

저 레이놀즈수에서 정지된 에어포일의 경계층 측정

Measurements on Boundary Layer of an Stationary Airfoil in Low Reynolds Numbers

송우길*, 양재훈, 장조원(한국항공대학교)

1. 서 론

비행속도 및 크기가 아주 작은 저 레이놀즈수에서 공기역학은 날갯짓 비행체(ornithopter), 초소형 비행체(Micro Air Vehicle) 등의 설계와 관련하여 관심을 보이면서 많은 연구가 진행되어 왔다.

Hsiao et al.[1]은 NACA 63₃-018 에어포일에 대해 저 레이놀즈수 범위에서 다양한 받음각의 변화에 따른 경계층 특성을 연구하였다. 그들은 레이놀즈수 3.0×10^5 에서 받음각 4° 이하에서는 층류 분리기포(separation bubble)의 범위가 시위길이의 약 35%까지 나타남을 보였다. Mueller and Batill[2]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 연구하였다. Brendel and Mueller[3]는 Wortmann FX63-137 에어포일에서 레이놀즈수 $1.0 \times 10^5 \sim 2.0 \times 10^5$ 범위에서 분리기포의 특성을 연구하였다. 그들은 경계층의 배제 두께(displacement thickness)와 운동량 두께(momentum thickness)의 분석을 통해 경계층에서 발생하는 분리와 천이의 위치를 밝혀 내었다.

최근에 Huang and Lin[4]은 NACA 0012 에어포일을 이용하여 저 레이놀즈수 범위의 다양한 받음각에서 가시화를 통한 경계층 분석과 열선 풍속계를 이용한 후류의 와류홀립(vortex shedding)을 분석하였다. Yarusevych and Sullivan[5]은 NACA 0025 에어포일을 이용하여 표면 압력 측정과 열선 풍속계를 이용한 실험을 통해 후류와 경계층의 연관성을 연구하였다. 그들은 경계층이 분리되어 재부착되지 않는 경우($Re=1.0 \times 10^5$)와 재부착되어 분리기포가 형성되는 경우(1.5×10^5)에서 경계층 거동이 와류홀립에 미치는 영향을 연구하여 두 흐름이 명

확하게 구분되는 서로 다른 특성이 있다는 것을 보였다. 그리고 재부착되지 않아 분리기포가 생성되지 않는 레이놀즈수 1.5×10^5 미만에서는 에어포일의 성능이 급격하게 감소하는 것을 보고하였다.

본 연구에서는 저 레이놀즈수 범위에서 NACA 0012 에어포일의 경계층 거동을 파악하기 위하여 받음각의 변화에 따른 경계층에서의 속도와 난류강도를 측정하였다.

2. 실험장치 및 방법

본 연구에서 이용한 아음속 풍동은 개방형 흡입식으로 최대 유속은 50.0 m/sec이고, 풍동 시험부의 규격은 500 mm × 500 mm × 1400 mm이다. 에어포일 모델은 두랄루민으로 제작한 NACA 0012 에어포일이고, 시위길이는 180 mm이다. 본 연구에서 시험부의 자유흐름(freestream) 속도를 1.98, 2.83, 4.03 m/s인 세 가지 경우로 택하였으며, 이를 근거로 한 시위 레이놀즈수(chord Reynolds number)는 각각 2.3×10^4 , 3.3×10^4 , 4.8×10^4 이다.

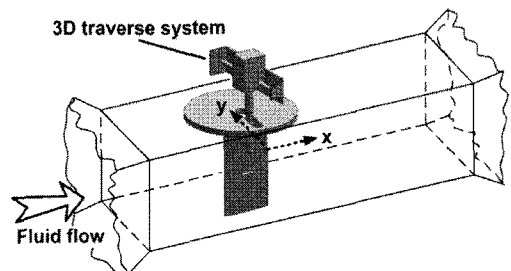


Fig. 1. 시험장치 개략도

Fig. 1은 NACA 0012 에어포일과 열선 프로브 이송을 위한 3축 자동이송장치가 설치된 시

협장치 개략도를 보여준다. 에어포일의 경계층 측정에는 풍동 시험부 윗면에 설치된 3축 자동이송장치를 이용하여 수행되었다. 에어포일 상의 측정하고자 하는 위치에서 에어포일 표면에 대해 법선방향으로 열선 프로브(hot-wire probe)를 이동시키며 계측할 수 있다. 에어포일에서의 경계층 측정 위치는 받음각 0°인 경우 앞전(정체점 위치)에서 시작한 에어포일의 표면에서의 길이(S)를 시위길이(C)로 무차원하여 나타내었다.

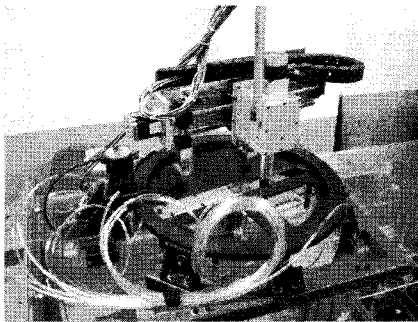


Fig. 2. 경계층 측정용 3차원 이송장치

Fig. 2는 에어포일 표면 경계층 측정용 3차원 자동이송장치(automatic traverse system) 사진을 보여준다. 이러한 3축 자동이송장치는 에어포일 상의 측정위치에 따라 유동 흐름방향인 X축을 따라 움직인 다음, 열선 프로브가 에어포일 표면에 법선방향이 되도록 0.1°의 정밀도를 가지고 회전되도록 제작되었다. 열선 프로브가 에어포일 표면에 대해 법선방향에 위치된 후, 자동이송장치가 턴테이블에 가공된 홈을 따라 0.01 mm의 정밀도로 표면에서 외부유동을 향해 수직으로 이동되면서 경계층을 측정할 수 있는 것이다. 따라서 에어포일 상의 측정하고자 하는 위치에서 에어포일 표면에 대해 법선방향으로 열선 프로브(hot-wire probe)를 이동시키며 계측할 수 있다.

본 연구에서는 에어포일의 윗면 경계층 데이터를 정량적으로 획득하기 위하여 DANTEC社의 열선 풍속계(hot-wire anemometer)를 사용하였다. 경계층 계측을 위하여 경계층형 1차원 열선 프로브(boundary layer type, 55P15)를 사용하였다. 열선 프로브의 정보 획득율(sampling frequency)과 저역 통과 필터(low pass filter)는 각각 6 kHz, 3 kHz이며, 데이터 신호는 약 11초간 획득되었다. 본 연구에서 사용된 아음속 풍동 시험부의 난류강도(turbulence intensity)는 자

유흐름속도에서 0.4% 이내이며, 실험이 진행되는 동안 온도변화는 ± 0.5 °C 이하 이었다. 본 실험조건인 자유흐름속도에서의 불확실성(uncertainty)은 약 1.7%(± 0.035 %)이다.

3. 결과 및 토론

Fig. 3는 레이놀즈수 $Re=4.8 \times 10^4$ 에서 정적 받음각 6°의 경우에 경계층 분리점 부근에서의 평균속도와 난류강도를 확대하여 나타낸 것이다.

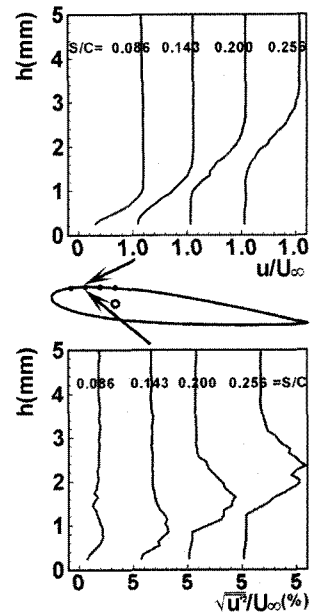


Fig. 3 분리점 부근 경계층($Re=4.8 \times 10^4=6^\circ$)

평균속도 분포에서는 에어포일 앞전 부근인 $S/C=0.086$ 에서 분리점 근처인 $S/C=0.143$ 부근까지 경계층은 점차 발달한다. 경계층 분리가 이미 발생된 것으로 보이는 에어포일 상의 위치 $S/C=0.200$ 에서는 에어포일 표면 부근에서 수직 높이 약 0.8mm까지 거의 일정한 분포가 나타난다. 난류강도에서는 평균속도 분포와 마찬가지로 $S/C=0.200$ 에서 에어포일 표면 부근에서 일정한 분포가 나타나고 있으며, $S/C=0.143$ 과 0.200 사이에서 난류강도의 확연한 증가를 확인할 수 있다. Yarusevych and Sullivan[5]의 연구에 의하면 경계층 분리가 발생되면 에어포일 표면 부근에서 역류영역이 나타나고, 난류강도에서의 갑작스런 증가가 나타난다고 하였다. 따라서 본 연구에서도 이와 동일한 현상이 나타

나는 에어포일 상의 위치 $S/C=0.143$ 부근에서 경계층분리가 발생되었음을 판단할 수 있다.

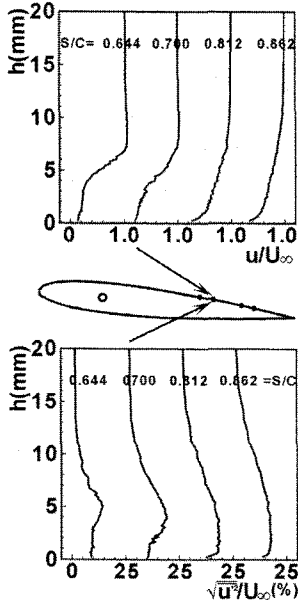
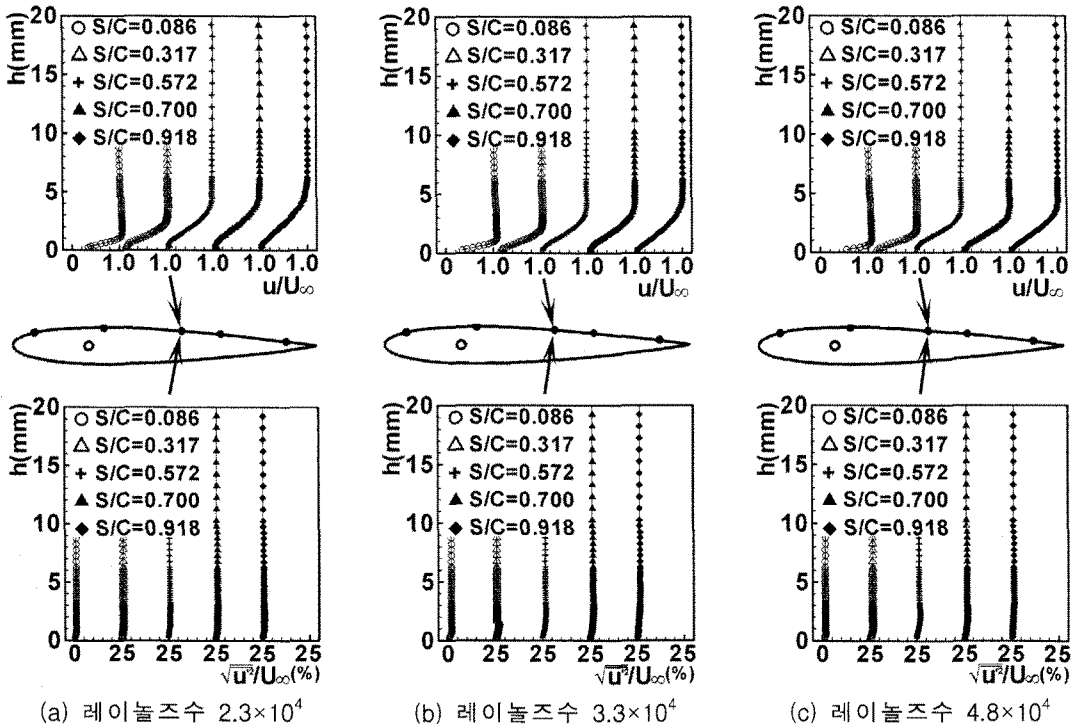


Fig. 4 재부착 부근

경계층($Re=4.8 \times 10^4, \alpha=6^\circ$) Fig. 4은 $Re=4.8 \times 10^4$ 에서 정적 받음각 6° 의 경우에 재부착 위치 근처의 경계층을 확대하여 보여준다. 에어포일 상의 위치 $S/C=0.644$ 와 0.700 에서는 역류로 인한 일정한 분포가 나타나지만 $S/C=0.812$ 에서는 역류영역이 사라지고, 에어포일 표면 부근에서 평균속도와 난류강도가 증가하는 현상이 나타난다. 따라서 본 연구는 $S/C=0.812$ 이전에 분리된 경계층이 재부착 되었음을 추정할 수 있다. Fig. 5는 정적(static) 받음각 0° 에서 각 레이놀즈수($2.3 \times 10^4, 3.3 \times 10^4, 4.8 \times 10^4$)에 따른 에어포일 윗면 경계층의 평균속도와 난류강도를 보여준다. 받음각 0° 의 경우, 본 실험에서 수행한 레이놀즈수에서는 층류 경계층을 유지하며, 경계층 분리가 발생되지 않는다. 경계층 두께(boundary layer thickness)는 속도분포가 완만하면서 점근적으로 자유흐름 속도에 도달되기 때문에 정확하게 측정하기 곤란하다. 그러나 경계층 두께는 표면에서부터 속도가 자유흐름 속도의 99%에 해당되는 위치까지의 거리로 정의하여 계산되었다.



(a) 레이놀즈수 2.3×10^4

(b) 레이놀즈수 3.3×10^4

(c) 레이놀즈수 4.8×10^4

Fig. 5. 경계층의 평균속도와 난류강도($\alpha=0^\circ$)

Fig. 5a는 레이놀즈수 2.3×10^4 에서 경계층의 평균속도와 난류강도를 보여준다. 앞전에서 가장 가까운 측정위치인 $S/C=0.086$ 에서는 경계층 두께가 약 1.0 mm로 나타나고, 하류로 갈수록 점차 증가하여 뒷전 부근인 $S/C=0.918$ 에서는 약 5.0 mm가 된다. 경계층에서의 난류강도는 에어포일의 뒷전까지 거의 변화가 나타나지 않는다.

Fig. 5b는 레이놀즈수 3.3×10^4 에서 경계층의 평균속도와 난류강도를 보여주는 그림이다. 레이놀즈수 2.3×10^4 과 거의 흡사한 분포를 보이고 있으며, 경계층 두께는 다소 감소하였다. 무차원 측정위치 $S/C=0.086$ 에서는 약 0.9 mm이고, 에어포일 뒷전으로 나아감에 따라 점차 증가하여 뒷전 부근인 $S/C=0.918$ 에서는 약 4.2 mm가 된다. 레이놀즈수 2.3×10^4 와 비교해 난류강도가 전체적으로 다소 증가된 분포를 나타낸다.

Fig. 5c는 정적(static) 받음각 0° 일 때 레이놀즈수 4.8×10^4 에서 경계층의 평균속도와 난류강도를 보여준다. 경계층 두께는 무차원 측정위치 $S/C=0.086$ 에서 본 실험에서 수행한 레이놀즈수(2.3×10^4 , 3.3×10^4 , 4.8×10^4) 중에서 가장 얇은 경계층 두께인 약 0.6 mm를 나타내며, 점차 발달하여 뒷전 근처인 $S/C=0.918$ 에서는 3.7 mm 정도로 다른 레이놀즈수에 비해 가장 얇은 두께를 나타낸다. 경계층에서의 난류강도는 실험 조건 레이놀즈수 중에서 다소 증가한 가장 큰 값을 가지지만, 차이가 그리 크지 않다. 이와 같이 정적 받음각 0° 에서 레이놀즈수에 따른 경계층은 평균속도와 난류강도의 분포에서 뚜렷이 구분되는 현상이 나타나지는 않고 층류 경계층을 유지한다. 그러나 경계층 두께는 동일한 에어포일 상의 위치에서 레이놀즈수가 증가할수록 감소하는 결과를 나타내었다.

한편 받음각 3° 에서 실험을 수행한 모든 레이놀즈수에서 층류분리(laminar separation)가 발생되었고, 분리된 경계층의 재부착 현상은 발생되지 않았다. 또한 에어포일 표면에서의 분리점의 위치는 레이놀즈수가 증가할수록 앞전 쪽으로 이동되는 경향을 나타내었다. 이외에도 정적 받음각 6° 에서는 받음각 3° 에서와 마찬가지로 레이놀즈수가 증가할수록 경계층 분리점의 위치는 앞전을 향해 옮겨갔고, 경계층 두께는 가장 높은 레이놀즈수인 4.8×10^4 에서 가장 얇게 나타났다.

4. 결 론

본 연구에서는 경계층 데이터의 획득을 통하여 저 레이놀즈수 범위($Re=2.3 \times 10^4$, 3.3×10^4 , 4.8×10^4)에서 NACA 0012 에어포일의 정적 받음각변화에 따른 경계층 거동을 조사하였다.

정적 받음각 0° 인 경우 실험을 수행한 모든 레이놀즈수에서 에어포일 경계층은 뒷전까지 분리(separation)가 발생하지 않고 층류 경계층(laminar boundary layer)을 계속 유지하였다. 그러나 에어포일의 정적 받음각이 3° 인 경우 에어포일 표면에서의 경계층은 실험을 수행한 모든 레이놀즈수에서 층류 분리가 발생되었고, 재부착 현상은 발생되지 않았다. 한편, 정적 받음각 6° 에서는 정적 받음각 6° 에서 분리된 경계층은 $Re=2.3 \times 10^4$ 인 경우 재부착 현상을 관찰하지 못하였지만, 레이놀즈수 $Re=3.3 \times 10^4$ 인 경우 $S/C=0.812 \sim 0.862$ 사이에서, 4.8×10^4 의 경우 $S/C=0.700 \sim 0.812$ 사이에서 재부착 현상이 발생된 것을 관찰할 수 있다.

참 고 문 헌

- 1) 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.
- 2) 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, 1982, pp. 457~463.
- 3) Brendel, M. and Mueller, T. J., "Boundary-Layer Measurements on an Airfoil at Low Reynolds Numbers," *J. of Aircraft*, Vol. 25, No. 7, 1998, pp. 612~617.
- 4) Huang, R. F. and Lin, C. L., "Vortex Shedding and Shear-Layer Instability of Wing at Low-Reynolds Numbers," *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 8, 1995, pp. 1398~1403.
- 5) Yarusevych, S. and Sullivan, P. E., "Investigation of Airfoil Boundary Layer and Wake Development at Low Reynolds Numbers," *AIAA Paper*, AIAA 2004-2551.