

論文

저 레이놀즈수에서 진동하는 에어포일의 비정상 경계층 측정

김동하*, 장조원**

Measurement of an Unsteady Boundary Layer of an Oscillating Airfoil at a Low Reynolds Number

Dong-Ha Kim* and Jo-Won Chang**

ABSTRACT

An experimental study was carried out to examine the behavior of the unsteady boundary layer. An NACA 0012 airfoil with aspect ratio of 2.7 was set vertically in a test section, which is sinusoidally pitched about the quarter chord. The oscillating amplitude is from -6° to $+6^\circ$ and the mean angle of attack is 0° . Surface mounted probes (Glue-on probes) were employed to measure the surface flow of the boundary layer. Measurements were made at free-stream velocities of 1.98, 2.83, and 4.03 m/s , and the corresponding Reynolds numbers based on the chord length were 2.3×10^4 , 3.3×10^4 and 4.8×10^4 , respectively. The reduced frequency is fixed as 0.1 in all cases. The results show that the surface position of minimum shear stress and of boundary layer break-down can be discerned in the Reynolds number between 2.3×10^4 and 3.3×10^4 .

초 록

진동하는 에어포일에서 비정상 경계층의 거동을 조사하기 위하여 실험적 연구가 수행되었다. 가로세로비가 2.7인 NACA 0012 에어포일은 시험부에 수직으로 설치되었고, 1/4 시위에서 조화 피칭운동을 한다. 에어포일의 진동 진폭은 -6° 에서 $+6^\circ$ 까지 변화하며 평균 받음각은 0° 이다. 표면에 부착되는 프로브(글루온 프로브)가 경계층 표면 유동을 측정하기 위하여 이용되었다. 측정은 자유흐름속도는 1.98, 2.83, 4.03 m/s 에서 수행되었고, 시위길이를 근거로 한 레이놀즈수는 각각 2.3×10^4 , 3.3×10^4 , 4.8×10^4 이다. 에어포일의 무차원 진동수를 모든 경우에서 0.1로 고정하였다. 비정상 경계층에서 최소 전단력의 위치와 경계층 붕괴의 위치는 레이놀즈수 2.3×10^4 와 3.3×10^4 사이에서 크게 다르게 나타난다.

Key Words : Unsteady Boundary Layer(비정상 경계층), Surface-Mounted Probe(표면부착 센서), Oscillating Airfoil(진동하는 에어포일), Low Reynolds Number(저 레이놀즈수)

1. 서 론

유체역학적인 장치가 작동하는 가운데 유발되는 비정상(unsteady) 상태의 유동 특성은 공력 성능 변화 및 플러터(flutter), 동실속(dynamic stall)과 같은 비선형적인 현상을 발생시켜 기대하지 않은 효과가 유발된다. 특히, 헬리콥터 로터 블레이드, 항공기 프로펠러, 다단계 터빈 등은 대부분

† 2006년 9월 11일 접수 ~ 2006년 10월 30일 심사완료

* 정회원, 한국항공대학교 항공우주·기계공학과 대학원

** 정회원, 한국항공대학교 항공운항학과
연락처, E-mail : jwchang@hau.ac.kr
경기도 고양시 화전동 200-1

이 비정상상태의 유동에 의해 영향을 받게 된다. 따라서 비정상 유동 연구의 대부분이 이 같은 유체역학적인 장치에서 비정상 유동의 제어를 통한 공력특성의 향상에 초점을 맞추어 왔다. 특히, 동실속과 관련된 비정상 유동은 과거에 많은 연구의 대상이 되었고, 최근에는 MAV(micro air vehicle)와 같이 소형화, 경량화 된 항공기와 플래핑(flapping)과 같이 날개의 비정상 운동에 의해서 양력을 발생시키는 비행체와 관련하여 비정상 유동 연구를 수행하고 있다. 또한 곤충이나 나비 등의 비행 원리를 이용한 비행체 대부분이 대략 8.0%이하에서[1] 비행하면서 낮은 레이놀즈수 범위에서의 비정상 유동 특성은 가치 있는 연구 대상으로 다루어지고 있다.

일반적으로 에어포일에서 비정상 유동은 크게 두 가지로 결과로써 나타낼 수 있는데, 첫째는 실속각 이전의 준 정상상태(quasi-steady)에서 주로 나타나는 것으로 경계층의 발달의 시간지연(time delay)으로 인한 실속의 지연이며, 둘째는 실속각 이후에서 발생하는 비정상 분리와 분리점의 앞전 쪽으로의 이동에 의한 것이다[2]. 특히 실속각 이전에서는 시간지연 효과의 개념에서 순환 지연(circulation lag), 경계층 전달 지연(boundary layer convection lag)효과가 유동을 크게 지배하게 된다. 또한 비정상상태에서는 Fig. 1에서와 같이 이동 벽면 효과(moving wall effect)[3], 그리고 유동의 가속효과(accelerated flow effect) 등이 주요하게 작용한다. 대부분의 조화 피칭운동을 하는 에어포일 주위 흐름은 결국 에어포일 운동에 의해서 나타나는 효과에 의해 영향을 받게 되는데, 이러한 효과의 지배정도에 따라 무차원 진동수(reduced frequency), 에어포일 진동 진폭(oscillation amplitude), 레이놀즈수(Reynolds number) 등이 큰 변수로 작용하게 된다.

비정상 경계층의 연구에서 Kim and Park[4]는

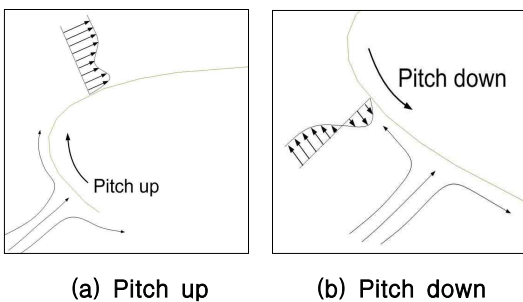


Fig. 1. Conceptual schematics of the boundary layer in moving wall (Ref. 3)

순간받음각에 따른 경계층 가시화를 수행하였다. 그들은 실속각 이전의 진폭(7.4°)으로 진동하는 에어포일에서 발생하는 비정상 분리(unsteady separation) 현상이 무차원 진동수에 증가와 함께 증가한다고 하였다. 또한 Oshima and Ramaprian[5]는 서로 다른 레이놀즈수 1.8×10^4 , 5.4×10^4 , 1.5×10^5 에서 PIV를 이용하여 피칭하는 에어포일의 앞전 부근 와류를 연구하였다. 그들은 레이놀즈수 5.4×10^4 와 1.5×10^5 에서 동실속은 유사하게 나타나지만, 1.8×10^4 의 경우에 실속각은 작게 나타난다고 보고한 바 있다. 이러한 경우에 그들은 앞전 와류의 구조가 임의의 레이놀즈수에 따라서 달라진다고 하였다. 그러나 이러한 레이놀즈수의 효과는 일반적으로 앞에서 언급된 무차원 진동수나 진동 진폭에 비해 그 효과가 작다고 알려져 있다. 이러한 면에서 비정상 유동을 조사한 Ohmi *et al.*[6]은 $1.5 \times 10^3 \sim 1.0 \times 10^4$ 범위에서는 레이놀즈수의 효과가 크게 나타나지 않았다고 보고하였다. 그러나 Chang[7]은 레이놀즈수 5.3×10^4 , 1.9×10^5 , 4.1×10^5 의 범위에서 진동하는 NACA 4412에서의 후류를 조사하고, 레이놀즈수 5.3×10^4 , 1.9×10^5 사이에 후류 특성이 크게 달라지는 것을 제시하였다. Chang의 연구에서 물론 NACA 4412가 캠버 효과를 나타내지만, 임의의 레이놀즈수의 범위에서 비정상상태의 경계층 특성은 크게 달라질 수 있음을 예측할 수 있다.

따라서 본 연구는 실속각보다 작은 각으로 진동하는 에어포일에서 발생하는 근접후류에서의 레이놀즈수 효과를 명확히 규명하기 위하여 경계층 표면 유동을 자세히 조사하였다.

II. 실험장치 및 방법

2.1 모델 및 실험장치

본 연구에 사용된 한국항공대학교 아음속 풍동은 개방형 흡입식 풍동으로 시험부 크기는 $500 \text{ mm} \times 500 \text{ mm} \times 1400 \text{ mm}$ 이다. Fig. 2는 에어포일 모델과 시험부 아랫면 밑에 설치된 진동 장치를 나타내는 개략도이다. NACA 0012 에어포일 모델은 두랄루민으로 제작되었으며, 시위길이는 180mm이고 시험부에 수직으로 설치되었다. 에어포일과 시험부 윗면 및 아랫면과의 간격은 매우 좁게 하여 3차원 유동 효과를 최소화 하였다.

에어포일은 시위길이의 1/4 지점에서 시험부에 고정하였다. 에어포일은 AC 모터와 AC 모터에 부착된 디스크를 이용하여 피칭운동(pitching motion) 하도록 제작되었다. 이때 순간받음각

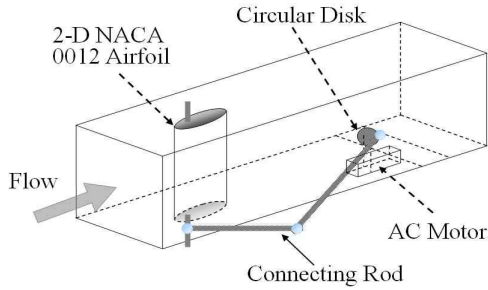


Fig. 2. Schematics of experimental set-up

Table 1. Unsteady test conditions

레이놀즈수	자유흐름 속도	에어포일 진동수 (무차원진동수 K=0.1)
2.3×10^4	1.98 m/s	0.350 Hz
3.3×10^4	2.83 m/s	0.500 Hz
4.8×10^4	4.03 m/s	0.717 Hz

(instantaneous angle of attack)은 평균 받음각 (α_{mean})은 0° , 진폭(amplitude)은 최대 $\pm 6^\circ$ 로 하여 에어포일이 실속각 이전에서 진동하도록 하였으며 $\alpha(t) = 0^\circ + 6.0^\circ \sin 2\pi ft$ 과 같이 나타낼 수 있다.

본 연구는 Table 1과 같이 3가지 경우에 대하여 수행되었다. 각각의 경우에 에어포일의 무차원 진동수는 0.1로 고정하였다. 따라서 에어포일의 진동수는 자유흐름속도와 무차원 진동수 그리고 시위길이에 의해 각각 0.350Hz, 0.500Hz, 0.717 Hz로 설정되었다. 아음속 풍동 실험과정에서 유동방향으로 자유류 속도변화는 최대 $\pm 2.8\%$ 미만이고, 실험이 장시간 소요되는 관계로 온도 변화가 발생하였으며 그 변화량은 최대 $\pm 0.9^\circ\text{C}$ 정도이다. 그리고 자유흐름속도가 작은 관계로 실험 속도에서 최대 난류강도는 1.7% 정도이다.

2.2 표면부착 프로브(surface-mounted probes)

진동하는 에어포일의 경우에 에어포일이 움직이기 때문에 피토탭압관, 열선풍속계 등과 같이 공간적으로 고정된 센서를 이용하여 측정하기 곤란하다. 따라서 대부분의 연구가 LDV, PIV 그리고 유동 가시화(flow visualization) 등을 이용하게 되는데, 이러한 장비는 Seeding, 경계층 부근의 공간 해상도, 비용, 가시화 특성 등으로 인해 어려움이 따른다.

본 연구에서는 비정상상태의 경계층의 측정에서 표면부착 프로브(surface-mounted probe)를 적용하여 정성적으로 관찰하였다. Johnson and

Carraway[8]는 마하수와 레이놀즈수가 영향을 미치는 천이 영역(transitional region)의 유동 정보를 얻기 위해 Hot-Film Sensor를 표면에 부착하였으며, 데이터 획득에 사용된 Hot-Film System의 특징에 대해 자세히 보고하였다. 또한 Feyzi *et al.*[9]는 Hot-Film System을 이용하여 레이놀즈수 10^5 에서 층류, 천이, 난류 유동 조건을 조사하고 표면마찰을 측정하여 보고하였다. 특히 그들은 비정상 유동이 포함되어 있는 자유 비행 시험(free-flight experiment)을 수행함으로써 Hot-Film System의 성능을 잘 나타내었다. 최근에는 Lee *et al.*[10-12]는 Multi-Hot-Film System을 이용하여 에어포일의 비정상 경계층을 조사하여 경계층에서 발생하는 유동 현상(층류 분리, 천이, 난류 분리, 재부착, 재층류화 등)을 조사하고, 시간좌표(phase coordinate) 및 공간좌표(spatial coordinate)를 통해 나타내었다. 특히 그들은 동실속 원인과 양력의 증가를 설명함에 있어서 순간받음각에 따른 경계층의 변화와 더불어 일괄적으로 표현하였다.

글루온(glue-on) 프로브는 선행된 연구와 같이 에어포일 표면에 부착하여 표면 유동을 측정하는 프로브로 일련의 교정(calibration)과정을 통하여 경계층의 표면 마찰력(skin friction force)을 측정한다. 그러나 글루온 프로브의 교정은 고려해야 할 항목이 많고 많은 불확실성을 포함한다. 그것은 글루온 프로브가 열전달에 의해 표면 마찰력을 측정하기 때문인데, 글루온 프로브가 에어포일 표면에 부착되었을 때 발생하는 열전달은 에어포일의 재질, 부착강도, 대기온도 변화, 교정을 위한 탈착과정에서 비롯되는 프로브의 저항 변화, 교정된 유동과 측정된 유동사이의 특성변화 등에 영향을 받게 된다[13]. 따라서 글루온 프로브는 교정을 할 때 실험 모델의 측정 위치에서 교정이 수행되어야만 하고, 그 위치에서(*in situ*) 실험이 수행되어야 한다. 이러한 이유로 본 연구에서 글루온 프로브는 교정과정 없이 신호의 변화를 조사함으로써 정성적으로 천이점(transition point), 분리점(separation point), 재부착점(reattachment point) 등을 예측하였다. 따라서 본 연구에서는 글루온 프로브의 교정은 수행되지 않았으며, 비정상 경계층에서 층류 분리, 천이, 난류경계층, 재층류화 등의 변화를 정성적으로 관찰하였다.

본 연구에서 사용한 표면부착 프로브는 Dantec社의 글루온 프로브(55R47)이며, 전체 크기는 $8 \times 16\text{mm}$ 이고 센서부분은 $0.1 \times 0.9\text{mm}$ 이며 니켈 필름으로 코팅되어 두께는 약 $50\mu\text{m}$ 정도이다. 글루온 프로브를 표면에 부착하기 위해 양면테이

프를 사용하였으며, 표면의 불규칙성에 대한 오차를 최소화하고자 최대 두께(접착 성분+테이프 두께) 50 μ m의 점도가 강한 테이프를 선택하였다. 그리고 사용된 프로브의 각 저항은 제작 과정에서 비롯되는 특성으로 보통 8.0~20.0 Ω 의 범위이며, 각 프로브의 절단주파수는 30.0~58.3kHz 이다.

비정상 경계층에서 데이터 획득은 에어포일의 진동 주기를 기준으로 각 주기 당 2,400개 정도의 데이터를 획득하였으므로 각 경우에 정보획득률(sampling frequency)은 0.840kHz, 1.200kHz, 1.720kHz이다. 측정된 신호는 저역 통과 필터(low pass filter)가 사용되었으며, 출력되는 전압을 평균치(mean value, V_m)로 무차원화 하여 결과에 나타내었다. 결과에서 보이는 한 주기 동안의 프로브 신호는 임의의 주기에서 선택되어진 순간적인 신호로, 임의의 주기 선택은 에어포일의 진동 및 시스템에 대한 안정성을 확보하기 위하여 데이터를 획득하기 시작한 후 25초 이후의 주기를 선택하여 데이터로 사용하였다.

Fig. 3은 NACA 0012 에어포일 표면에 부착된 글루온 프로브의 시위방향 위치와 에어포일의 진동 진폭을 보여준다. 실험에서 글루온 프로브의 위치는 S/C=0.044, 0.067, 0.075, 0.086, 0.256, 0.317, 0.367, 0.417, 0.475, 0.506, 0.533, 0.567, 0.572, 0.617, 0.644, 0.700, 0.899, 0.956로 S는 에어포일 앞전부터 에어포일 표면을 따르는 거리이며 C는 시위길이이다. 글루온 프로브의 신호는 에어포일이 순간받음각 0°을 지날 때 출력되는 트리거 신호(trigger signal)와 SSH(simultaneous

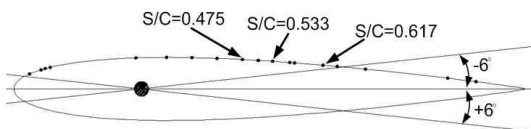


Fig. 3. Positions of glue-on probes



Fig. 4. Glue-on probes on airfoil surface

sampling and hold) 보드를 이용하여 동시에 측정되어, 에어포일의 피칭 운동에 대한 주기성을 확보하였다.

Fig. 4는 시험부에 수직으로 설치된 NACA 0012 에어포일의 표면에 부착되어 있는 글루온 프로브의 사진이다. 유동 방향에 따라 부착된 센서 사이에 간섭을 최소화하기 위해 에어포일 스펀 중심근처에서 대각선으로 부착하였으며, 실험은 총 18개의 글루온 프로브를 3개의 그룹으로 구분하여 수행되었다. 먼저 수행된 그룹의 데이터를 분석한 결과를 기초로 다음 그룹의 위치를 선정하여 실험을 수행하였다.

III. 결과 및 검토

3.1 에어포일 운동방향에 따른 유동특성

Fig. 5는 레이놀즈수 4.8×10^4 , 받음각 6°의 정상상태 에어포일에서 획득된 글루온 프로브의 신호이다. 일반적으로 정상상태에서 나타나는 글루온 프로브의 신호를 통한 경계층 유동 특성의 구별은 신호의 RMS(root mean square)를 이용하게 된다. Fig. 5에서는 RMS를 기준으로 층류경계층, 천이경계층, 그리고 난류경계층으로 구분되었다. 특히 천이경계층에서 난류경계층으로 발달되기 직전의 유동(peak transitional boundary layer)에서 RMS는 난류경계층보다 크게 나타나고, 오히려 난류경계층에서 약간 감소하는 경향을 나타낸다. Fig. 5에서 난류경계층으로 발달되기 직전의 천이경계층에서 신호의 RMS는 0.0089이며, 난류경계층인 경우에는 0.0045로 천이경계층에서 거의 2배 정도의 크기이다.

그러나 비정상상태의 경계층에서 나타나는 글루온 프로브의 신호는 정상상태의 신호보다 변화폭이 매우 급격하다. 이것은 에어포일의 움직임에 의해 경계층이 급격하게 변화하기 때문이며, 신호의 크기 변화를 통해 직접적인 경계층 유동 해석이 가능하다.

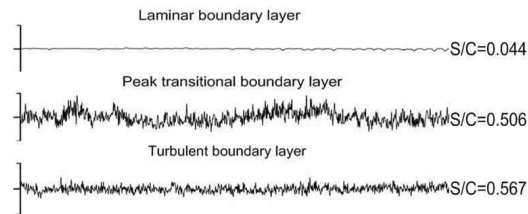


Fig. 5. Glue-on probe signal on stationary airfoil surface($Re=4.8 \times 10^4$, $\alpha=6^\circ$)

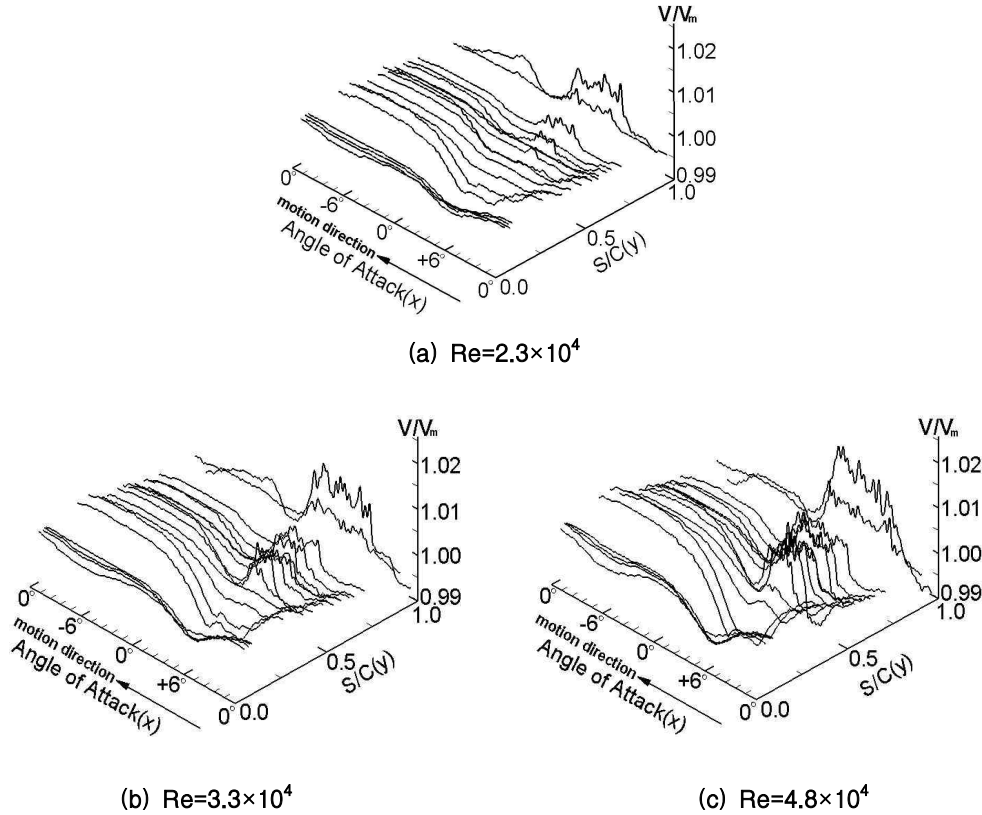


Fig. 6. Three-dimensional view of glue-on probe signal on an oscillating airfoil surface

Fig. 6은 진동하는 에어포일에서 레이놀즈수 2.3×10^4 , 3.3×10^4 , 4.8×10^4 일 때 글루온 프로브의 신호를 3차원적으로 표현한 것이다. 여기서 x축은 한 주기 동안 변화하는 순간받음각을 나타내며, y축은 프로브의 장착 위치(S)를 시위길이(C)로 무차원화 한 것이다. z축은 글루온 프로브의 신호를 평균값으로 무차원화 하여 나타낸 것이다. 사용된 18개의 글루온 프로브는 앞서 언급한 바와 같이 각각 저항이 다르다. 따라서 같은 유동을 측정한다고 해도 서로 다른 전압이 출력될 수 있다. 게다가 본 연구에서 각 프로브는 보정 과정을 거치지 않았기 때문에 각 프로브에서 정량적으로 출력되는 신호는 물리적인 의미를 갖지 못한다. 따라서 본 연구에서는 한 주기 동안 각 프로브에서 출력되는 신호 V는 출력신호의 평균값 V_m 을 이용하여 무차원화(V/V_m)하여 표현하였으며, Fig. 6에서 z축의 값은 1.00을 기준으로 변화되도록 하였다.

Fig. 6에서 글루온 프로브의 신호는 전반적으로 순간받음각을 기준으로 양(+)의 받음각, upstroke 과정($0^\circ \rightarrow +6^\circ$)인 위상각 $0^\circ \sim 90^\circ$ 에서 에어포일의

순간받음각이 증가하면서 신호의 크기는 감소하며, 3차원적으로 데이터의 관찰에서는 나타나지 않지만 최소치 이후의 신호는 일정 순간받음각에서 일정한 값을 유지한다. 이것은 순간받음각이 증가하면서 프로브가 부착된 에어포일 표면이 흡입면(suction side)으로 작용하여 경계층 표면의 전단력(shear stress)은 이전 받음각 보다 감소하기 때문이다. 에어포일이 양(+)의 받음각, downstroke 운동과정($+6^\circ \rightarrow 0^\circ$)인 위상각 $90^\circ \sim 180^\circ$ 에서 이전의 upstroke 과정에서 받음각이 증가하면서 최소치를 나타냈던 신호는 에어포일 상의 위치에 따라 다르지만 증가하는 경향을 나타낸다. 특히 뒷전 부근에서 신호는 크게 증가하며, RMS의 크기 또한 증가한다. 이것은 분리된 전단층의 난류로의 천이와 난류경계층을 의미한다. 따라서 순간받음각 $+6^\circ$ 부터 0° 까지 downstroke 중일 때 뒷전 부근 경계층은 각 레이놀즈수에서 확실히 난류경계층임을 알 수 있다.

한편, 음(-)의 받음각, downstroke 과정($0^\circ \rightarrow -6^\circ$)인 위상각 $180^\circ \sim 270^\circ$ 에서 직전의 downstroke 과정에서 발생된 난류경계층은 순간받음각이 0°

을 지나 음(-)의 반응각으로 움직이면서 서서히 재층류화(relaminarization) 되고 신호의 크기는 대체적으로 증가하는 경향을 나타낸다. 음(-)의 반응각, upstroke 과정(-6°→0°)인 위상각 270°~360°에서 경계층에 순압력구배(favorable pressure gradient)가 유발되고 프로브가 부착된 표면이 압력면(pressure side)로 작용된다. 따라서 경계층 유속은 증가하고 이로 인해 전단력이 증가함으로써 신호의 크기는 상당히 큰 상태에서 거의 일정하게 나타난다.

한 주기 동안 난류경계층이 나타나는 에어포일의 반응각 범위는 앞전 부근에서 뒷전 부근으로 갈수록 증가하는 비선형 분포를 형성하며, 레이놀즈수가 증가함에 따라 난류경계층이 나타나는 반응각의 범위 또한 함께 증가한다.

3.2 순간반응각의 변화에 대한 유동 특성

Fig. 7은 upstroke 5°에서 획득된 글루온 프로브의 신호(Fig. 7a)와, 같은 순간반응각에서의 경계층 가시화 사진(Fig. 7b, 7c, 7d)을 레이놀즈수에 따라 나타낸 것이다[14]. Fig. 7a에서 x축은 글루온 프로브가 부착된 위치를 나타내고, y축은 Fig. 6에서 사용된 z축 좌표, 즉 각 프로브의 평균값으로 무차원화 된 신호 크기(V/V_m)를 나타낸다. 경계층 가시화에 실험방법과 결과는 참고 문헌 [15]에 자세히 기술하였다.

본 연구에서 Fig. 7은 글루온 프로브에 의해 정성적으로 측정된 경계층의 표면 유동에 대한 정보를 제공해 줄 수 있다. 기본적으로 글루온 프로브의 신호는 변화의 폭을 기준으로 분석된다. Fig. 7a에서 레이놀즈수 3.3×10^4 , 4.8×10^4 에서 경계층 전단력은 무차원 위치 $S/C=0.256$ 부근에서 그리고 $S/C=0.617$ 부근에서 작은 값을 나타낸다. 이것을 Fig. 7c, 7d의 가시화와 비교했을 때, $S/C=0.256$ 에서의 최소치, 즉 전단력의 최소치는 가시화 사진에서 유맥선이 붕괴되지 않고 벽면에서 일정거리를 떨어진 상태로 흐르게 된다. 그러나 $S/C=0.617$ 부근에서는 경계층의 붕괴가 발생했음을 확인할 수 있으며, 이후 신호의 크기가 급격히 증가하는 것은 경계층의 붕괴 이후에 경계층이 난류로 전이되는 현상을 나타낸다고 볼 수 있다.

반면, 레이놀즈수 2.3×10^4 에서 신호는 최소치가 $S/C=0.256$ 에서만 나타난다고 볼 수 있으며 가시화에서도 다른 레이놀즈수의 경우에 다르게 경계층의 붕괴는 발생하지 않는다. 결국 모든 레이놀즈수의 $S/C=0.256$ 에서 전단력의 최소치는 경계층 가시화에서 유맥선(streakline)이 붕괴되지 않고, 경계층 벽면에서 떨어진 상태로 간주할 수 있다. 따라서 무차원 위치 $S/C=0.256$ 에서의 전단력의 최소치는 층류 분리에 의한 것으로 예측될 수 있다. 또한 두 번째 전단력의 최소치

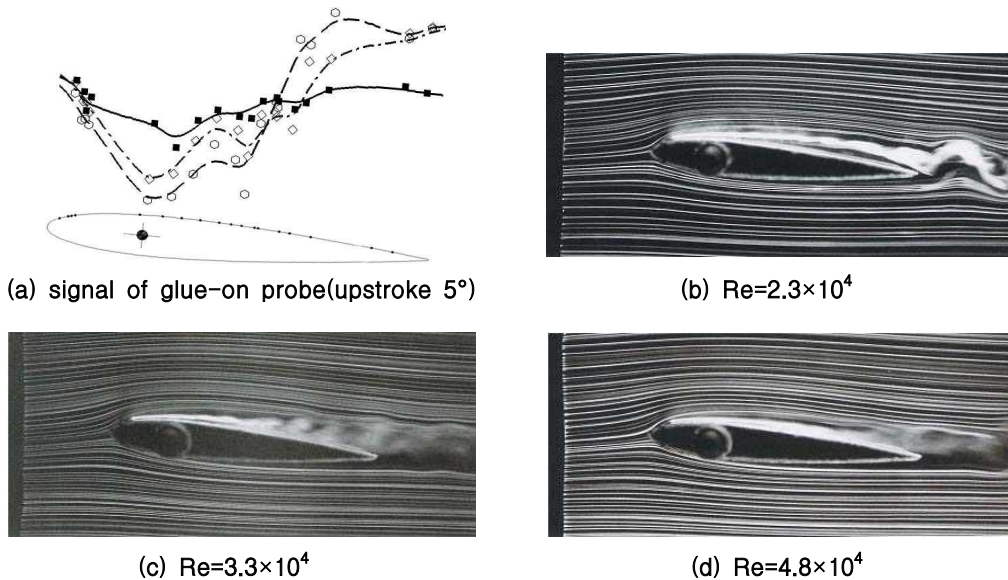


Fig. 7. Glue-on probe signal and the corresponding boundary layer visualization at upstroke 5° (In Fig. 7a; experimental data, ■; 2.3×10^4 , ◇; 3.3×10^4 , ○; 4.8×10^4 , interpolated data, —; 2.3×10^4 , - - - -; 3.3×10^4 , - - - -; 4.8×10^4)

는 경계층의 붕괴를 의미한다.

Fig. 8a, 8b는 에어포일의 순간받음각 upstroke 2°, 5° 때의 글루온 프로브의 신호이며 8c, 8d는 순간받음각 downstroke 5°, 2° 때의 글루온 프로브의 신호이다. x축은 글루온 프로브가 부착된 위치를 그에 해당하는 받음각을 적용하여 에어포일 위에 나타내었고, y축은 Fig. 6에서 사용된 z축 좌표, 즉 각 프로브의 평균값으로 무차원화된 신호 크기(V/V_m)를 나타낸다.

에어포일이 upstroke 운동 중일 때 벽면 가까운 부근의 경계층은 움직이는 벽면효과에 의해서 정체점(stagnation point) 부근의 속도분포가 Fig. 1a와 같이 가속화 된다. 따라서 Fig. 8a에서 전단력의 최대 위치는 앞전 부근과 무차원 위치 $S/C=0.256\sim 0.317$ 에서 나타나고, 뒷전 부근으로 갈수록 전단력은 감소하여 신호 크기는 감소한다. 또한 레이놀즈수 3.3×10^4 , 4.8×10^4 에서는 경계층 전단력은 $S/C=0.617$ 에서 가장 작게 나타난 이후, 뒷전 부근에서 급격히 증가한다. 이것은 앞전 부근부터 에어포일 표면에 부착되어 발달하던 경계층이 에어포일의 회전 중심을 지나면서, 회

전방향이 바뀌게 되고 따라서 에어포일의 회전력에 의해 뒷전 부근에서 전단력이 최소화되기 때문인 것으로 판단된다.

앞전 부근은 에어포일의 회전 중심에서 가깝기 때문에 에어포일의 회전 운동 보다는 에어포일의 상·하 방향으로의 병진운동에 의해 크게 지배받는다. 또한 에어포일의 회전방향은 경계층을 표면에 부착시키고 유속을 가속시키는 방향으로 움직인다. 그러나 회전 중심을 지난 뒷전 부근에서는 에어포일은 아랫방향으로 움직이고, 이것은 경계층을 벽면에서 분리시키려는 동시에 경계층 속도를 감소시키게 된다.

Fig. 8b는 에어포일의 순간받음각 upstroke 5°에서 나타나는 글루온 프로브(glue-on probe) 신호 형태로 경계층은 에어포일의 표면을 따라 발달하는 가운데 앞전 부근 무차원 위치 $S/C=0.317(2.3\times 10^4)$, $S/C=0.256(3.3\times 10^4, 4.8\times 10^4)$ 및 $S/C=0.506(3.3\times 10^4, 4.8\times 10^4)$ 에서 신호의 작은 값을 나타낸다. 그리고 앞서 설명한 바와 같이 두 번째 작은 값을 갖는 위치에서 경계층은 붕괴됨을 알 수 있다. Fig. 8c, 8d는 각각 순간받음각

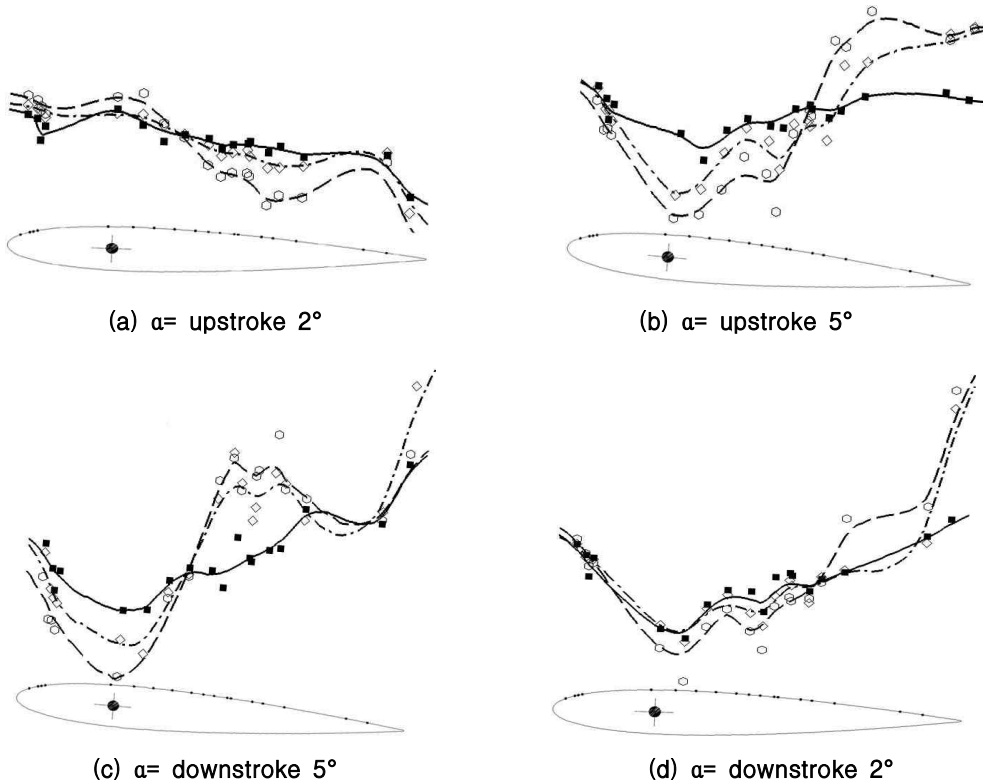


Fig. 8. Glue-on probe signal on an oscillating airfoil surface(experimental data, ■; 2.3×10^4 , ◇; 3.3×10^4 , ○; 4.8×10^4 , interpolated data, —; 2.3×10^4 , - - -; 3.3×10^4 , - · - ·; 4.8×10^4)

downstroke 5°와 downstroke 2°의 경우에 글루온 프로브 신호이다. 레이놀즈수 3.3×10^4 , 4.8×10^4 인 경우 전단력의 최소치는 upstroke 5°의 경우와 유사하다. 반면 레이놀즈수 2.3×10^4 에서는 최소 위치가 앞전으로 이동한 것을 볼 수 있다.

본 연구에서 순간받음각 6°인 경우 글루온 프로브 신호 및 가시화 사진이 제시되지 않았지만, 레이놀즈수 2.3×10^4 의 경우에 upstroke 과정에서 발생하지 않았던 층류경계층의 붕괴는 최대 순간받음각 6°에서 갑자기 발생하며, 그 위치는 $S/C=0.317$ 임을 확인할 수 있었다. 또한 가시화 사진을 통하여 최대 순간받음각에서는 층류 분리 이후에 불연속적인 와류(discrete vortex)의 생성을 뚜렷이 나타나는 것을 확인할 수 있었다. 그리고 이와 같은 불연속적인 와류의 형태는 Kim and Park[4]이 제시한 비정상 분리에서 비롯되는 와류의 형태와 매우 유사한 형태를 나타낸다.

따라서 에어포일이 5°에서 downstroke중일 때에는 표면을 따라서 발달하는 와류에 의해 전단력은 결정된다. 레이놀즈수 2.3×10^4 의 경우에 와류는 여전히 층류 상태에를 유지하며, 뒷전 부근으로 갈수록 천이되는 현상을 관찰할 수 있다. 반면에 레이놀즈수 3.3×10^4 , 4.8×10^4 인 경우 유사한 형태로 분리된 전단층은 천이 된다. 사실 천이 과정이 뒷전 부근에서 지속적으로 유지된다면 신호는 뒷전 부근에서 연속적으로 증가할 것이다. 그러나 뒷전 부근에서 신호는 감소하다가 다시 증가한다. 이것은 에어포일이 downstroke. 즉 앞전 부근은 받음각이 감소하는 방향으로 움직이고 뒷전 부근은 반대 방향으로 이동한다. 이때 $S/C=0.800$ 부근에서는 외부에서 유동이 경계층으로 유입되어 천이 되어가던 경계층을 순간적으로 재층류화 시키고 이것은 가시화를 통하여 확인할 수 있었다.

Fig. 8d는 에어포일이 순간받음각 2°에서 downstroke 운동 중인 경우로 받음각이 0°에 가까워지면서 전단층의 발달 정도는 5°의 경우보다 시위 중심 부근에서 작다. 레이놀즈수 3.3×10^4 , 4.8×10^4 의 경우에 발달된 층류 와류는 뒷전 부근에서 급격히 난류경계층으로 천이 되면서 글루온 프로브의 신호를 증가시키고 있다. 결과적으로 비정상 에어포일에서 최대 순간받음각 이전, 즉 upstroke 운동 중에 발생된 불연속적인 와류는 downstroke 운동에서 에어포일 중심부근에서 최대 강도를 나타내며, 뒷전 부근에서 급격하게 난류로 천이된다.

동일한 위치의 글루온 프로브에서 나타나는 신호의 최대, 최소의 폭은 레이놀즈수 4.8×10^4 에

서 신호 변화 폭의 최대를 관찰 할 수 있으며, 레이놀즈수와 시위위치에 따라서 크게 다르게 나타난다. 이것은 물리적으로 무차원 진동수가 각 레이놀즈수의 경우에 동일함에도 불구하고, 경계층에서 분리현상이 나타나기 직전까지의 발달 정도는 레이놀즈수에 따라 다르다는 것을 의미한다. 즉, 에어포일의 회전력(rotational force)과 자유흐름속도에 의한 관성력에 따라 비정상 경계층의 시간지연 효과는 다르게 나타난다.

III. 결 론

본 연구는 저 레이놀즈수인 경우 진동하는 에어포일 경계층에서 글루온 프로브로 계측을 시도하여 비정상 경계층 거동(boundary layer behavior)을 자세히 조사하였다.

에어포일이 양(+)의 순간받음각 upstroke 과정에서 비정상상태에서 나타나는 경계층은 레이놀즈수에 따라 전단력의 최소 위치 및 경계층의 붕괴 위치는 레이놀즈수에 따라 다르게 나타난다. 또한 에어포일이 양(+)의 순간받음각에서 downstroke 운동 중일 때, 경계층이 붕괴된 이후 나타나는 시위 중심과 뒷전 부근에서 와류는 난류로 급격히 천이되고, 천이되는 정도는 레이놀즈수에 의해 영향을 받는다. 그리고 이러한 현상은 레이놀즈수 2.3×10^4 , 3.3×10^4 사이에서 뚜렷한 차이를 나타낸다. 따라서 본 연구는 진동하는 에어포일의 회전운동과 흐름의 관성력의 관계에서 불연속적인 흐름현상을 나타내는 임계 레이놀즈수(critical Reynolds number)의 존재를 경계층 조사를 통하여 규명할 수 있었다.

참고문헌

- 1) Ho, S., Nassef, H., Pornsinsirirak, N., Tai, Y.C., and Ho, C.M., "Unsteady aerodynamics and flow control for flapping wing flyers", *Progress in Aerospace Science*, Vol. 39, 2003, pp. 635~681.
- 2) 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.
- 3) Ericsson, L. E., "Moving Wall Effect in Relation to Other Dynamic Stall Flow Mechanisms", *Journal of Aircraft*, Vol. 31, 1994, pp. 1303~1309.

- 4) Kim, J. S., and Park, S. O., "Smoke Wire Visualization of Unsteady Separation Over an Oscillating Airfoil", *AIAA Journal*, Vol. 26, 1987, pp. 1408~1410.
- 5) Oshima, H., and Ramaprian, B. R., "Velocity Measurements over a Pitching Airfoil", *AIAA Journal*, Vol. 35, 1997, pp. 119~126.
- 6) 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.
- 7) Chang, J. W., "Near-Wake Characteristics of an Oscillating NACA 4412 Airfoil", *Journal of Aircraft*, Vol. 41, 2004, pp. 1240~1244.
- 8) Johnson, C. B., and Carraway, D. L., "A Transition Detection Study at Mach 1.5, 2.0, and 2.5 using a Micro-Thin Hot-film System", *ICIASF '89 Record, Proc. Int. Congr. on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities*, 1989, pp. 82~94.
- 9) Feyzi, F., Kornberger, M., Rachor, N., and Ilk, B., "Development of Two Multi-Sensor Hot-film Measuring Techniques for Free-Flight Experiments", *ICIASF '89 Record, Proc. Int. Congr. on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities*, 1989, pp. 443~449.
- 10) Lee, T., and Basu, S., "Measurement of unsteady boundary layer developed on an oscillating airfoil using multiple Hot-film sensors", *Experiments in Fluids*, Vol. 25, 1998, pp. 108~117.
- 11) Lee, T., and Petrakis, G., "Boundary-Layer Transition, Separation, and Reattachment on an Oscillating Airfoil", *Journal of Aircraft*, Vol. 37, 1999, pp. 356~360.
- 12) Lee, T., and Gerontakos, P., "Investigation of flow over an oscillating airfoil", *Journal of Fluid mechanics*, Vol. 512, 2004, pp. 313~341.
- 13) Bruun, H. H., *Hot-Wire Anemometry*, Oxford University Press, 1995, pp. 272~286.
- 14) Kim, D. H., Chang, J. W., and Kim, H. B., "Near-wake Measurement of an Oscillating NACA 0012 Airfoil", *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 34, No. 12, 2006, pp. 1~8.
- 15) Kim, D. H., and Chang, J. W., "Flow Visualization of an Unsteady Airfoil at a Low Reynolds Number", *Journal of the Korean Society of Visualization*, 2006 (submitted).