

에어포일의 근접후류에 미치는 경계층 거동의 영향

Influence of Boundary Layer Behavior to the Near-Wake of an Airfoil

양재훈*, 장조원(한국항공대학교)

1. 서론

저 레이놀즈수에서의 공기역학은 회전익 기, 프로펠러, 풍력터빈, 무인비행체(unmanned aerial vehicle), 초소형 비행체(micro air vehicle) 등의 설계와 관련하여 관심을 일으키고 있고, 많은 연구도 수행되어 왔다. 일반적으로 약 5.0×10^5 이하의 저 레이놀즈수에서는 더 높은 레이놀즈수에 비하여 점성의 영향이 상대적으로 크기 때문에, 에어포일의 성능이 감소하기 시작하고, 다양한 공기역학적인 문제가 발생한다.

과거에 수행된 연구의 대부분은 공력 성능(aerodynamic performance)에 상당한 영향을 미치는 경계층 거동(behavior)에 주안점을 맞추고 있다. Mueller and Batill[1]은 NACA 663-018 에어포일을 이용하여 레이놀즈수 $4.0 \times 10^4 \sim 4.0 \times 10^5$ 범위에서 받음각의 변화에 따른 에어포일의 성능과 경계층 분리 특성을 연구하였고, Hsiao *et al.*[2]은 NACA 633-018 에어포일에 대해 저 레이놀즈수 범위에서 다양한 받음각의 변화에 따른 경계층 특성을 실험적으로 연구하였다.

최근에는 경계층 거동과 후류와의 연관성에 관한 정량적인 연구가 진행되고 있다. 후류의 발달과 특성을 경계층 거동 및 전단층 불안정성(shear-layer instability)과 관련하여 수치해석[3]과 실험적 방법[4]을 이용하여 연구를 수행하였고, Yarusevych and Sullivan[5]은 NACA 0025 에어포일에 대해 레이놀즈수 1.0×10^5 , 1.5×10^5 에서 표면 압력 측정과 열선풍속계를 이용한 실험을 통해 후류와 경계층의 연관성을 연구하였다.

저 레이놀즈수에서 에어포일 경계층과 후류에 대한 실험적 연구는 후류의 발달과 특성이 경계층 거동과 어떠한 연관이 있는지를 물리적으로 밝혀내기 위해서는 필수적으로 요구되고 있으며, 정량적인 연구 데이터를 바탕으로 한 효율

적인 제품의 설계뿐만 아니라 최근 많은 연구가 진행되고 있는 진동하는 에어포일에 관한 연구의 기초 자료를 제공해 줄 것이다.

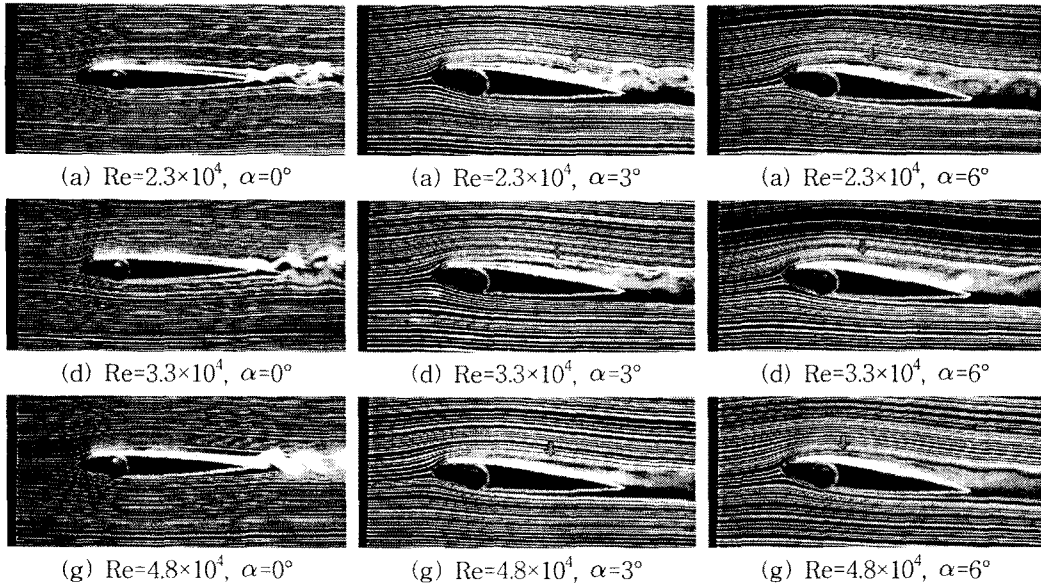
따라서 본 연구에서는 경계층 가시화 및 열선풍속계를 이용한 근접 후류 데이터의 획득을 통하여 저 레이놀즈수 범위($Re=2.3 \times 10^4$, 3.3×10^4 , 4.8×10^4)에서 에어포일 받음각($\alpha=0^\circ$, 3° , 6°)의 변화에 따른 경계층 특성이 근접 후류에 미치는 영향을 조사하였다.

2. 실험장치 및 방법

본 연구에 이용한 아음속 풍동은 개방형 흡입식으로 최대 유속은 50.0 %이고, 풍동 시험부의 크기는 $500 \text{ mm} \times 500 \text{ mm} \times 1400 \text{ mm}$ 이다. 실험에 사용한 모델은 두랄루민으로 제작한 NACA 0012 에어포일이고, 시위길이는 180 mm이다.

정상 에어포일(steady airfoil)의 경계층 가시화와 열선풍속계를 이용한 후류측정 실험은 시험부의 자유흐름속도를 1.98, 2.83, 4.03 %로 정하였다. 이러한 자유흐름속도를 근거로 한 시위 레이놀즈수는 $Re=2.3 \times 10^4$, 3.3×10^4 , 4.8×10^4 이다. 각 레이놀즈수에서 에어포일의 정적(static) 받음각은 0° , 3° , 6° 로 변화시켜 실험을 수행하였다.

본 연구에서는 정상 에어포일의 경계층 가시화를 위해 연선 기법(smoke-wire technique)을 이용하였다. 연선은 전체적인 흐름 가시화와 경계층의 세밀한 가시화를 위해서 두 곳에 설치하였다. 하나는 에어포일 앞전으로부터 0.33C 떨어진 위치에 에어포일과 수직이 되도록 설치하였고, 다른 하나는 경계층 부분을 가시화하기 위한 연선으로 앞전부근 0.06C에 에어포일 표면과 1 mm의 간격을 두고 평행하게 설치하였다. 경계층의 정량적인 측정 없이 가시화만으로 경계층 거동과 근접 후류에 대한 연구는 어려움



<Fig. 1> 정상 에어포일(steady airfoil)의 경계층 가시화

이 따른다. 따라서 본 연구에서는 DANTEC社의 glue-on probe를 이용한 측정 데이터를 참고하여 연구를 수행하였다. 하지만 glue-on probe를 이용하여 획득한 상세한 데이터는 본 논문에서 다루지는 않는다.

본 연구에서는 열선풍속계를 이용한 근접 후류 데이터의 획득을 위하여 DANTEC社의 X형 열선프로브(55R51)를 사용하였고, 정보획득율과 저역 통과 필터는 각각 6 kHz, 3 kHz로 약 11초간 신호를 획득하였다. 후류의 측정 위치는 에어포일의 뒷전으로부터 유동의 흐름방향으로 X/C=0.1, 0.3, 0.5, 1.0인 4곳을 선정하였다. 실험이 진행되는 동안 온도변화는 ± 0.5 °C이하이며, 자유흐름 속도의 불확실성은 약 1.7%(± 0.035 %)이다. 평균속도에 대한 2축 열선프로브의 데이터 불확실성은 약 4%이다.

3. 결과 및 토론

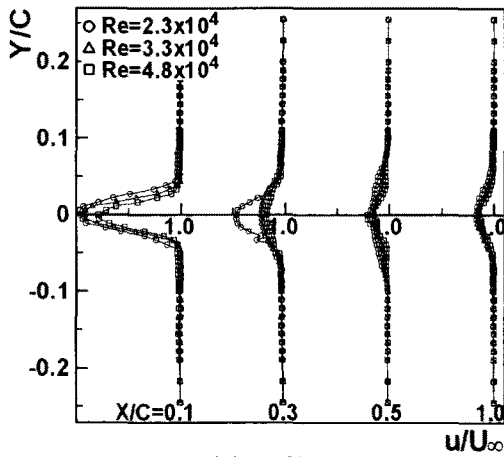
Fig. 1은 각각의 레이놀즈수($Re=2.3 \times 10^4$, 3.3×10^4 , 4.8×10^4)에서 받음각($\alpha=0^\circ$, 3° , 6°)의 변화에 따른 정상 에어포일(steady airfoil)의 경계층 가시화 사진을 나타낸 것이다. 본 연구에서 DANTEC社의 glue-on probe를 이용하여 측정한 데이터를 근거로 하여 에어포일 윗면에서의 경계층 흐름의 분리점(separation point)을 확실

표로 표시하였다.

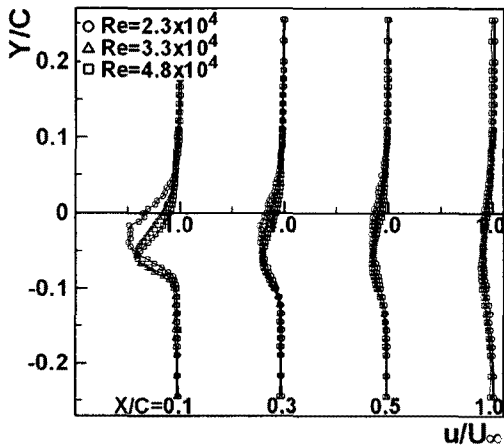
받음각이 0° (Fig. 1a, 1d, 1g)인 경우, 각각의 레이놀즈수에서 에어포일의 뒷전까지 분리(separation)가 발생하지 않는 층류의 흐름을 나타내고 있다. 뒷전 부근에서는 속도가 거의 0에 가까운 정체점(stagnation point)의 존재로 인하여 앞서 표면에 잘 부착되어 온 연기가 흘러지는 것을 알 수 있다. 에어포일의 정적(static) 받음각이 0° 에서 3° 와 6° 로 증가함에 따라 유동은 에어포일의 표면에서 분리되어 후류로 흘러나감을 알 수 있다. 받음각 3° (Fig. 1b, 1e, 1h)의 경우, 흐름 분리는 에어포일의 뒷전 부근에서 발생하나, 받음각 6° (Fig. 1c, 1f, 1i)의 경우는 그 위치가 상당히 앞전을 향해 진전되어 훨씬 빨리 분리가 발생하기 시작한다.

에어포일 윗면에서 분리가 발생하는 3° 와 6° 의 경우, 동일한 받음각에서 레이놀즈수가 증가함에 따라 분리가 발생하는 시점이 다소 앞전을 향해 옮겨감을 확인할 수 있다. 이는 Arena and Mueller[6]의 연구에서 밝혔듯이 레이놀즈수와 받음각이 증가할수록 경계층 흐름의 분리점(separation point)은 앞전을 향해 나아가는 결과와 일치함을 확인할 수 있었다.

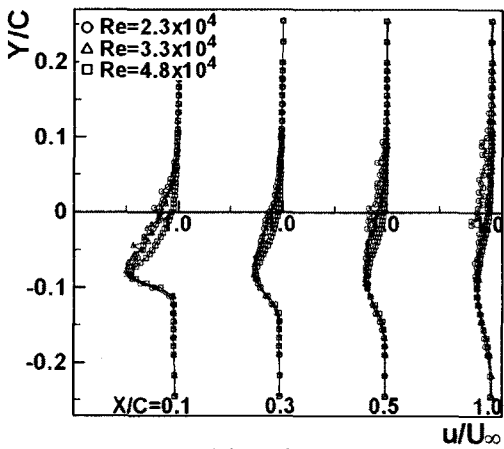
Fig. 2는 각각의 레이놀즈수 범위($Re=2.3 \times 10^4$, 3.3×10^4 , 4.8×10^4)에서 받음각($\alpha=0^\circ$, 3° , 6°)의 변화에 따른 유동 흐름방향의 평균속도 분포를



(a) $\alpha = 0^\circ$



(b) $\alpha = 3^\circ$



(c) $\alpha = 6^\circ$

<Fig. 2> 정상 에어포일의 평균속도 분포

무차원화 하여 나타낸 것이다. 레이놀즈수의 변화가 작기 때문에 평균속도 분포에 대한 영향이 크지는 않지만, 에어포일 뒷전에 가장 가까

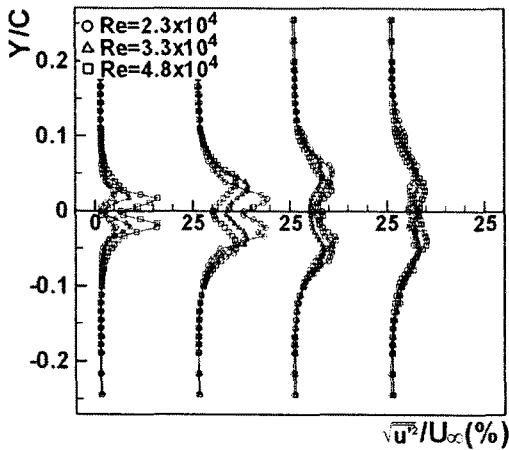
운 하류 위치($X/C=0.1$)에서 속도결손(velocity defect)이 가장 크게 나타나고, 하류로 갈수록 속도결손이 점차 회복되는 현상이 나타난다.

하류위치 $X/C=0.1$ 에서 받음각의 변화에 따른 뒷전의 위치에 의해 최대 속도결손 위치가 아래로 이동된다. 그리고 받음각이 큰 6° 인 경우가 작은 3° 인 경우보다 더 큰 속도결손을 나타낸다. 이것은 받음각의 차이에 따른 흐름방향에 대한 에어포일 모양 차이뿐만 아니라 6° 의 경우 경계층 흐름의 분리점이 3° 보다 다소 앞선 지점에서 분리가 발생하는데 그 원인이 있는 것으로 여겨진다.

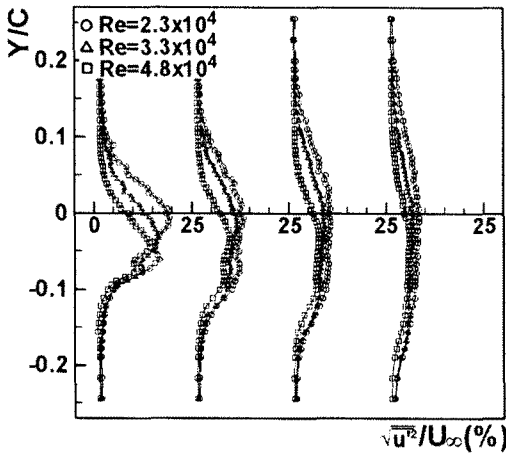
각 레이놀즈수에서 받음각 0° (Fig. 2a)의 경우 후류에서 Kármán 와열(vortex street)이 형성되는데, 이로 인하여 속도결손의 폭이 후류 측정 위치에 따라서 커지거나 작아지거나 한다. 받음각이 3° (Fig. 2b)일 때, 레이놀즈수 3.3×10^4 와 4.8×10^4 의 경우는 비슷한 최대 속도결손 크기와 위치를 보이는데 비하여, 2.3×10^4 의 경우는 최대 속도결손 크기가 더 크고, 최대 속도결손의 위치가 뒷전의 위치보다 훨씬 높게 나타난다. 이러한 현상의 원인중의 하나는 레이놀즈수 2.3×10^4 인 경우 뒷전에 근접한 위치에서 흐름의 분리가 발생하나, 3.3×10^4 와 4.8×10^4 는 2.3×10^4 보다 훨씬 앞쪽에서 다소 근접한 위치에서 흐름의 분리가 발생하기 때문이라 추정된다.

Fig. 3은 각 레이놀즈수에서 받음각의 변화에 따른 유동 흐름방향의 난류강도를 무차원화 하여 나타낸 것이다. 평균속도 분포와 마찬가지로 레이놀즈수의 변화가 크지 않기 때문에 난류강도에 미치는 영향이 크지는 않다. 받음각 0° 인 경우를 제외하고는 하류로 갈수록 난류강도가 점차 감소하는 현상을 보이고 있다. 받음각 0° 는 후류 중심에 대해 대칭적인 쌍봉(double peaks) 형태의 분포를 나타내고 있으며, 3° 와 6° 는 단봉(single peak) 형태의 분포를 나타낸다.

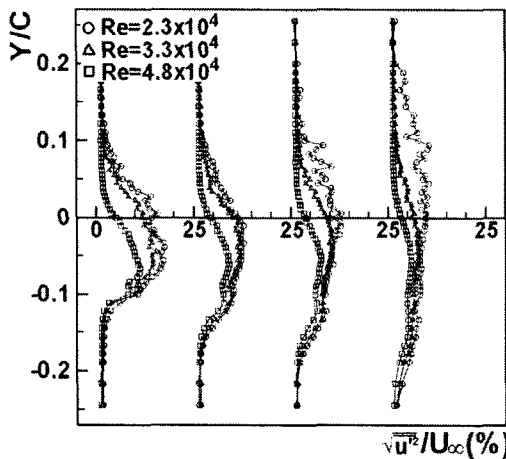
받음각 0° (Fig. 3a)의 경우, $X/C=0.1$ 에서는 레이놀즈수 4.8×10^4 에서 난류강도가 가장 크고 2.3×10^4 에서 가장 작게 나타나고, $X/C=0.3$ 에서는 반대로 2.3×10^4 가 가장 크고 4.8×10^4 에서 가장 작은 값을 가진다. 받음각 3° (Fig. 3b)와



(a) $\alpha=0^\circ$



(b) $\alpha=3^\circ$



(c) $\alpha=6^\circ$

<Fig. 3> 정상 에어포일(steady airfoil)의 난류강도

6°(Fig. 3c)의 경우는 레이놀즈수가 낮을수록 난류강도가 더 크게 나타나고, 6°에 비해서 3°가 더 큰 난류강도를 가진다. 이것은 레이놀즈

수가 증가하고, 받음각이 증가할수록 경계층 흐름의 분리점이 뒷전 근처에서 앞전을 향해 옮겨가는데 그 원인이 있는 것으로 판단된다.

4. 결론

본 연구에서는 레이놀즈수 변화에 따른 NACA 0012 에어포일의 경계층 거동이 근접 후류에 미치는 영향을 조사하였다. 경계층 거동 (behavior)은 작은 범위의 레이놀즈수 변화로 인해 후류의 평균속도 분포와 난류강도에 크게 영향을 미치지 않지만, 다소 상관관계가 있음을 확인하였다.

후기

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

참고문헌

- 1) Mueller, T. J. and Batill, S. M., "Experimental Studies of Separation on a Two-Dimensional Airfoil at Low Reynolds Numbers," *AIAA Journal*, Vol. 20, No. 4, 1980, pp. 457-463.
- 2) Hsiao, F. B., Liu, C. F., and Tang, Z., "Aerodynamic Performance and Flow Structure Studies of a Low Reynolds Number Airfoil," *AIAA Journal*, Vol. 27, No. 2, 1989, pp. 129-137.
- 3) Lin, J. C. M., and Pauley, L. L., "Low-Reynolds-Number Separation on an Airfoil," *AIAA Journal*, Vol 34, No. 8, 1996, pp. 1570-1577.
- 4) Huang, R. F., and Lee, H. W., "Turbulence Effect on Frequency Characteristics of Unsteady Motions in Wake of Wing," *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 1, 2000, pp. 87-94.
- 5) Yarusevych, S., and Sullivan, P. E., "Airfoil

Boundary Layer and Wake Development at Low Reynolds Numbers," AIAA paper 2005-5144, 2005.

- 6) Arena, A. V. and Mueller, T. J., "Laminar Separation, Transition, and Turbulent Reattachment near the Leading Edge of Airfoils," *AIAA Journal*, Vol. 18, No. 7, 1980, pp. 747-753.