

저 레이놀즈수에서 비정상 에어포일의 흐름 가시화

김동하[†] · 장조원^{*}

Flow Visualization of an Unsteady Airfoil at Low Reynolds Numbers

Dong Ha Kim and Jo Won Chang

Abstract. A boundary layer visualization was carried out in order to investigate the influence of Reynolds number on an oscillating airfoil. An NACA 0012 airfoil is sinusoidally pitched at the quarter chord point with oscillation amplitude of $\pm 6^\circ$. A smoke-wire technique was employed to visualize the boundary layer and the near-wake. The freestream velocities are 1.98, 2.83 and 4.03m/s and corresponding chord Reynolds numbers are 2.3×10^4 , 3.3×10^4 , and 4.8×10^4 , respectively. As the reduced frequency of $K=0.1$ is fixed, the corresponding frequency of an airfoil was adjusted in each case. The results reveal that the point at which the shear stress in an unsteady boundary layer separation disappears does not correspond with the position of the breakdown of the boundary layer, and that the breakdown of the boundary layer occurs further downstream.

Key Words : Unsteady Boundary Layer(비정상 경계층), Oscillating Airfoil(진동하는 에어포일), Low Reynolds Number(저 레이놀즈수), Smoke-Wire Technique(연선 기법)

1. 서 론

공기력(aerodynamic load)에 의해 작동하는 물체는 어쩔 수 없는 비정상상태(unsteady flow)의 유동장 안에 놓이게 된다. 특히 헬리콥터 로터 블레이드, 항공기 프로펠러, 다단계 터빈 등은 대부분의 작동시간 동안 비정상상태의 유동을 경험한다. 일반적으로 비정상상태의 유동은 작동 유체가 갖는 주기적인 방향성이나, 혹은 물체가 갖는 운동 그리고 유체와 물체의 불균형적인 간섭으로 인한 환경에서 유발되고, 이러한 비정상상태의 유동으로 인하여 공력성능 변화, 진동에 의한 흐름, 플러터(flutter), 버펫팅(buffeting), 그리고 에어러론(ailerons)의 버즈(buzz) 등과 같은 비선형적인 현상이 유발된다⁽¹⁾. McCroskey⁽²⁾는 다양한 에어포일 유동에서 발생하는 비정상 유동(unsteady flow)을 정리하여 보고하였다.

비정상상태의 유동장 연구의 경우, 경계층 측정은

공간적으로 제한을 받게 된다. 이것은 고정된 센서(sensor)가 물체의 운동으로 인해 측정코자 하는 공간이 제한되기 때문이다. 더욱이 공간이 확보된다고 하더라도 센서를 지지하기 위해 어쩔 수 없는 장치가 수반되면서 측정된 결과의 불확실성(uncertainty)을 가중시키는 역할을 하게 된다. 또한, 비정상상태의 경계층에서 나타나는 역흐름(reverse flow) 영역에서는 방향성을 가지는 센서를 이용하는 것이 불가능하다. 따라서 이러한 문제를 해결하기 위해 비정상상태의 유동 연구는 LDV, PIV, 그리고 유동 가시화(flow visualization), 표면 압력 측정, 표면 전단력(measurement of skin friction)의 측정⁽³⁾ 등을 통한 연구가 일반적으로 알려져 왔다.

McAlister and Carr⁽⁴⁾는 비정상상태의 경계층과 후류에 대한 가시화를 수중에서 수행하였다. 그들은 비정상 분리(unsteady separation)의 발달을 조사하였고, 실속각 이후에 뒷전 부근의 역흐름으로부터 파생되는 동실속(dynamic stall)의 생성 과정을 연속적인 가시화 사진을 통하여 제시하였다. 또한, Gad-el-Hak et al.^(5,6)은 수중에서 형광 물질이 포함된 염료(dye)를 사용하여 높은 순간반응속에서 피칭운동(pitching

[†]한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

^{*}한국항공대학교 항공운항학과

E-mail: jwchang@hau.ac.kr

motion)하는 날개의 비정상 유동을 가시화하였다. 그들은 앞전 와류(leading edge vortex)와 뒷전 와류(trailing edge vortex)의 생성과 발생 과정이 3차원 날개의 형상과 앞전 및 단면 형상, 무차원 진동수의 영향에 의해 뚜렷한 차이를 나타냄을 제시하였다.

한편, 비정상 유동의 가시화를 통한 연구에서는 점성이 낮은 공기 중에서 수행되는 연선기법(smoke-wire technique)이 있다. 연선기법은 보편적으로 가장 많이 사용되는 가시화 기법이며, 정상상태의 연구에서도 가장 많이 사용되어왔다. Kim and Park⁽⁷⁾은 연선기법을 이용하여 낮은 진폭으로 피칭하는 에어포일에서 가시화를 수행하였다. 특히 그들은 뒷전 부근의 역흐름을 비롯하여 비정상 뒷전 분리(unsteady trailing edge separation)를 관찰하기 위해서 에어포일 표면에 연선을 장착함으로써 뒷전 부근의 경계층 내에서 나타나는 유동 흐름을 관찰하였다. 이로서 그들은 비정상 분리가 나타나는 위상각이 무차원 진동수에 의해 크게 영향을 받음을 보고하였다.

일반적으로 비정상상태의 유동은 에어포일의 무차원 진동수, 진동 진폭, 레이놀즈수, 날개 형상 등에 의해 크게 영향을 받는다. 그러나 각 변수들의 비정상 유동에 대한 영향을 조사하면 본 논문에서 연구하고자 하는 레이놀즈수 효과는 다른 변수에 비해 그 비중이 작다고 알려져 있다⁽⁸⁾. 이것은 지금까지 비정상상태의 가시화 연구의 대부분이 동실속과 관련되어 조사했기 때문이라 사료된다. 따라서 비정상 연구의 대부분을 차지하는 동실속이 레이놀즈수 보다는 무차원 진동수나 진동 진폭에 의해 지배적인 영향을 받는다고 생각할 수 있다.

반면, Oshima and Ramaprian⁽⁹⁾는 레이놀즈수 1.8×10^4 , 5.4×10^4 , 1.5×10^5 에서 PIV를 이용하여 피칭운동(pitching motion)하는 에어포일의 앞전 부근 와류를 측정하고 레이놀즈수 5.4×10^4 와 1.8×10^4 의 경우에 앞전 와류의 구조는 다르게 나타난다고 보고하였다. 더불어 Chang⁽¹⁰⁾은 진동하는 NACA 4412 에어포일을 이용하여 레이놀즈수 5.3×10^4 , 1.9×10^5 , 4.1×10^5 의 범위에서 후류 특성을 조사한 결과, 5.3×10^4 와 1.9×10^5 범위의 레이놀즈수 사이에서 후류의 평균속도와 난류강도가 크게 차이가 있음을 보고하였다.

본 연구에서는 진동하는 에어포일에서 임의의 레이놀즈수 사이에서 후류 특성이 크게 차이가 나는 원인을 분석하기 위하여 실속각 이전에 경계층 표면에서

발생하는 흐름현상을 연선기법(smoke-wire technique)을 이용하여 레이놀즈수에 따라 가시화하였다.

2. 가시화 실험 절차 및 방법

본 연구에서 사용된 한국항공대학교 아음속 풍동의 시험부 크기는 $0.5\text{m} \times 0.5\text{m} \times 1.4\text{m}$ 이고, 에어포일 모델의 단면은 NACA 0012이며, 시위길이는 0.18m이다. 에어포일은 AC 모터에 의해 1/4C를 기준으로 피칭운동을 하고, 순간받음각(instantaneous angle of attack)의 변화는 $\alpha(t) = 0^\circ + 6.0^\circ \sin 2\pi ft$ 와 같이 설정하였다.

본 풍동시험에서 자유흐름 속도는 1.98, 2.83, 4.03m/s 3가지 경우에서 수행되었으며, 각 경우에 시위 길이에 대한 레이놀즈수는 각각 2.3×10^4 , 3.3×10^4 , 4.8×10^4 이다. 각 경우에 에어포일의 무차원 진동수(reduced frequency)는 0.1로 고정하였고 이에 해당하는 에어포일의 진동수는 0.350Hz, 0.500Hz, 0.717Hz로 조정되었다.

Fig. 1은 시험부에 장착된 진동 장치의 개략도이며, 가시화 실험장치의 연선(smoke-wire), 카메라, 광원(1kW, Halogen)의 위치를 보여준다. 후류 가시화에는 0.14 mm의 와이어를 앞전에서부터 0.33C, 스펜방향으로 0.80C 위치에 설치하였다. 그리고 경계층 가시화에서는 0.10 mm의 연선을 에어포일의 앞전부터 유동방향으로 0.06C위치에, 표면에서 약 1.0 mm 떨어진 곳에 설치하였다. 비정상 경계층의 정체점(stagnation point)은 에어포일의 운동에 의해 이동하게 된다. 따라서 연기(smoke)가 정체점을 통하여 유입되기 힘들고, 유입된다 하더라도 연기선이 얇고 유입되는 양이

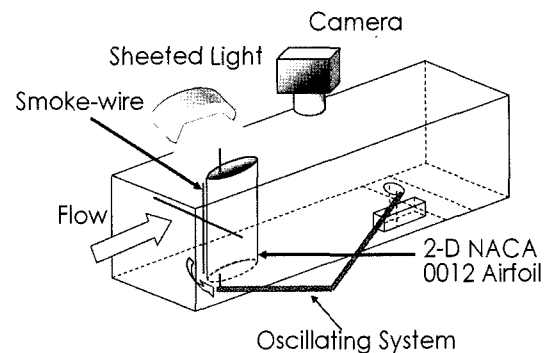


Fig. 1. Schematic of test set-up.

작아 경계층의 가시화가 불가능하다. 따라서 경계층의 가시화는 대부분의 경우에 수중에서(in water) 혹은 공기 중에서는 연기선이 두꺼운 Smoke-Tube를 사용하게 된다.

한편, 본 연구에서와 같이 경계층 내에 연선을 두는 방법은 경계층 내에서 온도 차이에 의한 부력(buoyance)의 발생, 외부로부터의 물질 유입에 의한 경계층 유동의 변화 등과 같은 특성이외에 경계층에서 연선에 의한 직접적인 교란(disturbance)이 발생하게 된다. 또한 연선에 의한 경계층 교란은 에어포일이 피칭운동을 수행하므로 에어포일의 운동 방향에 따라 크게 달라질 수 있다. Batill and Muller⁽¹¹⁾는 정지된 에어포일의 연선 가시화에서 연선에 의한 유동의 교란에 대해 설명하고, 연선의 직경에 관한 레이놀즈수가 5와 40이하에서 연선의 후류는 고정된 후류가 발생됨을 보였다. 이를 근거로 본 연구에서는 자유흐름속도에 관한 연선의 레이놀즈수가 최고 36이하로 Batill and Muller가 제시한 범위, 즉 연선에 의한 가시화기법은 교란이 무시될 수 있는 연선 직경에 의한 레이놀즈수 범위에 있다. 더불어 에어포일 앞전 부근에 연선이 설치되면서 연선에 의해 교란된 유동은 일정 시위 범위에서 순압력구배에 놓이게 된다. 이러한 순압력구배는 교란된 경계층을 다시 재층류화(relaminarization) 시키는 역할을 하게 되므로 가시화를 위해 설치한 연선의 경계층의 교란은 어느 정도는 제거된다고 볼 수 있다.

본 연구에서와 같이 비정상 유동장의 가시화는 에어포일이 진동하기 때문에 카메라의 셔터가 작용하는 시간과 에어포일의 움직이는 시간과의 관계를 파악하여야만 일정한 간격의 받음각에 따른 가시화 사진을 확보할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 전자 릴레이(relay)와 PC를 이용하여 제어 시스템을 Fig. 2와 같이 구성하고, 정량적으로 시간을 조절함으로써 원하는 받음각에서의 가시화 결과를 획득할 수 있었고, 1° 간격으로 촬영하였다.

3. 결과 및 토론

Fig. 3은 레이놀즈수 2.3×10^4 에서 순간받음각 upstroke 3°에서의 가시화 사진(Fig. 3a)과 downstroke -3°에서의 가시화 사진(Fig. 3b)을 나타낸다. 여기서 양(+)과 음(-)의 순간 받음각은 가시화 사진을 찍는 위

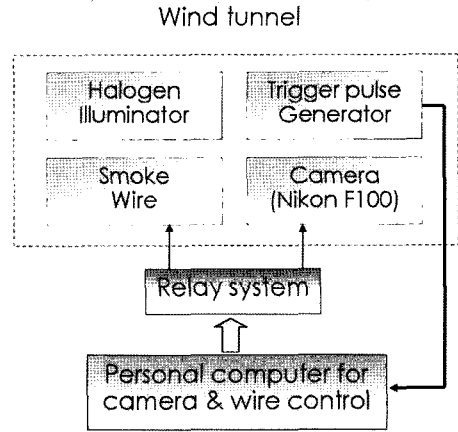


Fig. 2. Block diagram of a visualization system

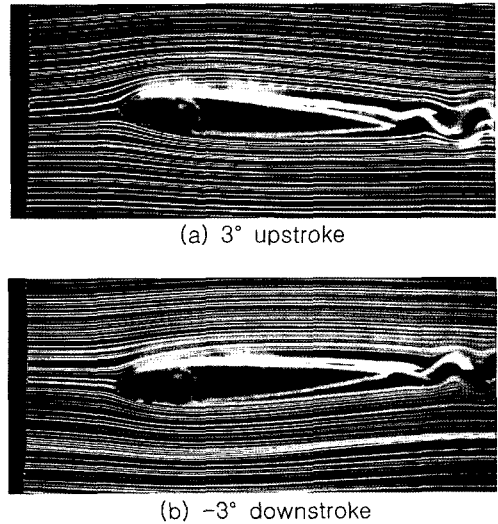


Fig. 3. Visualization at upstroke 3° and downstroke -3° (Re=2.3×10⁴)

치가 조금만 틀려져도 약간 다르게 보일 수 있다. 대형 에어포일의 경우에 양(+)의 순간받음각에서 upstroke 과정의 에어포일 아랫면에서 나타나는 경계층 특성은 크기가 같은 음(-)의 순간받음각에서 downstroke 과정의 에어포일 윗면과 동일하다. 따라서 Fig. 3a(upstroke 3°)에서 연선이 놓여 있지 않은 아랫면의 경계층은 downstroke -3°의 Fig. 3b의 에어포일 윗면의 경계층과 동일한 특성을 나타낸다. 즉, Fig. 3a에서 가시화된 에어포일 윗면의 경계층과 Fig. 3b에서 가시화 되지 않은 에어포일 아랫면의 경계층

과 유사하다고 간주 될 수 있다.

본 연구에서 Fig. 3과 같은 가시화 사진을 동일한 레이놀즈수인 경우에 제시한 목적은 연선에 의해서 발생하는 경계층의 교란 정도를 추정하기 위한 것이다. 먼저 Fig. 3에서 에어포일에서 가까운 후류는 Fig. 3a, 3b 모두에서 Kármán 와류와 유사한 형태의 와류를 형성하고 있으며, 이것은 후류가 층류이며 에어포일 윗면 및 아랫면의 경계층 붕괴(break-down)는 여전히 발생하지 않았다는 것을 나타낸다. 더욱이 근접 후류에서 Kármán 와류의 위상 또한 거의 유사하게 나타나는데, Fig. 3a의 와류를 Fig. 3b에 중첩하게 되면 거의 일치하는 것을 볼 수 있다. 이와 같이 NACA0012 에어포일의 근접 후류에서의 특성은 결국, 연선에 의해서 경계층이 크게 변화하지 않았음을 의미한다.

Fig. 4는 순간반음각 upstroke 0°(Fig. 4a, 4b, 4c)에서의 가시화 사진과 정적 반음각 0°(Fig. 4d, 4e, 4f)에서 촬영한 가시화 사진⁽¹²⁾을 레이놀즈수에 따라 나타낸 것이다. Fig. 4a, 4b, 4c는 비정상 에어포일에서 나타나는 위상지연 효과를 직관적으로 보여주고 있다. 일반적으로 10^4 범위의 레이놀즈수에서 정상상태의

에어포일의 경계층은 반음각이 작은 경우에 층류경계층을 나타낸다. 이것은 Fig. 4d, 4e, 4f의 근접 후류에서 나타나는, 층류 유동 상태에서 발생하는, Kármán 와류와 유사한 형태의 와류를 통해서 확인 할 수 있다. 그리고 레이놀즈수가 증가하면서 후류의 와류홀림(vortex shedding) 주파수가 증가하여 동일한 하류 범위에서 더 많은 홀림을 하게 된다.

반면, 에어포일이 움직이는 경우(Fig. 4a, 4b, 4c)에 Kármán 와류와 유사한 형태의 와류는 레이놀즈수 2.3×10^4 에서만 나타난다. 그리고 레이놀즈수가 증가하면서 와류는 거의 붕괴된다. 이것은 두 가지 요인으로 나누어 생각할 수 있다. (1) 에어포일의 움직임으로 인하여 경계층 특성이 정상상태의 경계층에 비해 완전히 바뀌었거나, (2) 에어포일의 움직임과 경계층 사이에서 위상차가 존재함으로써 다른 반음각에서 나타나는 유동 특성을 보여주기 때문이다. 전자(1)는 물리적으로 에어포일의 실속이 발생하면서 경계층 구조가 완전 다른 특성을 나타내는 경우이다. 이러한 경우에 진동 진폭(oscillating amplitude)과 무차원 진동수(reduced frequency)는 유동 특성을 결정하는 중요

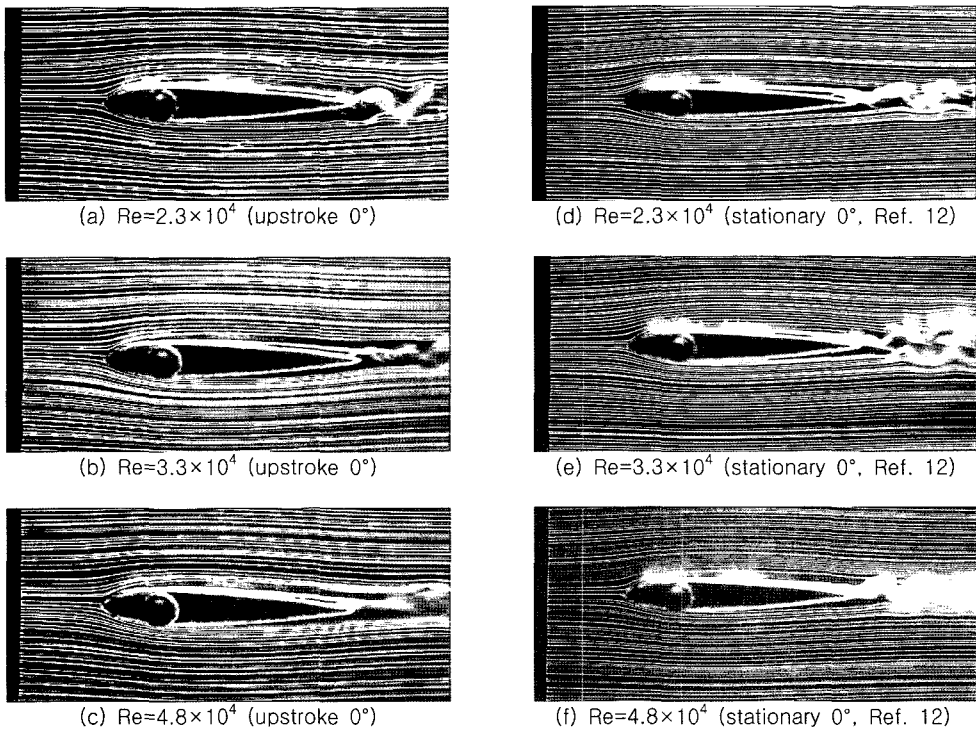


Fig. 4. Flow visualization of the boundary layer at low Reynolds numbers.

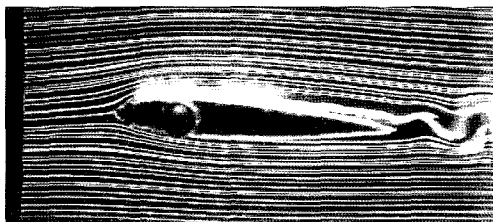
한 변수가 된다. 반면, 후자(2)는 실속각 이전에서 주로 나타나는 효과이며, 진동 진폭이나 무차원 진동수 보다는 경계층 발달과 에어포일 운동 간의 위상차를 결정짓는 시간 요소(time scale), 즉 레이놀즈수가 중요한 요인으로 작동하고 이로 인해 위상차가 발생한다.

Fig. 4의 비정상 경계층의 가시화에서 레이놀즈수 2.3×10^4 와 3.3×10^4 사이에서 에어포일에 가까운 후류는 큰 차이를 나타낸다. 이것은 앞서 설명한 요인 중에 후자에 의한 것이며, 에어포일 운동과 경계층 발달 사이에서 발생하는 위상차의 크기가 레이놀즈수에 따라서 크게 다르게 나타남을 의미한다. 즉, 정상상태의 에어포일에서 나타나는 분리 받음각; α_{SS} , 비정상 에어포일에서 나타나는 분리 받음각; α_{SU} , 그리고 비정상 경계층의 위상차; $\varphi_{U,B}$ 라 할 때, 레이놀즈수 3.3×10^4 이상에서는 $C(\alpha_{SU}-\alpha_{SS})/U_{\infty} < \varphi_{U,B}$ 이며 2.3×10^4 에서는 $C(\alpha_{SU}-\alpha_{SS})/U_{\infty} > \varphi_{U,B}$ 으로 간주 할 수 있다.

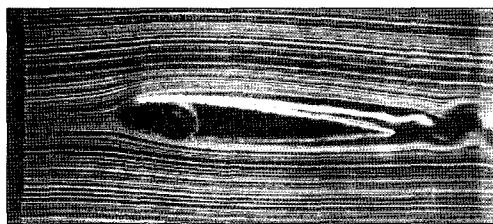
Fig. 5는 순간받음각 upstroke 3°에서 나타나는 경

계층의 가시화 사진을 레이놀즈수에 따라 보여준다. 에어포일이 진동하는 경우와 정지된 경우의 경계층 가시화 사진⁽¹²⁾의 비교는 비정상 효과를 관찰할 수 있다. 정상 에어포일에서의 경계층은 층류 분리(laminar separation)가 발생하고 경계층은 붕괴된다⁽¹²⁾. 그러나 Fig. 5의 비정상 경계층은 모든 레이놀즈수의 경우에 층류 분리가 발생하지 않거나 층류 분리가 발생하더라도 경계층의 붕괴(break-down)는 발생하지 않는다. 이것은 비정상 유동(upstroke 운동)에 의해 분리나 혹은 경계층의 붕괴가 지연되기 때문이다. 사실 Fig. 5a, 5b, 5c에서 층류 분리의 발생은 정확히 확인할 수 없다. 결론적으로 각 레이놀즈수에서 경계층 붕괴와 역류는 확실히 발생하지 않았으며, 층류 분리(전단력이 0이 되는 경계층 특성)의 발생 유무는 정확히 확인할 수 없었다.

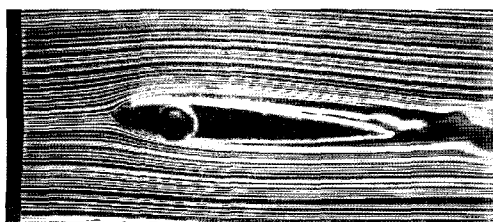
Fig. 6은 순간받음각 upstroke 3°에서 후류의 가시화 사진을 나타내고 있다. 정지된 에어포일에서의 후



(a) $Re=2.3 \times 10^4$

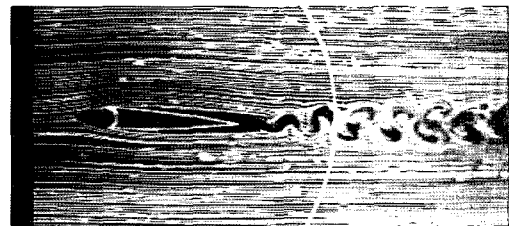


(b) $Re=3.3 \times 10^4$

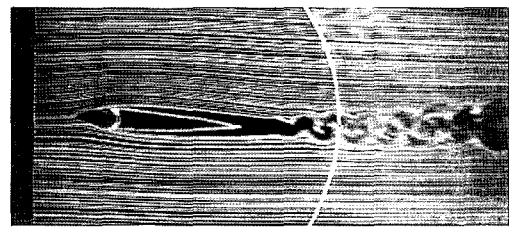


(c) $Re=4.8 \times 10^4$

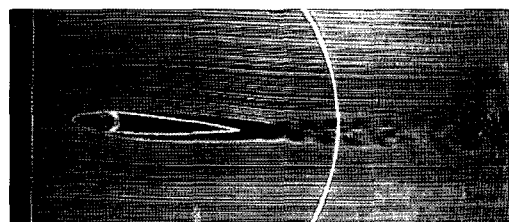
Fig. 5. Boundary layer visualization at upstroke 3°



(a) $Re=2.3 \times 10^4$



(b) $Re=3.3 \times 10^4$



(c) $Re=4.8 \times 10^4$

Fig. 6. Wake visualization at upstroke 3°

류인 경우에 경계층에서 분리가 발생하면서 경계층은 붕괴되어 난류로 천이되므로 Kármán 와류와 유사한 형태의 와류는 나타나지 않게 된다⁽¹²⁾. 반면, Fig. 6에서는 Kármán 와류와 유사한 형태의 와류가 발생하는 것을 볼 수 있으며, 결국 경계층에서 분리 혹은 붕괴 현상이 나타나지 않았음을 의미한다. 또한 레이놀즈수가 증가하면서 와류의 크기는 감소하고 있으며, 2개의 열(row)로 구조화된 와류의 중심 간의 가로방향(lateral direction) 거리는 감소하여 후류 폭은 좁아지게 된다.

Fig. 7은 upstroke 3°에서 각 시위위치에서 나타나는 글루온 프로브 신호의 크기를 임의적으로 축척하여 레이놀즈수에 따라 나타낸 것이다. 비정상상태의 경계층에서 전단력의 크기를 조사하기 위해서 표면에 부착하여 전단력의 측정이 가능한 Hot-Film(glue-on probes, Dantec社, 55R47)을 사용하였다. 일반적으로 글루온(Glue-on) 프로브 신호의 해석은 보정과정을 거치지 않고 전단력을 측정할 경우 임의적인 신호 크기를 기준으로 한다. 이러한 글루온 프로브를 이용한 경계층 측정 결과는 참고문헌⁽¹³⁾에 자세히 발표하였다.

Fig. 7에서 레이놀즈수 3.3×10^4 과 4.8×10^4 에서는 시위 중심부근에서 최소를 나타내고 뒷전으로 가면서 크게 증가한다. 이것은 전단력이 최소인 지점인 시위 중심부근에서 분리가 발생했음을 예측할 수 있다. 반면, 레이놀즈수 2.3×10^4 에서는 신호의 최소치를 관찰할 수 없었으며 거의 일정하게 나타난다. 따라서 가시화 사진 Fig. 5의 각 경우에서 분리는 Fig. 5b, 5c에서 발생한 것으로 보이며, 2.3×10^4 에서는 비정상 효과에 의해 분리가 지연된 것으로 예측할 수 있다.

Fig. 8은 순간받음각 downstroke 3°에서 경계층과

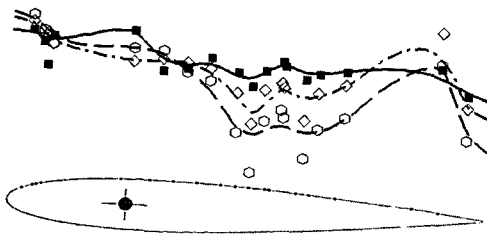


Fig. 7. Glue-on probe signal at upstroke 3°(Experimental data, ■; 2.3×10^4 , ◇; 3.3×10^4 , ○; 4.8×10^4 , Interpolated data, —; 2.3×10^4 , ----; 3.3×10^4 , ----; 4.8×10^4)

후류를 가시화 한 사진을 레이놀즈수에 따라 나타낸 것이다. Upstroke 3°을 나타내는 Fig. 5와 downstroke 과정을 나타내는 Fig. 8의 비교를 통해 에어포일 운동 방향에 대한 비정상 효과를 관찰 할 수 있다. 먼저 Fig. 6의 후류 가시화 사진에서 나타나는 Kármán 와류와 유사한 형태의 와류는 Fig. 8의 후류 가시화에서 나타나지 않는다. 이것은 근본적으로 에어포일 경계층에서 나타나는 분리와 경계층의 붕괴 때문이다. 즉, Fig. 8a, 8b, 8c에서는 분리와 경계층의 붕괴가 확실하게 관찰된다. 따라서 경계층은 붕괴 이후에 서서히 난류로 천이되고 이로 인해 후류의 와류구조는 붕괴되며 복잡한 특성을 나타낸다. 그리고 Fig. 8의 후류 가시화에서는 레이놀즈수 2.3×10^4 의 경우에 후류의 두께가 하류로 가면서 변화하는 것을 뚜렷이 관찰할 수 있다. 이것은 에어포일 운동과 각 하류 위치에서 나타나는 후류가 위상 차이를 갖기 때문이고, 정성적인 가시화 사진을 통해 레이놀즈수가 감소하면서 후류부분의 위상차이가 뚜렷하게 나타나는 것을 관찰할 수 있다.

본 연구의 비정상 경계층 가시화에서 경계층에서 붕괴가 발생하는 받음각은 레이놀즈수에 따라 차이를 나타낸다. 레이놀즈수 2.3×10^4 경우에 경계층 붕괴는 5°~6°, 혹은 최대 진폭, 6° 부근에서 나타난다고 볼 수 있다. 반면, 레이놀즈수 3.3×10^4 , 4.8×10^4 에서는 3°~4°에서 유사하게 발생하여 전단층의 두께는 최대 순간받음각까지 증가하게 된다. 이후, 전단층의 두께는 downstroke 과정 직후에서 더욱 증가하다가 순간받음각이 감소함에 따라 서서히 감소하여 downstroke 3° 부근에서는 Fig. 8과 같은 전단층을 형성한다. Fig. 8에서 보는 바와 같이 가장 낮은 레이놀즈수 2.3×10^4 에서 분리에 의해 발생된 경계층의 전단층은 불연속인 와류 구조를 형성하고 있으며, 레이놀즈수가 증가하면서 와류는 감소된다.

Fig. 9는 downstroke 3°에서 글루온 프로브를 이용하여 측정된 전단력의 분포를 나타낸다. 레이놀즈수 3.3×10^4 , 4.8×10^4 의 경우에 발생된 층류 와류가 급격히 난류경계층으로 천이되면서 프로브의 신호가 증가된다. 또한 레이놀즈수 2.3×10^4 와 3.3×10^4 사이에 뚜렷한 차이를 나타내는 것을 관찰할 수 있다. Fig. 8에서 나타나는 경계층의 붕괴 위치와 비교했을 때, 전단력의 최소 위치는 경계층 붕괴 위치보다 앞전 쪽에 있는 것을 확인할 수 있다. 따라서 경계층의 분리는

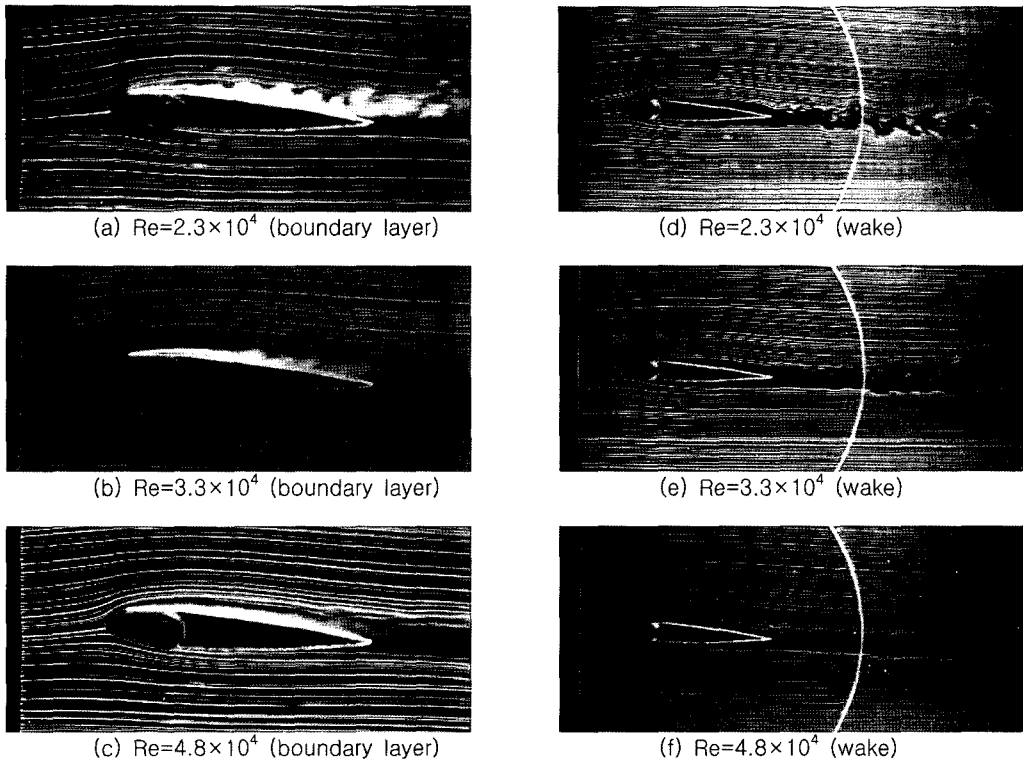


Fig. 8. Boundary layer and wake visualization at downstroke 3°

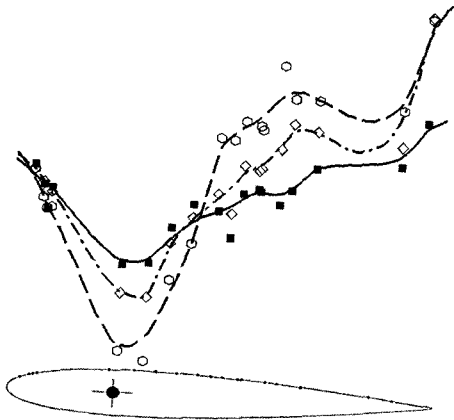


Fig. 9. Glue-on probe signal at downstroke 3°(Experimental data, ■; 2.3×10⁴, ◇; 3.3×10⁴, ○; 4.8×10⁴, Interpolated data, —; 2.3×10⁴, - - -; 3.3×10⁴, - · - ·; 4.8×10⁴)

전단력의 최소치 이후 위치에서 발생하며, 에어포일이 upstroke 운동을 수행하는 과정과 유사한 경향을 나타낸다.

4. 결 론

본 연구에서는 5.0×10^4 이하의 저 레이놀즈수에서 진동하는 에어포일의 비정상 경계층과 후류에 대해 연선기법(smoke-wire technique)을 이용하여 정성적으로 조사하였다. 레이놀즈수 2.3×10^4 에서 에어포일이 upstroke 운동(순간받음각: $0^\circ \rightarrow 6^\circ$)중일 때 경계층 분리 지연 정도는 다른 레이놀즈수에 비해 크게 나타난다. 그러므로 레이놀즈수 2.3×10^4 와 3.3×10^4 사이에 경계층의 분리지연 정도를 결정하는 관성력과 에어포일의 회전력 사이의 관계가 존재하는 것으로 판단된다. 또한 비정상 경계층은 최대 순간받음각을 지나 downstroke 하는 과정에서 급격하게 난류로 천이된 현상이 비정상 후류에 크게 영향을 미친다.

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) McCroskey, W. J., 1977, "Some Current Research in Unsteady Fluid Dynamics-The 1976 Freeman Scholar Lecture," ASME transaction J. Fluids Engineering, Vol.99, pp.8-39.
- 2) McCroskey, W. J., 1982, "Unsteady Airfoils," Annual Review of Fluid Mechanics, Vol.14, pp.285-311.
- 3) Menendez, A. N., and Ramaprian, B. R., 1985, "The use of flush-mounted hot-film gauges to measure skin friction in unsteady boundary layers," J. Fluid Mech., Vol.161, pp.139-159.
- 4) McAlister, K. W., and Carr, L. W., 1979, "Water Tunnel Visualizations of Dynamic Stall," ASME transaction J. Fluids Engineering, Vol.101, pp.376-380.
- 5) Gad-el-Hak, M., 1986, "The Use of the Dye-Layer Technique for Unsteady Flow Visualization," ASME transaction J. Fluids Engineering, Vol.101, pp.34-38.
- 6) Gad-el-Hak, M., and Ho, C. M., 1986, "Unsteady Vortical Flow Around Three-Dimensional Lifting Surfaces," AIAA J., Vol.24, pp.713-721.
- 7) Kim, J. S. and Park, S. O., 1988, "Smoke Wire Visualization of Unsteady Separation Over an Oscillating Airfoil," AIAA J., Vol.26, pp.1408-1410.
- 8) Ohmi, K., Coutanceau, M., Loc, P., and Dulieu, A., 1990, "Vortex formation around an oscillating and translating airfoil at large incidence," J. Fluid Mech., Vol.211, pp.7-60
- 9) Oshima, H., and Ramaprian, B. R., 1997, "Velocity Measurements over a Pitching Airfoil," AIAA J., Vol.35, pp.119-126.
- 10) Chang, J. W., 2004, "Near-Wake Characteristics of an Oscillating NACA 4412 Airfoil," J. Aircraft, Vol.41, pp.1240-1244.
- 11) Batill, S. M., and Mueller, T. J., 1981, "Visualization of Transition in the Flow over an Airfoil Using the Smoke-Wire Technique," AIAA J., Vol.19, pp.340-345.
- 12) Yang, J. H., and Chang, J. W., 2006, "Visualization Study on the Boundary Layer and Near-wake of a Stationary Airfoil at Low Reynolds Numbers," Journal of the Korean Society of Visualization, Vol. 4, No. 2, pp. 44-50
- 13) Kim, D. H., and Chang, J. W., 2006, "Measurement of an Unsteady Boundary Layer of an Oscillating Airfoil at a Low Reynolds Number," Journal of KSAS, Vol. 34, No. 12, pp. 9-17