

저 레이놀즈수에서 정지된 에어포일의 경계층 및 근접 후류 가시화 연구

양재훈[†] · 장조원^{*}

Visualization Study on the Boundary Layer and Near-Wake of a Stationary Airfoil at Low Reynolds Numbers

Jae Hun Yang[†] and Jo Won Chang^{*}

Abstract. A visualization study on the boundary layer and near-wake of an NACA 0012 airfoil was conducted in order to investigate the influence of boundary layer behavior on the near-wake at low Reynolds numbers. The present study is investigated at static angles of attack $\alpha=0^\circ, 3^\circ, 6^\circ$ and $Re=2.3 \times 10^4, 3.3 \times 10^4, 4.8 \times 10^4$ by using a smoke-wire technique. The results of this study show that the laminar boundary layer on the airfoil surface is attached to the surface at $\alpha=0^\circ$, and that laminar separation of boundary layer on the airfoil surface occurs at $\alpha=3^\circ$. Furthermore, reattachment of the boundary layer occurs in the case of $\alpha=6^\circ$. In the current study, the location of the laminar separation point moves upstream as the Reynolds number and the angle of attack increase.

Key Words : Visualization(가시화), Boundary Layer Behavior(경계층 거동), Near-Wake(근접 후류), Laminar Separation(층류 분리), Reattachment(재부착)

1. 서 론

저 레이놀즈수에서 공기역학은 풍력터빈(wind turbine), 날갯짓 비행체(Ornithopter), 초소형 비행체(Micro Air Vehicle) 등의 설계와 관련하여 관심을 보이면서 많은 연구가 진행되어 왔다. 그동안 수행된 연구의 대부분은 공력 성능(aerodynamic performance)에 크게 영향을 미치는 경계층 거동(boundary layer behavior)에 주안점을 맞춰 왔다.

Carmichael⁽¹⁾과 Lissaman⁽²⁾에 따르면 일반적으로 약 5×10^5 이하의 레이놀즈수에서는 더 높은 레이놀즈수에 비하여 점성의 영향이 상대적으로 크기 때문에, 에어포일의 성능이 감소하기 시작하고, 다양한 공기역학적인 문제가 발생한다고 하였다. Mueller and Batill⁽³⁾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(separation) 특성을 연구하였다. 그들은 에어포일의 앞전 분리기포(leading-edge separation bubble)뿐만 아니라 분리와 천이에 대한 연구를 수행하였고, 에어포일의 성능이 레이놀즈수가 감소함에 따라 저하됨을 보였다. Hsiao et al.⁽⁴⁾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(laminar separation bubble)의 범위가 시위길이(chord length)의 약 35%까지 나타난다고 하였다. 이러한 분리기포는 받음각이 증가함에 따라 앞전을 향해서 옮겨가고, 분리기포의 길이는 점차 감소한다.

분리된 경계층 흐름의 재부착으로 인해 발생하는 분리기포는 에어포일의 경계층 특성을 결정하는데 중요한 역할을 한다. 그러므로 분리기포의 발생뿐만 아니라 에어포일의 전체 성능에 대한 분리기포의 영향을 더 정확하게 예측하기 위해서는 분리로 접근하는 경계

[†]한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

^{*}한국항공대학교 항공운항학과

E-mail : jwchang@hau.ac.kr

층, 분리된 전단층에서 발생하는 친이를 포함하는 분리기포에서의 흐름, 재부착 후 발달하는 하류 영역의 상세한 특성에 대한 데이터가 요구된다⁽⁵⁾.

최근에는 경계층 거동과 후류와의 연관성에 관한 정량적인 연구도 다수 진행되었는데, Yarusevych and Sullivan^(6,7)은 NACA 0025 에어포일에 대해 레이놀즈수 1.0×10^5 , 1.5×10^5 에서 표면 압력 측정과 열선풍속계(hot-wire anemometer)를 이용한 실험을 통해 후류와 경계층의 연관성을 연구하였다. 그들은 흐름이 분리되어 재부착에 실패하는 경우($Re=1.0 \times 10^5$)와 재부착에 성공하여 분리기포가 형성되는 경우($Re=1.5 \times 10^5$)에서 경계층 거동이 후류에 미치는 영향을 연구하여 두 흐름이 서로 명확하게 구분되는 다른 와류 흐름 특성이 나타남을 보였다.

최근 많은 연구가 진행되고 있는 진동하는 에어포일(oscillating airfoil)에서 경계층과 후류에 관한 연구의 경우에 에어포일이 움직이기 때문에 피도정압관, 열선 프로브 등과 같은 프로브를 삽입하여 측정하기 곤란하다. 그러므로 진동하는 에어포일의 경계층 특성을 후류에 대한 분석을 통해서 유추하기 위해서는 정지된 에어포일(stationary airfoil)에서의 연구가 선행적으로 요구된다. 또한, 저 레이놀즈수에서 에어포일 후류의 발달과 특성이 경계층 거동과 어떠한 연관이 있는지를 물리적으로 밝혀내기 위해서는 에어포일의 경계층 및 후류에 대한 연구가 동시에 진행되어야 한다. 그러나 기존의 연구들은 저 레이놀즈수 범위 중에서도 다소 레이놀즈수가 크거나^(6,7), 경계층에 대한 상세한 데이터를 제공하고 있지 않아서 후발 연구자들에게는 부족함과 어려움이 따른다.

따라서 본 연구는 저 레이놀즈수 범위($Re=2.3 \times 10^4$, 3.3×10^4 , 4.8×10^4)에서 에어포일의 정적(static) 받음각의 변화($\alpha=0^\circ$, 3° , 6°)에 따른 경계층 특성과 근접 후류와의 상관관계를 조사하기 위하여 연선 기법(smoke-wire technique)을 이용하여 에어포일 경계층 및 후류를 가시화하였다.

2. 실험 조건 및 방법

본 연구에 사용된 한국항공대학교 이음속 풍동은 개방형 흡입식으로 최대 유속은 50 m/sec이고, 풍동 시험부의 규격은 500 mm×500 mm×1400 mm이다. 실험 모델은 두랄루민으로 제작한 NACA 0012 에어포

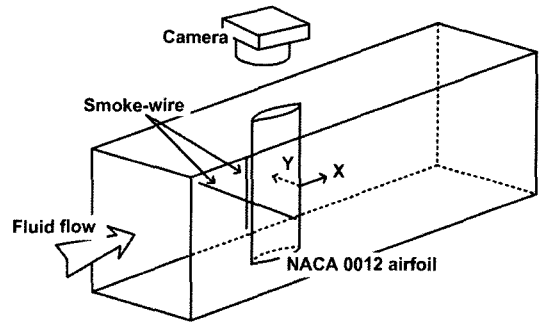


Fig. 1. 시험부 개략도.

일로 시험부에 수직하게 설치하였으며, 시위길이(chord length, C)는 180 mm이다.

본 연구에서 시험부의 자유흐름(freestream) 속도는 1.98, 2.83, 4.03 m/sec인 세 가지 경우로 택하였으며, 이러한 자유흐름 속도를 근거로 한 시위 레이놀즈수(chord Reynolds number)는 각각 2.3×10^4 , 3.3×10^4 , 4.8×10^4 이다. 각 레이놀즈수에서 에어포일의 정적(static) 받음각은 0° , 3° , 6° 로 변화시키면서 실험을 수행하였다.

Fig. 1은 실험 모델과 가시화 장치가 설치된 풍동 시험부 개략도를 나타낸 것이다. 가시화 실험에서 연선(smoke-wire)은 에어포일 주변의 전체적인 흐름 가시화와 경계층의 세밀한 가시화를 위해서 두 곳에 설치하였다. 에어포일 후류를 가시화하기 위하여 연선은 에어포일 앞전으로부터 0.33C 떨어진 위치에 연선 직경 0.14 mm로 에어포일과 수직이 되도록 설치하였다. 이것을 이용한 가시화 사진은 경계층 내부에 연기가 삽입되지 못하고 경계층 외부로 흘러가므로 경계층유동을 가시화하여 관찰할 수 없다. 따라서 경계층 부분을 가시화하기 위해 직경 0.10 mm의 연선으로 앞전 부근 0.06C에 에어포일 표면과 1.0 mm의 간격을 두고 에어포일과 평행하게 설치하였다. 그러나 이와 같은 경계층 내부에 설치된 연선 자체가 난류를 유발하는 트리핑 와이어(tripping wire) 역할을 수행하여 경계층 흐름을 변화시킬 가능성이 있다. 이러한 경계층 내부에 설치된 연선이 트리핑 와이어 역할을 심하게 하는지 확인하고 분석하기 위하여 본 논문에서는 열선풍속계를 이용하여 정량적으로 경계층을 측정한 연구⁽⁸⁾와 비교하여 분석하였다.

3. 결과 및 토론

Fig. 2는 정적(static) 받음각 0° 에서 각 레이놀즈수 ($Re=2.3 \times 10^4$, 3.3×10^4 , 4.8×10^4)에 따른 에어포일의 경계층 및 후류의 가시화 사진이다. 각 레이놀즈수에서 경계층 가시화를 나타내는 Fig. 2(a), (b), (c) 등은 에어포일의 뒷전까지 흐름 분리(separation)가 발생하지 않고 층류를 잘 유지하는 것으로 나타나고 있다. 이러한 층류흐름은 같은 실험조건에서 열선풍속계를 이용하여 정량적으로 경계층을 측정된 연구 결과⁽⁸⁾에서도 잘 나타나므로 본 가시화 연구 결과의 타당성을 확인해 준다. 한편 흐름속도는 에어포일 뒷전 부근에서 거의 0에 가까운 정체점(stagnation point)을 갖고 있으므로 유맥선(streakline)이 에어포일의 앞전에서부터 분리되지 않고 잘 부착되어 흘러오다가 흩어지는 것을

확인할 수 있다.

각 레이놀즈수에 따른 후류 가시화를 나타내는 Fig. 2(d), (e), (f)에서는 연기가 경계층 외부로 흘러가므로 경계층 내부보다는 후류부분을 자세히 관찰할 수 있다. 받음각 0° 의 후류에서는 실험 조건의 모든 레이놀즈수에서 에어포일의 윗면과 아랫면에서 발달된 와류가 근접 후류에서 서로 엇갈리게 합쳐지는 칼만 와류(Kármán vortex)가 생성된다. 이러한 칼만 와류는 레이놀즈수가 가장 낮은 2.3×10^4 에서는 가장 뚜렷이 나타나고 있으나, 레이놀즈수가 증가할수록 점차 약화되는 현상을 관찰할 수 있다. 또한 후류 두께는 레이놀즈수의 증가에 따라 다소 감소하고 있는 현상도 관찰할 수 있다.

Fig. 3은 정적 받음각 3° 에서 각 레이놀즈수에 따른 에어포일의 경계층을 가시화한 사진과 열선프로브를 이용하여 측정된 경계층의 평균속도 분포⁽⁸⁾를 나타낸

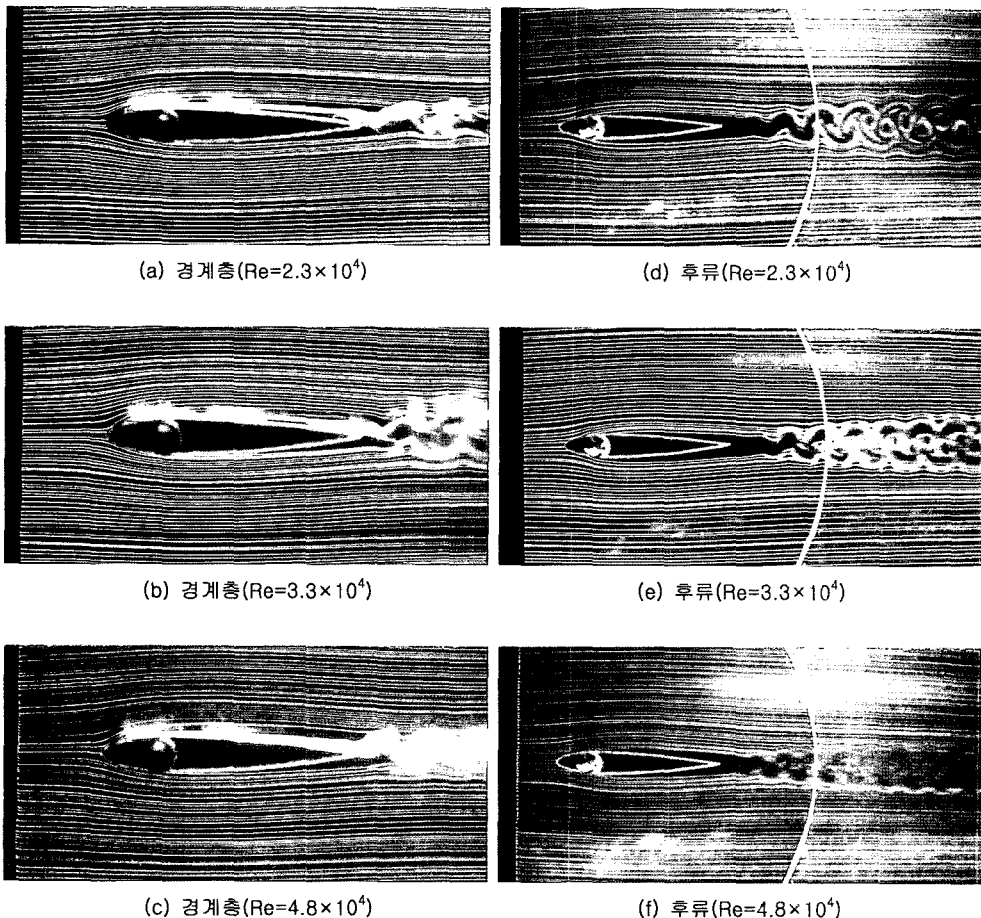


Fig. 2. NACA 0012 에어포일의 경계층 및 후류 가시화($\alpha=0^\circ$).

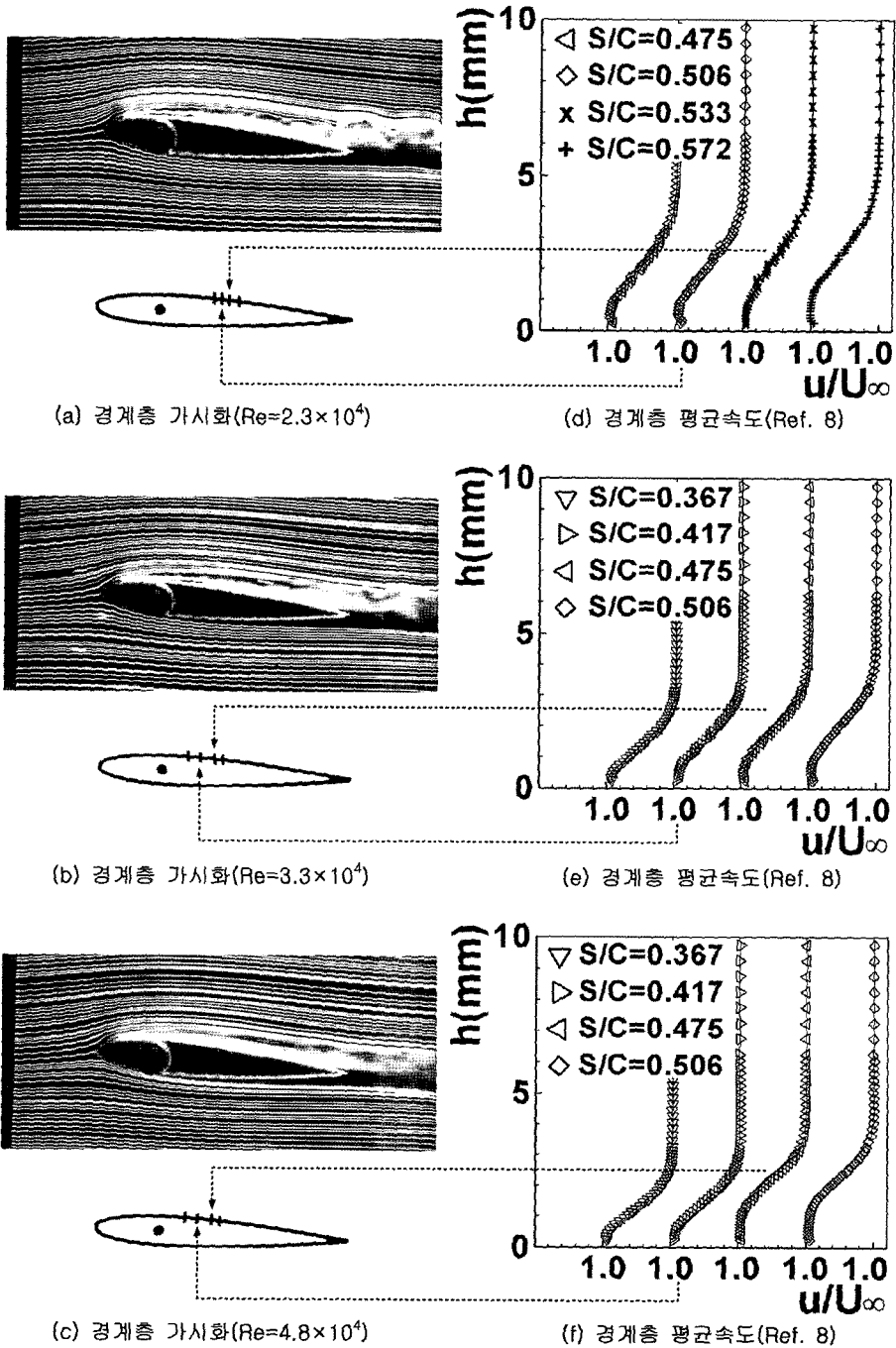


Fig. 3. NACA 0012 에어포일의 경계층 가시화 및 평균속도 분포($\alpha=3^\circ$).

것이다. Fig. 3(a), (b), (c) 등은 앞전에서부터 잘 부착되어 온 흐름이 대략적으로 시위길이 중간지점 이후에서 분리되어 후류로 흘러가는 것을 관찰할 수 있다. 본

가시화 사진에서 에어포일 상의 분리점(separation point)의 위치가 명확하게 구분되지는 않지만, 레이놀즈수가 2.3×10^4 에서 4.8×10^4 로 증가함에 따라 흐름이

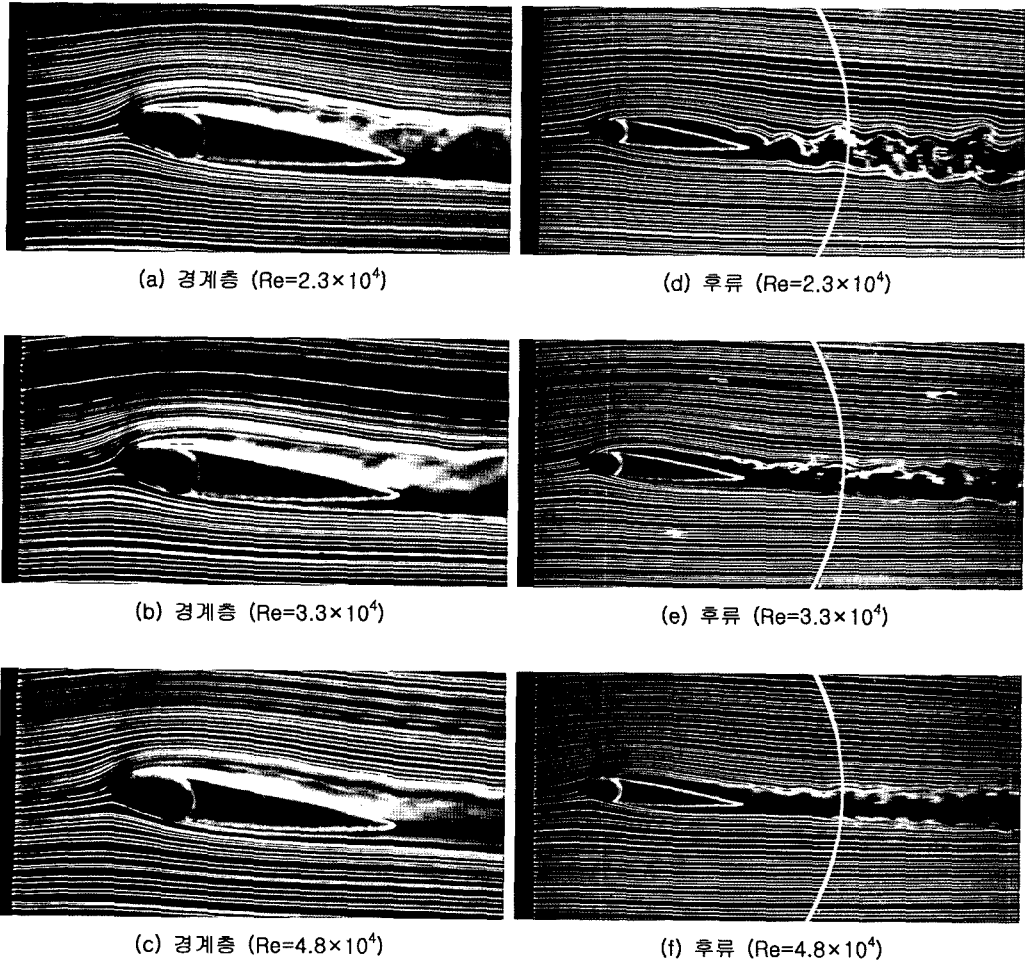


Fig. 4. NACA 0012 에어포일의 경계층 및 후류 가시화($\alpha=6^\circ$).

에어포일 표면에 더 밀착되어 경계층 두께가 더 얇아지는 것을 관찰할 수 있다.

Fig. 3(d), (e), (f) 등은 경계층 가시화에 대한 분석을 돕기 위해 경계층 평균속도 분포를 나타낸 것으로 본 연구의 가시화 실험과 동일한 레이놀즈수와 정적 받음각에서 획득한 Yang and Chang⁽⁸⁾의 연구 결과의 일부를 나타낸 것이다. 세로축은 에어포일 표면에서 법선방향 높이를 나타내며, 가로축은 평균속도를 자유 흐름 속도로 무차원화한 속도를 나타낸다. 에어포일 표면 부근에서 0에 가까운 일정한 속도 분포는 열선프로브로 측정할 수 없는 역류(reverse flow)가 발생하는 부분을 나타낸 것으로 경계층 흐름이 분리되었음을 시사한다.

레이놀즈수 $Re=2.3 \times 10^4$ 인 경우 시위길이(C)를 에

어포일 표면길이(S)로 무차원한 측정위치 $S/C=0.506$ 과 0.533 사이에서 각각 경계층두께는 약 4.4 mm 에서 5.0 mm 로 두드러진 증가를 나타낸다. 따라서 층류 분리가 무차원 측정위치 $S/C=0.506$ 근처에서 발생된 것으로 추정된다⁽⁸⁾. $Re=3.3 \times 10^4$ 인 경우 $S/C=0.417$ 과 0.475 에서 경계층 두께는 두드러진 증가를 나타내며, 경계층 분리는 $S/C=0.417$ 부근에서 발생된 것으로 추정된다. 또한 $Re=4.8 \times 10^4$ 인 경우 $S/C=0.417 \sim 0.475$ 사이에서 경계층 두께는 2.9 mm 에서 3.8 mm 로 두드러진 증가를 나타내며, $S/C=0.417$ 에서도 에어포일 표면 부근에서 경계층 분리로 인한 역류로 인해 거의 0에 가까운 속도분포를 보인다. 이것은 이미 경계층이 분리가 발생되어 역류가 형성된 것으로 추정되며, 경계층 분리가 $S/C=0.417$ 앞부분에서 발생되었음을 알

수 있다⁽⁸⁾. 이와 같이 정량적으로 측정된 경계층 평균 속도 분포(속도 0으로 나타난 역류부분의 속도분포는 이미 경계층이 분리된 것으로 간주함)로부터 에어포일 윗면에서의 경계층 분리점 위치를 대략적으로 추정할 수 있는데, 분리가 이미 발생하여 경계층 두께가 급격히 증가하는 구간을 점선으로 그린 화살표로 표시하였다. 또한 이러한 결과를 통해 저 레이놀즈수범위에서 레이놀즈수가 증가함에 따라 분리점 위치가 앞전 쪽으로 이동한다는 것을 확인할 수 있다⁽⁸⁾. 이외에도 레이놀즈수가 증가할수록 에어포일 뒷전 부근의 후류 두께는 정적 받음각 0°에서와 마찬가지로 다소 감소하는 경향을 나타내고 있다.

Fig. 4는 정적 받음각 6°에서 각 레이놀즈수에 따른 에어포일의 경계층 및 후류의 가시화 사진을 보여준다. Hsiao et al.⁽⁴⁾의 가시화 실험에서도 나타나듯이 전단층 불안정성(shear layer instability)으로 인한 에어포일의 윗면에서 발생한 와류가 후류로 흘러가는 것을 확인할 수 있다. 경계층 가시화를 나타내는 Fig. 4(a), (b), (c) 등은 경계층 흐름 분리의 위치가 정적 받음각 3°에 비해서 상당히 앞전 쪽으로 이동되어 에어포일 최대 두께 근처에서 분리가 발생되기 시작한다. 가시화 사진을 자세히 관찰하면 레이놀즈수가 증가함에 따라 경계층 흐름 분리의 위치가 앞전 쪽으로 이동하고 있음을 관찰할 수 있다. 또한, 에어포일 뒷전 부근의 후류 두께는 레이놀즈수가 증가할수록 점차 감소한다.

각 레이놀즈수에 따른 후류 가시화를 나타내는 Fig. 4(d), (e), (f)에서는 경계층 부분을 자세히 관찰할 수 없지만 에어포일 후류부분을 자세히 관찰할 수 있다. 레이놀즈수 $Re=2.3 \times 10^4$ 인 경우 후류부분에 외부 흐름의 유입(entrainment)이 심하지만 레이놀즈수가 증가함에 따라 유입이 점차 감소하는 현상을 관찰할 수 있다. 또한 레이놀즈수가 증가함에 따라 경계층 두께뿐만 아니라 에어포일 근접 후류의 두께도 뚜렷하게 감소하는 현상을 나타내고 있다. 본 연구에서는 경계층 가시화 사진을 통하여 정성적으로 관찰하였지만 좀더 자세한 경계층의 정량적인 결과는 참고문헌(8)에 제시되어 있다.

Fig. 5는 본 연구의 실험 조건 중 가장 큰 레이놀즈수인 $Re=4.8 \times 10^4$ 에서 에어포일의 정적 받음각이 6°일 때 유동방향의 섭동량에 대한 파워 스펙트럼을 나타낸 것이다. 에어포일 상에서 분리된 흐름의 재부착은 가시화 사진을 통해서서는 판단이 어렵지만, 경계층의 스

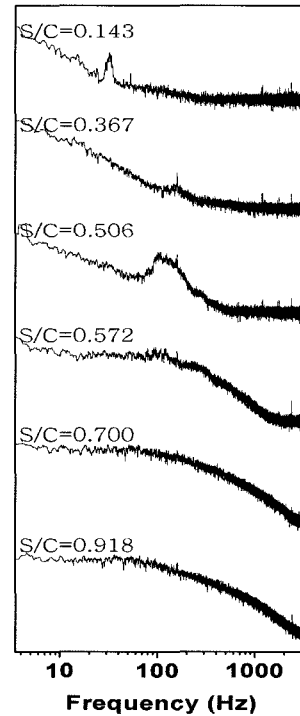


Fig. 5. 유동방향의 섭동량에 대한 파워 스펙트럼($Re=4.8 \times 10^4$, $\alpha=6^\circ$).

펙트럼 분석을 통해 추정이 가능하다. Yarusevych and Sullivan⁽⁶⁾은 천이 영역에서 경계층의 스펙트럼 분석을 통해 전형적인 난류 스펙트럼이 나타나는 에어포일 상의 위치 이전에 경계층 재부착 현상이 나타난다고 밝혔고, Brendel and Mueller⁽⁹⁾는 Wortmann FX63-137 에어포일에 형성된 분리기포의 특성에 관한 연구에서 분리된 경계층의 재부착이 발생하는 최대 배제 두께(displacement thickness) 부근에서 나타나는 난류 스펙트럼의 존재를 밝혔다. 본 연구와 동일한 실험 조건에서 경계층의 정량적인 결과를 보여주는 Yang and Chang⁽⁸⁾의 연구에 따르면 레이놀즈수 4.8×10^4 에서 정적 받음각이 6°일 때 경계층 분리는 에어포일 상의 위치 $S/C=0.143$ 근처에서 발생되고, 재부착은 $S/C=0.700 \sim 0.812$ 에서 발생된다고 하였다. Fig. 5에서 분리가 발생하는 에어포일 상의 대략적인 위치 $S/C=0.143$ 에서는 약 40 Hz를 중심으로 최고치(peak value)가 나타나는 것을 알 수 있다. 이러한 최고치는 난류로의 천이가 진행되는 $S/C=0.506$ 에서 약 100~300 Hz에 걸쳐 폭넓게 나타나고 있으며, 분리된 경계층의 재부착 현상은 일

정한 소산율(decay rate)를 갖는 난류 스펙트럼이 나타나는 $S/C=0.700$ 이후에서 발생된 것을 추정할 수 있다.

4. 결 론

본 연구는 저 레이놀즈수 범위($Re=2.3 \times 10^4$, 3.3×10^4 , 4.8×10^4)에서 정지된 에어포일(stationary airfoil) 경계층 특성과 근접 후류와의 상관관계를 조사하기 위하여 NACA 0012 에어포일의 정적(static) 받음각($\alpha=0^\circ$, 3° , 6°)의 변화에 따른 경계층 및 근접 후류에 대한 가시화를 수행하였다.

가시화 연구를 통해 정적 받음각 0° 에서는 실험을 수행한 모든 레이놀즈수에서 에어포일 상에서의 흐름은 뒷전까지 분리가 발생하지 않고 층류를 지속적으로 유지하는 것으로 나타났다. 에어포일의 정적 받음각이 3° 인 경우 에어포일 표면에서의 경계층은 층류 분리가 발생된 것으로 판단되었다. 또한 경계층 층류 분리점(separation point)은 레이놀즈수가 증가함에 따라 에어포일의 앞전을 향해 이동하는 것을 관찰할 수 있었다. 한편, 정적 받음각 6° 에서는 실험 조건의 모든 레이놀즈수에서 앞전 부근에서 경계층 분리현상이 발생되며, 특히 가장 큰 레이놀즈수인 4.8×10^4 인 경우에 경계층은 에어포일 뒷전 부근에서 분리된 흐름의 재부착 현상이 발생된 것을 스펙트럼 분석을 통해 확인할 수 있었다.

참고문헌

- 1) Carmichael, B. H., 1981, "Low Reynolds Number Airfoil Survey," NASA Contractor Report No. 165803, Vol. I.
- 2) Lissaman, P. B. S., 1983, "Low-Reynolds-Number Airfoils," Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 15, pp. 223~239.
- 3) Mueller, T. J. and Batill, S. M., 1982, "Experimental Studies of Separation on a Two-Dimensional Airfoil at Low Reynolds Numbers," AIAA Journal, Vol. 20, No. 4, pp. 457~463.
- 4) Hsiao, F. B., Liu, C. F., and Tang Z., 1989, "Aerodynamic Performance and Flow Structure Studies of a Low Reynolds Number Airfoil," AIAA Journal, Vol. 27, No. 2, pp. 129~137.
- 5) Arena, A. V. and Mueller, T. J., 1980, "Laminar Separation, Transition, and Turbulent Reattachment near the Leading Edge of Airfoils," AIAA Journal, Vol. 18, No. 7, pp. 747~753.
- 6) Yarusevych, S., and Sullivan, P. E., 2004, "Investigation of Airfoil Boundary Layer and Wake Development at Low Reynolds Numbers," AIAA Paper, AIAA 2004-2551.
- 7) Yarusevych, S., and Sullivan, P. E., 2005, "Airfoil Boundary Layer and Wake Development at Low Reynolds Numbers," AIAA Paper, AIAA 2005-5144.
- 8) Yang, J. H., and Chang, J. W., 2006, "A Study on Boundary Layer Behavior of an NACA 0012 Airfoil," Journal of KSAS, Vol. 34, No. 10, pp. 16~23.
- 9) Brendel, M., and Mueller, T. J., 1986, "Boundary-Layer Measurements on an Airfoil at Low Reynolds Numbers," Journal of Aircraft, Vol. 25, No. 7, pp. 612~617.

1) Carmichael, B. H., 1981, "Low Reynolds Number