한다. 진동하는 에어포일이 양(+)의 순간받음각 범위에서 downstroke 운동 과정에 있을 경우에도 upstroke 운동 과정의 결과와 유사한 결과를 나타낸다.

물리적으로 후류에서의 자유 전단층(free shear layer)의 난류강도 분포에서 쌍봉형태는 전단층 내에서 교란이 후류 중심보다는 외부 근처에서 크게 나타난다는 것을 의미한다. 이것은 각 표면에서 분리된 전단층이 각 레이놀즈수에 발생된 관성력에 의해 후류 중심에서 서로 교란되지 못하기 때문이다. 이러한 현상에서는 순간받음각의 효과가 연동되어 나타나는데 평균결속속도에서 쌍봉형태가 나타나는 Fig. 4c, 4e에서는 받음각이 0° 에서는 단봉형태를 나타내지만, 받음각이 증가하면서 쌍봉형태를 나타낸다. 더불어, 난류강도를 나타내는 Fig. 4d, 4f에서 에어포일의 순간받음각이 감소하면서($6^\circ \rightarrow 0^\circ$) 각 표면에서 발생한 분리점 사이의 거리가 좁아지고 쌍봉간의 거리는 다시 감소하는 것을 관찰할 수 있다.

III. 결 론

본 연구에서는 5.0×10^4 이하의 저 레이놀즈수인 경우에 진동하는 NACA 0012 에어포일에서 레이놀즈수가 후류에 미치는 효과를 집중적으로 조사하였다. 진동하는 에어포일의 후류는 비정상상태의 유동 효과로 인하여 에어포일의 운동방향의 효과와 순간받음각의 효과가 연동되어 나타나고, 레이놀즈수 2.3×10^4 와 3.3×10^4 사이에 후류의 평균결속속도와 난류강도 분포가 뚜렷하게 차이가 나타나는 임계 레이놀즈수가 존재하는 것을 확인하였다.

후 기

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

참고문헌

- 1) Ericsson, L. E., and 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) Ericsson, L. E., "Moving Wall Effect in Relation to Other Dynamic Stall Flow Mechanics", *Journal of Aircraft*, Vol. 31, 1994, pp. 1303~1309.
- 3) 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.
- 4) Ohmi, K., Coutanceau, M., Loc, T. 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.
- 5) Ohmi, K., Coutanceau, M., Daube, O., and Loc, T. P., "Further experiments on vortex formation around an oscillating and translating airfoil at large incidences", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 255, 1991, pp. 607~630.
- 6) Oshima, H., and Ramaprian, B. R., "Velocity Measurements over a Pitching Airfoil", *AIAA Journal*, Vol. 35, 1997, pp. 119~126.
- 7) Chang, J. W., "Near-Wake Characteristics of an Oscillating NACA 4412 Airfoil", *Journal of Aircraft*, Vol. 41, 2004, pp. 1240~1244.
- 8) Batill, S. M., and Mueller, T. J., "Visualization of Transition in the Flow over an Airfoil Using the Smoke-Wire Technique", *AIAA Journal*, Vol. 19, 1981, pp. 340~345.
- 9) Yang, J. H., Chang, J. W., "A Study on Boundary Layer Behavior of an NACA 0012 Airfoil", *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 34, No. 10, 2006, pp. 16~23.
- 10) Sears, W. R., and Telionis, D. P., "Boundary-Layer Separation in Unsteady Flow", *SIAM J. Appl. Math.*, Vol. 28, 1975, pp. 215~235.