

진동하는 에어포일의 경계층에서 레이놀즈수의 영향

Reynolds Number Influence on the Boundary Layer of an Oscillating Airfoil

김동하*, 장조원(한국항공대학교)

1. 서론

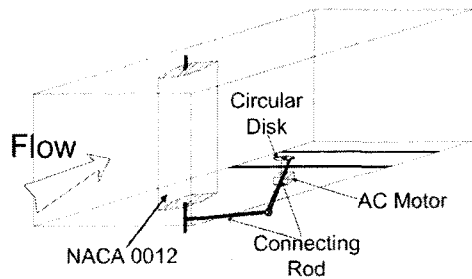
많은 유체역학적인 장치는 작동 중에 비정상적인 유동에 직면하게 되고 이로 인해 플러터(flutter), 진동(vibration), 및 동실속(dynamic stall)과 같은 비선형적인 현상이 발생한다. 이러한 비선형적인 현상은 유체역학적인 장치가 작동함에 있어서 기대하지 않은 효과를 발생시키고 따라서 많은 연구가 수행되어왔다. 특히, 항공기의 동실속 현상은 실속각(stall angle)을 지연시키는 효과를 나타냄으로써 대부분의 비정상 유동의 연구에서 관심이 대상이 되어왔고, 최근 들어 비정상 유동의 연구는 에어포일의 앞전이나 뒷전에서 고양력 장치(high lift system)가 장착됨으로써 나타나는 비선형적인 공력특성의 변화에 관하여 많은 연구가 수행되고 있다.

비정상 상태의 유동 특성은 일반적으로 무차원 진동수(reduced frequency), 에어포일 진동 진폭(oscillating amplitude), 레이놀즈수(Reynolds number) 등에 의해 영향을 받게 되는데, 무차원 진동수와 진동 진폭이 레이놀즈수의 영향보다 크게 나타난다고 알려져 있다. 그러나 Chang[1]은 실속각 이전의 진폭에서 진동하는 NACA 4412 에어포일을 이용하여 레이놀즈수 5.3×10^4 , 1.9×10^5 , 4.1×10^5 의 범위에서 레이놀즈수의 영향을 조사한 결과, 5.3×10^4 와 1.9×10^5 범위의 레이놀즈수 사이에서 후류 특성(평균결속속도와 폭)이 크게 차이가 있음을 제시하고 경계층에서의 층류 분리(laminar separation), 난류 분리(turbulent separation) 혹은 분리현상이 일어나지 않는 것으로 인하여 후류 특성이 두 레이놀즈 사이(5.3×10^4 , 1.9×10^5)에서 크게 달라질 것이라 예측하였다.

본 연구에서는 실속각 이전에서 진동하는 에어포일에서 발생하는 레이놀즈수의 효과를 경계층 표면 유동의 정상적인 측정을 통하여 실험적으로 조사하였다.

2. 실험장치 및 방법

본 연구에서 사용한 아음속 풍동의 시험부 크기는 $500\text{mm} \times 500\text{mm} \times 1400\text{mm}$ 이고 시험부의 개략도는 Fig. 1과 같다.



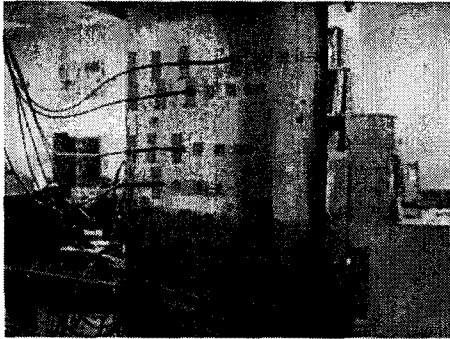
<Fig. 1> Schematic of test section

에어포일은 NACA 0012로 두랄루민으로 제작하였고, 시위길이는 180mm이다. 실험조건은 Chang[1]의 결과를 기본으로 하여 예비실험을 수행하였으며, 실험조건은 Table 1에 나타내었다. 에어포일은 AC 모터에 의해 1/4를 기준으로 피칭(pitching) 운동을 하고, 순간받음각(instantaneous angle of attack)의 변화는 $\alpha(t) = 0^\circ + 6.0^\circ \sin 2\pi ft$ 과 같이 설정하였다.

Table 1 Unsteady test conditions

레이놀즈수	자유흐름속도 (m/s)	에어포일 주기(Hz) (Fixing as K=0.1)
2.3×10^4	1.98	0.350
3.3×10^4	2.83	0.500
4.8×10^4	4.03	0.717

각각의 경우에 $K = \pi f C / U_\infty$ 으로 정의되는 에어포일의 무차원 진동수는 0.1로 고정하였으며, 설정된 주파수를 Table 1에 나타내었다. 실험과정에서 속도 변화는 최대 $\pm 0.2\%$ 미만이고, 온도변화는 $\pm 0.7^\circ\text{C}$ 미만이다[3].



<Fig. 2> flush-mounting probe

Fig. 2는 경계층의 표면 유동을 측정하기 위해 장착된 flush-mounting probe의 사진을 나타낸 것이다. 비정상 상태의 경계층 측정은 에어포일의 피칭운동으로 인하여 프로브를 삽입하기 곤란하므로 표면에 센서를 장착함으로써 경계층 표면 유동을 관찰한다[2]. 특히, flush-mounting probe는 보정과정을 통하여 경계층 표면의 마찰력(skin friction)이 측정 가능한 센서이다. 그러나 본 연구에서는 센서를 다루기가 힘들고 보정이 어렵기 때문에 정성적인 표면 마찰력의 측정을 통하여 천이점(transition point), 분리점(separation point), 재부착점(reattachment point) 등을 예측하는데 사용하였다. 따라서 센서의 보정과정은 따로 수행되지 않았으며 임의의 크기로 출력되는 전압을 scaling하여 나타내었다. 센서의 정보 획득률은 각 실험조건에서 에어포일 주기가 서로 다르게 나타나므로 0.840kHz, 1.200kHz, 1.720kHz로 각각 데이터를 획득하여 2,400개의 데이터를 임의의 순간적인 주기에서 나타내었다.

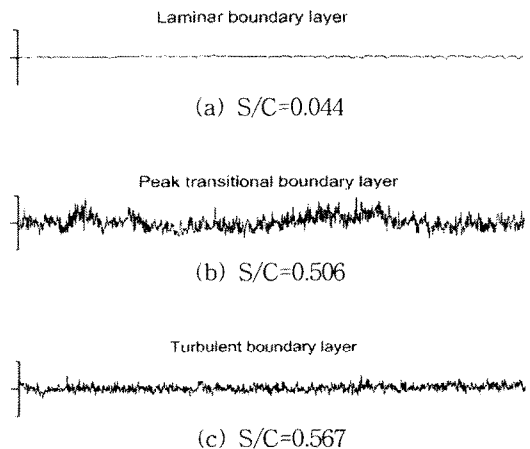
Fig. 3은 flush-mounting probe의 장착 위치를 나타낸 것으로 에어포일의 윗면에 18개의 위치를 예비실험을 통하여 최적의 위치를 선정하였다. 그리고 fig. 2와 같이 프로브 상호간에 간섭을 최소화하기 위해 흐름 방향으로 겹치지 않게 대각선으로 설치하였으며, 3개의 그룹으로 나누어 데이터를 획득하였다.



Fig. 3 Schematic of oscillating airfoil

3. 결과 및 검토

Fig. 4는 레이놀즈수 4.8×10^4 의 정상상태 유동에서 측정된 flush-mounting probe 신호를 나타낸 것이다. Flush-mounting probe가 장착된 에어포일 상의 위치는 에어포일 표면을 따르는 거리(S)를 시위길이 무차원화 하여 나타내었다. Fig. 4에서 주목할 만한 것은 천이경계층의 최대(peak transitional boundary layer)에서 신호의 크기(amplitude)가 난류경계층보다 크게 나타난다는 것이다. 그러므로 flush-mounting probe의 출력신호의 r.m.s 또한 크게 발생하게 된다. 반면 난류경계층의 출력신호의 크기는 천이경계층보다 작게 나타나지만 주파수(frequency)에서 크게 나타내면서 천이경계층과 구별된다. 이러한 flush-mounting probe 신호는 사실상 정상상태에서 유동 특성을 분석하기에는 다소 어려움이 있지만 비정상 유동의 경우 에어포일 운동에 의해 경계층 유동의 변화가 급격하게 나타나므로 정상상태의 신호보다 직접적인 유동해석이 가능하다.



<Fig. 4> Probe signal in steady airfoil

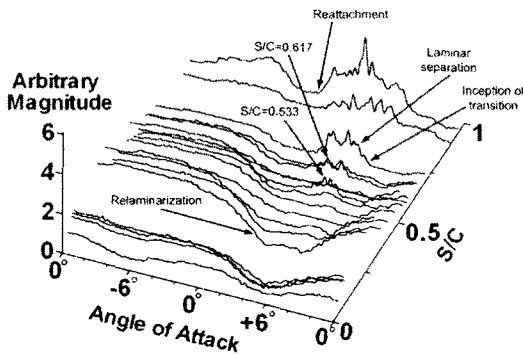
Fig. 5는 에어포일이 진동하는 경우에 각 레이놀즈수에서 나타나는 flush-mounting probe의 신호를 임의의 크기로 scaling하여 z축에 대해 나타낸 것이다. x축은 에어포일 표면을 따르는 좌표로, probe의 장착 위치(S)를 시위길이(C)로 무차원화 하여 나타내었고 y축은 한 주기 동안의 순간반응값을 나타내었다.

각 레이놀즈수에서 임의의 크기로 scaling 된 신호의 크기는 레이놀즈수가 증가하면서 전단력이 증가로 인하여 레이놀즈수 4.8×10^4 에서 가장 크게 나타나고 있다. Fig. 5a는 레이놀즈수

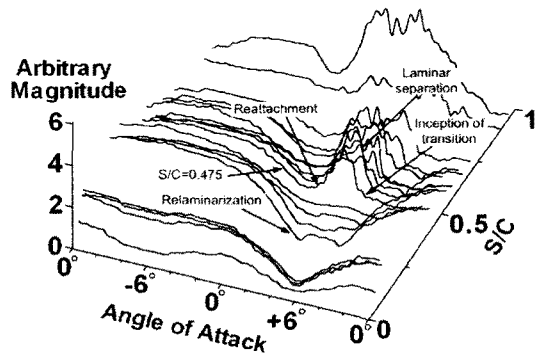
가 2.3×10^4 의 경우에 나타나는 프로브의 신호이며 양의 받음각에서 upstroke 과정($0^\circ \rightarrow 6^\circ$), 즉 에어포일의 받음각이 증가하면서 신호의 크기는 감소하고 있다. 이것은 에어포일의 받음각이 증가하면서 측정된 에어포일 표면이 흡입면(suction side)으로 작용하고 따라서 경계층의 전단력(shear stress) 감소하기 때문인 것으로 생각된다. 이러한 경향은 앞선부근에서 upstroke 과정을 지나 downstroke 과정($6^\circ \rightarrow 0^\circ$)인 5° 까지 지연되어 나타나고, 레이놀즈수 3.3×10^4 , 4.8×10^4 에서도 동일하게 나타난다. 순간 받음각 5° 이후 downstroke 과정에서 신호의 크기는 증가하게 되고, 이것은 에어포일 앞전이 Pitch down하면서 에어포일의 경계층에 유입되는 유동의 관성력(inertia force)이 크게 작용하여 표면의 전단력은 증가한다.

레이놀즈수가 2.3×10^4 의 경우, 진동하는 에어포일의 경계층은 upstroke 과정에서 완전한 층류분리(laminar separation) 현상은 충분히 지연되어 발생하지 않게 되는데[4] 본 연구의 결과인 fig. 5a에서도 동일한 결과를 확인할 수 있었다. 특히 층류분리가 발생하기 이전에 신호의 크기가 증가하게 되는데, 이것은 분리 직전에 층류유동(laminar flow)에서 난류유동(turbulent flow)로 천이(transition)가 진행되는 구간으로서 전단력은 서서히 증가하게 된다. 이러한 경우에 층류경계층은 서서히 붕괴(break down)되고, 외부 유동과 교란하여 작은 크기의 와류(small scale vortex)의 생성을 야기한다.

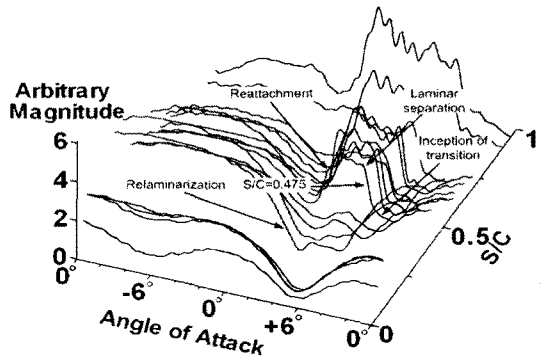
비정상 유동에서, 즉 에어포일의 회전운동에 의한 비선형적인 압력 분포의 형성과 관련하여 경계층에서 레이놀즈수 효과, 즉 유동의 관성력(inertia force)의 영향은 경계층에서 분리지연 정도의 차이로 나타난다[4].



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



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



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

<Fig. 5> 진동하는 에어포일의 경계층 표면 유동

본 논문에서 고려된 레이놀즈수에서 가장 낮은 2.3×10^4 에서는 upstroke 과정에서 분리현상이 발생하지 않다가, 에어포일이 준 정상상태(순간받음각 6°) 분리현상이 발생하여 downstroke 과정에서 다시 재부착(reattachment) 된다. 특히 레이놀즈수 2.3×10^4 에서 주목할 만한 것은 순간받음각 upstroke 5° 에서부터 downstroke 5° 까지 에어포일 표면에서 층류 분리기포(laminar separation bubble)가 발생한다는 것이다. 이로 인하여 레이놀즈수 3.3×10^4 , 4.8×10^4 에서 천이의 시작은 $S/C=0.475$ 에서 동일하게 발생하는 반면에 레이놀즈수에서 2.3×10^4 에서는 $S/C=0.617$ 에서 발생한다. 즉, 레이놀즈수 2.3×10^4 , $S/C=0.506$ 에서 순간받음각이 5° 부근에서 신호가 크기가 증가하다가, 다시 $S/C=0.533$, 순간받음각 upstroke 5° 에서 downstroke 4° 까지 신호가 큰 폭으로 증가한다. 일반적으로 신호의 크기 증가는 경계층에서

분리(laminar separation)가 발생함을 의미하는 데, $S/C=0.567$ 에서는 다시 신호 크기가 작아지면서 분리된 경계층 유동은 재부착(reattachment) 되고, 결국 시위길이(C)의 약 5% 크기의 분리기포를 생성하게 된다. 이로 인해 downstroke 과정에서 발생한 뒷전분리의 시작은 $S/C=0.617$ 까지 밀려나게 되고, 양의 받음각 범위에서 지속적으로 뒷전까지 성장한다.

Fig. 4b와 4c는 각각 레이놀즈수 3.3×10^4 , 4.8×10^4 에서 나타나는 flush-mounting probe의 신호를 나타낸 것이다. 두 경우에 모두 $S/C=0.475$ 에서 분리현상이 갑자기 나타나고 있다. 이렇게 두 경우에서 갑자기 발생한 분리현상은 먼 상류흐름부터 경계층이 교란되어 나타난 결과이며, 양의 받음각의 upstroke 과정에서 최초로 분리현상이 나타나기 시작하는 순간받음각은 레이놀즈수 3.3×10^4 에서 $4^\circ \sim 5^\circ$ 부근, 4.8×10^4 에서 $3^\circ \sim 4^\circ$ 부근에서 급격히 발생한다. 뒷전부근으로 갈수록 양의 받음각에서 분리영역은 지속적으로 성장하며, $S/C=0.956$, upstroke 과정에서 발생한 분리현상이 레이놀즈수와 순간받음각이 증가하면서 앞전 쪽으로 이동한다.

사실, 이러한 레이놀즈수에 의한 경계층 유동 특성의 변화는 각 레이놀즈수에서 유도된 후류의 특성을 결정하는데 중요한 역할을 한다[3]. 따라서 에어포일의 회전운동에 관한 무차원 변수, 무차원 진동수와 유동의 관성력에 관한 무차원 변수, 레이놀즈수의 비를 고려하면 $Re/K = C \frac{U^2}{f}$ 로 쓸 수 있으며, 각 경우에 11.2, 16.0, 22.7로써 11.2와 16.0사이에서 레이놀즈수의 효과에 관한 임계점이 존재하는 것으로 예측된다.

4. 결론

본 연구에서는 낮은 레이놀즈수의 범위에서 진동하는 에어포일에서 레이놀즈수의 영향을 경계층 유동과 관련하여 조사하였다.

레이놀즈수 2.3×10^4 와 3.3×10^4 사이에 비정상 유동이 경계층에 미치는 영향과 유동의 관성력의 관계에서 임계 레이놀즈수가 나타난다. 레이놀즈수 2.3×10^4 에서는 경계층 유동이 분리되었다가 재부착 되고, 다시 뒷전부근에서 분리현상(separation phenomena)이 발생한다. 반면에 3.3×10^4 와 4.8×10^4 에서는 $S/C=0.475$ 에서 동일하게 분리현상이 발생하여 뒷전으로 갈수록 그

영역은 양의 받음각에서 크게 성장한다.

후기

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

참고문헌

- 1) Chang, J. W., "Near-Wake Characteristics of an Oscillating NACA 4412 Airfoil," *Journal of Aircraft*, Vol. 41, 2004. pp. 1240-1244.
- 2) Lee, T., Gerontakos, P., "Investigation of flow over an oscillating airfoil," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 512, 2004. pp. 313-341.
- 3) 김동하, 정재윤, 장조원, 김학봉, 송병흡, "진동하는 에어포일에서 레이놀즈수 영향," 한국항공우항학회 추계학술대회 논문집, 2005, pp. 204-208.
- 4) 김동하, 장조원, "진동하는 에어포일에서의 경계층 흐름 가시화," 한국항공우항학회 춘계학술대회, 2006.