
저 레이놀즈수에서 진동하는 에어포일의 흐름 가시화

Flow Visualization over an Oscillating Airfoil at Low Reynolds numbers

장조원[†], 김동하 · 정재윤(한국항공대학교)

1. 서론

헬리콥터 로터 블레이드, 항공기 프로펠러, 다단계 터빈 등은 대부분의 작동시간 동안 비정상상태의 유동을 경험한다. 일반적으로 비정상상태의 유동은 작동 유체가 갖는 주기적인 방향성과 물체가 갖는 운동 그리고 유체와 물체의 불균형적인 간섭으로 인한 환경에서 유발되고, 이러한 비정상상태의 유동으로 인하여 블레이드의 공력 성능 변화, 유체에 의한 진동(flow induced vibration), 플러터(flutter), 버펫팅(buffeting), 그리고 에어러론(aileron)의 버즈(buzz) 등과 같은 비선형적인 현상이 유발된다[1].

한편, 비정상 유동의 효과는 실속각 이후에 에어포일 경계층 발달에 관한 시간을 지연시킴으로써 실속각을 증가시키는 역할을 하게 되고, 실속각 이전에서는 경계층의 순환 지연(circulation lag) 효과와 경계층 전달 지연(boundary layer convection lag) 효과를 유발하여 비정상 분리(unsteady boundary layer separation)가 발생하기 직전까지의 경계층을 지배하게 된다. 또한 에어포일이 조화 진동하는 경우에 이동벽면 효과와(moving wall effect) 유동의 가속효과가(accelerated flow effect) 경계층 발달에 주요 변수로 작동하게 된다[2].

물체가 스스로 운동을 하거나, 작동 유체에 의해 물체에 진동이 유도된 비정상상태 연구의 경우, 경계층 측정은 공간적으로 심각한 제한을 받게 된다. 이것은 고정된 센서(sensor)가 물체의 운동으로 인해 측정고차 하는 공간이 제한되기 때문이며, 더욱이 공간이 확보된다고 하더라도 센서를 지지하기 위해 어쩔 수 없는 장치가 수반되면서 측정된 유동의 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 연구는 LDV, PIV, 그리고 유동 가시화(flow visualization), 표면 압력 측정, 표면 전단력(measurement of skin friction)의 측정 등을 통한 연구가 일반적으로 알려져 왔다.

비정상 유동의 가시화를 통한 연구에서 점성이 낮은 공기 중에서 수행되는 연선가시화(smoke-wire visualization)기법이 있다. 연선가시화 기법은 보편적으로 가장 많이 사용되는 가시화 기법이며, 정상상태의 연구에서도 가장 많이 사용되어왔다. Kim and Park[3]은 연선가시화 기법을 이용하여 낮은 진폭으로 피칭하는 에어포일에서 가시화를 수행하였다. 그들은 뒷전부근의 역흐름을 비롯하여 비정상 뒷전 분리(unsteady trailing edge separation)를 관찰하기 위해서 에어포일 표면에 연선을 장착함으로써 후류 내에서 나타나는 유동 흐름을 관찰하였다. 이로서 그들은 비정상 분리가 나타나는 위상각이 무차원 진동수에 의해 크게 영향을 받음을 보고하였다.

Oshima & Ramaprian[4]은 레이놀즈수 1.8×10^4 , 5.4×10^4 , 1.5×10^5 에서 PIV를 이용하여 피칭운동(pitching motion)하는 에어포일의 앞전부근 와류를 측정하고 1.8×10^4 의 경우에 앞전 와류의 구조는 다른 레이놀즈수의 경우와 다르게 나타난다고 보고함으로써 비정상 유동에서 레이놀즈수의 효과가 임의의 범위에서 크게 나타난다는 사실을 제시하였다. 더불어 Chang[5]는 진동하는 NACA 4412 에어포일을 이용하여 임의의 레이놀즈수 범위에서 후류 특성을 조사한 결과, 5.3×10^4 와 1.9×10^5 레이놀즈수 사이에서 후류의 평균속도와 난류강도가 크게 차이가 있음을 보고하였다.

본 연구에서는 실속각 이전에서 진동하는 에어포일에서 나타나는 유동 현상을 몇 가지 레이놀

즈수에서 가시화 하여 비정상 효과와 레이놀즈수의 효과를 조사하였다.

2. 실험 방법 및 절차

본 연구에서 사용된 풍동의 시험부 크기는 0.5m×0.5m×1.4m이고, 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. 자유류(freestream)의 속도는 1.98, 2.83, 4.03m/s 3가지 경우에서 수행되었으며, 각 경우에 시위 길이에 대한 레이놀즈수는 각각 $Re = 2.3 \times 10^4$, 3.3×10^4 , 4.8×10^4 이다. 모든 경우에서 무차원 진동수(reduced frequency)는 0.1로 고정하였다.

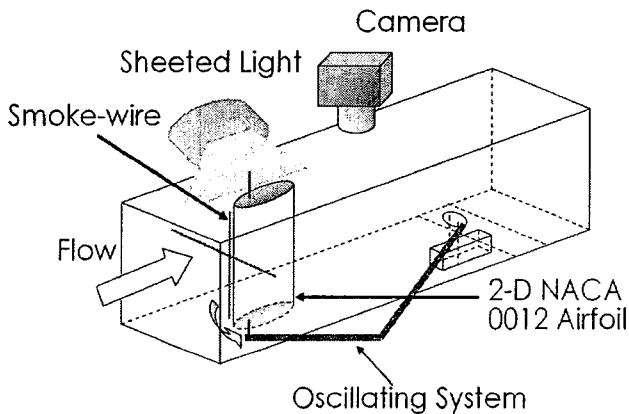


Fig. 1 Schematic of test set-up

Fig. 1은 시험부에 장착된 진동 장치의 개략도이며, 가시화 실험장치의 연선(smoke-wire) 위치를 보여준다. 후류 가시화에는 0.14mm의 Teikoku Alloy Wire를 앞전에서부터 0.33C, 스펠방향으로 0.8C 위치에 설치하였다. 그리고 경계층 가시화에서는 0.1mm의 연선을 에어포일의 앞전부터 유동방향으로 0.06C위치에, 표면에서 1.0mm위치에 설치하였다.

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 조절함으

로써 원하는 받음각에서의 가시화 결과를 획득할 수 있었고, 1° 간격으로 촬영하였다.

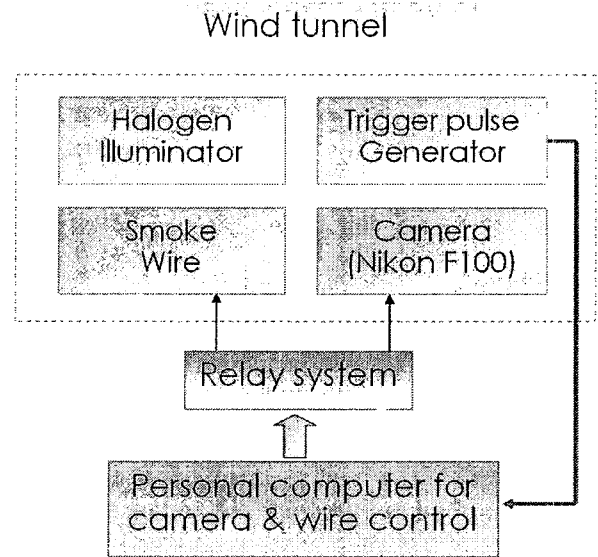
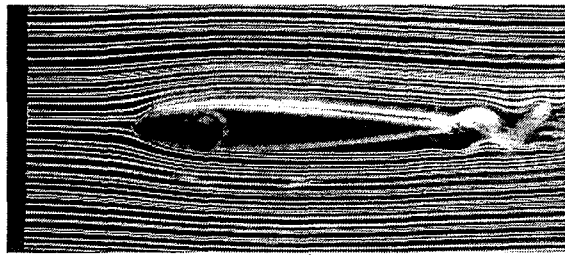


Fig. 2 Diagram of a visualization system

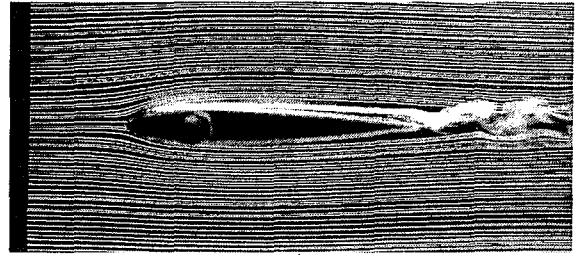
3. 결과 및 검토

Fig. 3은 순간받음각 upstroke 0° (Fig. 3a, 3b, 3c)과 정적 받음각 0° (Fig. 3d, 3e, 3f)에서 촬영한 가시화 사진을 레이놀즈수에 따라 나타낸 것이다. Fig. 3은 비정상 에어포일에서 나타나는 효과를 직관적으로 보여주고 있다. 일반적으로 10^4 범위의 레이놀즈수에서 정상상태의 에어포일의 경계층은 받음각이 작은 경우에 층류경계층을 나타낸다. 이것은 Fig. 3d, 3e, 3f의 후류에서 나타나는, 층류유동 상태에서 발생하는, Kármán 와류와 유사한 형태의 와류를 통해서 확인 할 수 있다. 그리고 레이놀즈수가 증가하면서 후류의 와류홀름(vortex shedding) 주파수가 증가하여 동일한 하류 범위에서 더 많은 홀름을 하게 된다.

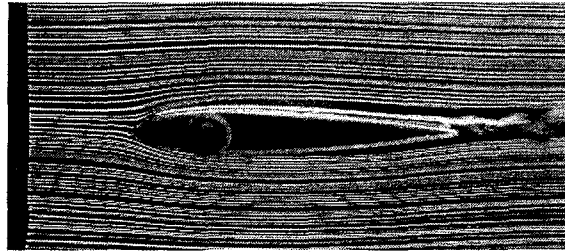
반면, 에어포일이 움직이는 경우에 Kármán 와류와 유사한 형태의 와류는 레이놀즈수 2.3×10^4 에서만 나타난다. 그리고 레이놀즈수가 증가하면서 와류는 와해된다. 이것은 두 가지 요인으로 나누어 생각할 수 있다. (1)에어포일의 움직임으로 인하여 경계층 특성이 정상상태와 비교하여 완전히 바뀌었거나, (2)에어포일의 움직임과 경계층 사이에서 위상차가 존재함으로써 다른 받음각에서 나타나는 유동 특성을 보여주기 때문이다.



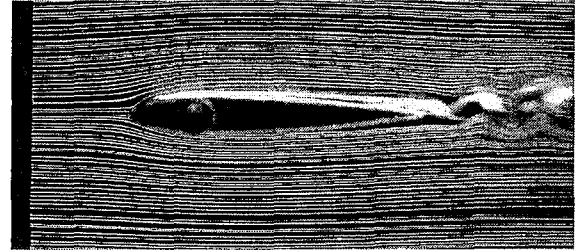
(a) $Re=2.3 \times 10^4$ (upstroke 0°)



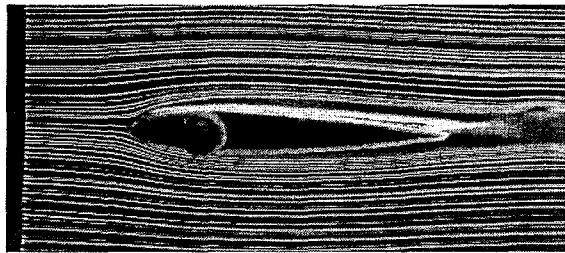
(d) $Re=2.3 \times 10^4$ (stationary 0°)



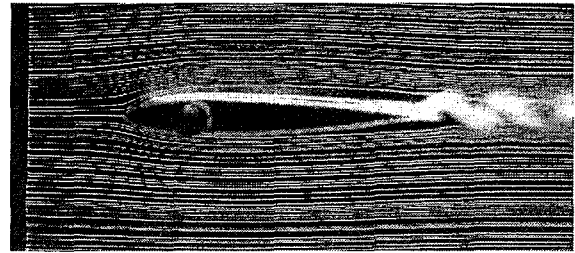
(b) $Re=3.3 \times 10^4$ (upstroke 0°)



(e) $Re=3.3 \times 10^4$ (stationary 0°)



(c) $Re=4.8 \times 10^4$ (upstroke 0°)



(f) $Re=4.8 \times 10^4$ (stationary 0°)

Fig. 3 Flow visualization of a boundary layer

전자(1)는 물리적으로 에어포일의 실속이 발생하면서 경계층 구조는 완전 다른 특성을 나타내는 경우이다. 이러한 경우에 진동 진폭과 무차원 진동수는 유동 특성을 결정하는 중요한 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, 즉 레이놀즈수가 중요한 요인으로 작동한다. 경계층에서 나타나는 위상차는 공간 영역에 의해 크게 영향을 받지 않지만 후류에서는 와류가 상당한 거리를 공간적으로 이동하기 때문에 시간과 공간사이에서 나타나는 대류속도(convective velocity)가 발생한다.

Fig. 3의 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.

Fig. 4는 순간받음각 upstroke 3° 와 정상상태

받음각 3° 에서 나타나는 경계층의 가시화 사진을 레이놀즈수에 따라 보여준다. 진동하는 경우와 정지된 경우의 경계층 가시화 사진의 비교는 임의의 받음각이 있는 경우에 에어포일이 upstroke 하는 과정에서 나타나는 비정상 효과를 관찰할 수 있다. 일반적으로 낮은 레이놀즈수에서 정상 에어포일에서의 경계층은 층류 분리(laminar separation)가 발생하고 경계층은 붕괴된다. 그러나 Fig. 4의 비정상 경계층은 레이놀즈수에 따라서 층류 분리가 발생하지 않거나 층류 분리가 발생하더라도 경계층의 붕괴(break down)는 발생하지 않는다. 이것은 비정상 유동에 의해 분리나 혹은 경계층의 붕괴가 지연되기 때문이다. 사실 Fig. 4a, 4b, 4c에서 층류 분리의 발생은 정확히 확인할 수 없다. 이것은 비정상 상태의 경계층에서 전통적인 분리점(separation point)의 정의가 적용될 수 없다는 사실에 근거하고 있다. 이것은 전단력이 0이 되면 분리가 발생하고 경계층이 붕괴되는 정상상태의 에어포일의 경우와는 다른 형태이며, 비정상상태에서는 전단력이 0이 되더라도 경계층의 붕괴 및 뒷전 부근의 역류가 발생하

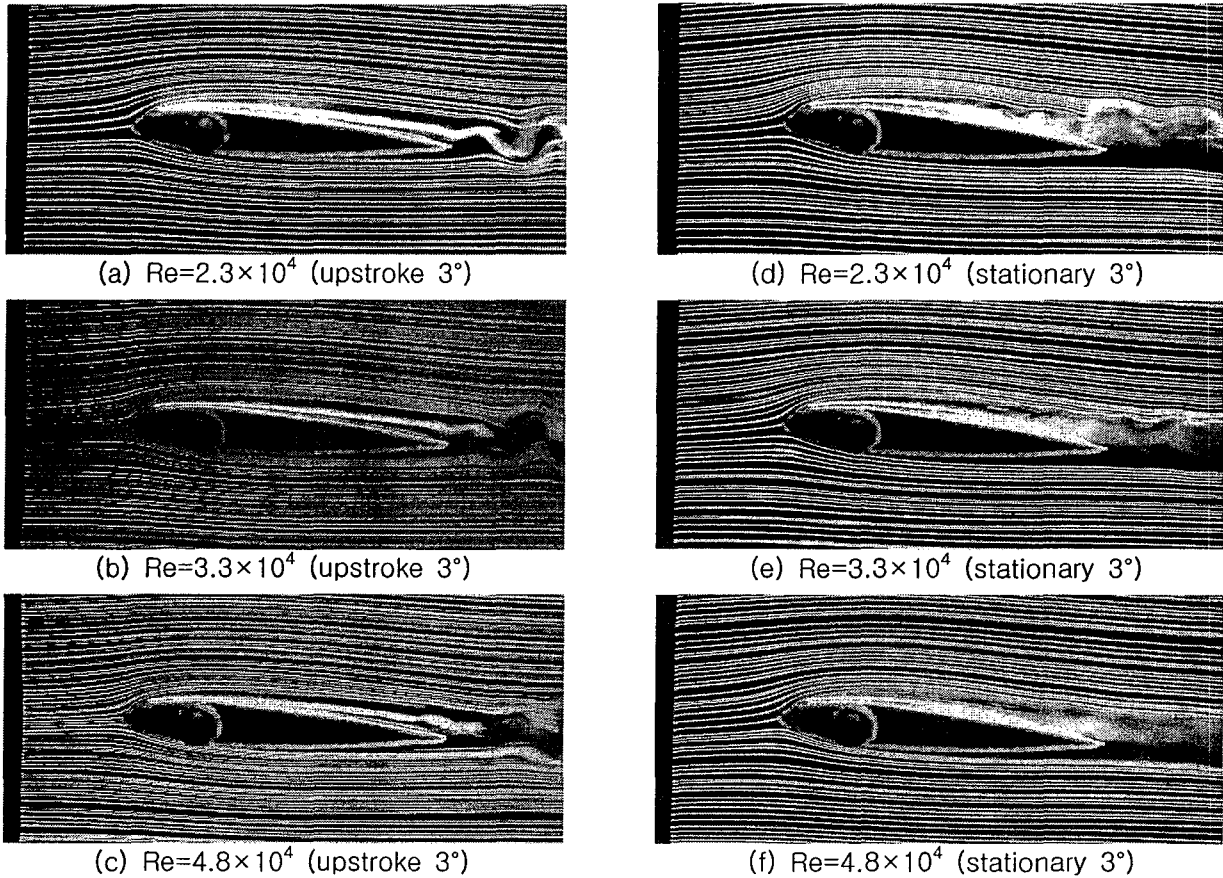


Fig. 4 Boundary layer visualization at angle of attack 3°

지 않을 수 있음을 의미하다.

4. 결 론

에어포일이 진동하는 경우에 정상 에어포일에서 발생하던 경계층 분리는 크게 지연된다. 그리고 비정상상태에서 나타나는 분리의 특성은 정상 에어포일에서의 분리와 다른 구조를 나타내고 이것은 에어포일의 움직임에 의해 전단력이 최소가 되는 위치와 경계층의 붕괴 위치가 다르게 나타나기 때문이다.

후 기

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

참 고 문 헌

1) McCroskey, W. J., 1977, "Some Current

Research in Unsteady Fluid Dynamics-The 1976 Freeman Scholar Lecture," ASME transaction Journal of Fluids Engineering, Vol.99., pp.8~39.
 2) Ericsson, L. E., 1994, "Moving Wall Effect in Relation to Other Dynamic Stall Flow Mechanisms," Journal of Aircraft, Vol.31. pp.1303~1309.
 3) Kim, J. S. and Park, S. O., 1988, "Smoke Wire Visualization of Unsteady Separation Over an Oscillating Airfoil," AIAA Journal. Vol.26, pp.1408~1410.
 4) Oshima, H., and Ramaprian, B. R., 1997, "Velocity Measurements over a Pitching Airfoil," AIAA Journal, Vol.35. pp.119~126.
 5) Chang, J. W., 2004, "Near-Wake Characteristics of an Oscillating NACA 4412 Airfoil," Journal of Aircraft, Vol.41, pp.1240~1244.