

論文

NACA 0012 에어포일의 경계층 거동이 근접 후류에 미치는 영향

양재훈*, 장조원**, 김동하***

Influence of Boundary Layer Behavior on the Near-Wake of an NACA 0012 Airfoil

Jae-Hun Yang*, Jo-Won Chang**, and Dong-Ha Kim***

ABSTRACT

An experimental study was carried out in order to investigate the influence of boundary layer behavior on the near-wake at low Reynolds numbers. An X-type hot-film probe(55R51) was used to measure the near-wake of an NACA 0012 airfoil at static angles of attack $\alpha = 0^\circ, 3^\circ, \text{ and } 6^\circ$, and the Reynolds numbers $Re=2.3 \times 10^4, 3.3 \times 10^4, \text{ and } 4.8 \times 10^4$. The results of the study show that the characteristics of the boundary layer have a close relationship with the mean velocity the turbulence intensity profiles of a near-wake. Therefore, the development of the boundary layer, the position of the separation point, and the existence and non-existence of reattachment on the airfoil surface were represented by the differences in the mean velocity and turbulence intensity profiles of the near-wake.

Key Words : Boundary Layer Behavior(경계층 거동), Near-Wake(근접 후류), Low Reynolds Number(저 레이놀즈수), Laminar Separation(층류 분리), Reattachment(재부착)

1. 서 론

저 레이놀즈수에서 공력 특성은 날갯짓 비행체(ornithopter), 초소형 비행체(Micro Air Vehicle), 등의 설계와 관련하여 많은 연구가 진행되어 왔다. 그리고 그동안 수행된 연구의 대부분은 공력 성능(aerodynamic performance)에 지배적인 영향을 미치는 경계층 거동(boundary layer behavior)에 초점을 맞춰 왔다.

Lissaman[1]과 Carmichael[2]에 따르면 일반적으로 점성의 영향은 약 5.0×10^5 이하의 레이놀즈수에서는 더 높은 레이놀즈수에 비하여 상대적으로 크기 때문에, 에어포일의 성능이 감소하기 시

작하고 다양한 공기역학적인 문제가 발생한다고 하였다. Hsiao et al.[3]과 Mueller and Batill[4]은 NACA 63₃-018 에어포일에 대해 저 레이놀즈수 범위에서 다양한 받음각의 변화에 따른 경계층 특성을 연구하였다. 일반적으로 저 레이놀즈수에서는 길이가 긴 층류 분리기포(long separation bubble)가 작은 받음각 범위에서 발생하게 되고, 받음각이 증가함에 따라 앞전을 향해 이동한다. 레이놀즈수가 증가하면서 분리기포의 길이는 점차 감소하지만, 결국 저 레이놀즈수에서 에어포일의 성능 감소의 주요한 요인으로 작용하게 된다. 이러한 분리 및 분리가 발생하기 직전의 유동 특성은 경계층의 배제 두께나 운동량 두께의 측정과 분석을 통하여 관찰이 가능하며, 방향성을 가진 열선 프로브(hot-wire probe)를 사용하더라도 분리 이후에 나타나는 역류(reverse flow) 영역에서 중요한 정보를 얻어낼 수 있다[5].

최근에는 경계층 거동과 후류와의 연관성에 관한 정량적인 연구도 다수 진행되었는데, Yarusevych and Sullivan[6, 7]은 NACA 0025

2006년 9월 3일 접수 ~ 2006년 9월 25일 심사완료

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 정회원, 한국항공대학교 항공운항학과

연락처, E-mail : jwchang@hau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

*** 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

에어포일을 이용하여 표면 압력 측정과 열선 풍속계를 이용한 실험을 통해 후류와 경계층의 연관성을 연구하였다. 그들은 흐름이 분리되어 재부착 되지 않는 경우($Re=1.0 \times 10^5$)와 재부착 되어 분리기포가 형성되는 경우(1.5×10^5)에 에어포일 표면의 경계층 거동이 와류홀림에 미치는 영향을 연구하여 두 흐름이 명확하게 구분되는 다른 특성이 나타남을 보였다. 또한 분리기포가 형성되지 않는 레이놀즈수 1.5×10^5 미만에서는 에어포일의 성능이 급격하게 감소하는 것을 보고하였다. Huang and Lin[8]은 NACA 0012 에어포일을 이용하여 저 레이놀즈수 범위의 다양한 받음각에서 가시화를 통한 경계층 분석과 열선 풍속계를 이용한 후류의 와류홀림(vortex shedding)을 분석하였다. 그들은 경계층 분리기포로 인한 전단층 불안정성(shear-layer instability)은 후류에서 와류홀림의 거동과 밀접한 연관성이 있음을 밝혔다.

한편, 진동하는 에어포일(oscillating airfoil)의 경우에 경계층과 후류에 관한 연구는 에어포일이 움직이면서 경계층의 위치도 함께 변하기 때문에 피도정압관, 열선 프로브 등과 같이 프로브를 삽입하여 측정하는 실험을 수행하기 곤란하다. 그러므로 진동하는 에어포일의 경계층 특성을 후류에 대한 분석을 통해서 유추하기 위해서는 정지된 에어포일(stationary airfoil)에서의 연구가 선행적으로 요구된다. 그리고 저 레이놀즈수에서 후류의 특성과 발달이 경계층 거동과 어떠한 연관이 있는지에 대해 물리적으로 접근하기 위해서는 경계층 및 후류에 대한 연구가 동시에 진행되어야 한다. 그러나 기존의 연구들은 저 레이놀즈수 범위 중에서도 다소 레이놀즈수가 크거나, 경계층에 대한 상세한 데이터를 제공하지 못하였다.

따라서 본 연구에서는 NACA 0012 에어포일에서 열선 풍속계를 이용한 근접 후류 데이터의 획득을 통하여 저 레이놀즈수 범위에서 에어포일 정적(static) 받음각의 변화에 따른 경계층 특성의 변화가 근접 후류에 미치는 영향을 조사하였다.

II. 본 론

2.1 실험장치 및 방법

본 실험에서 사용한 한국항공대학교 응용공기역학(applied aerodynamics) 연구실의 아음속 풍동은 개방형 흡입식으로 최대 유속은 50.0 %이고, 풍동 시험부의 규격은 0.5m×0.5m×1.4m이다.

에어포일 모델은 시위길이는 0.18m인 NACA 0012 에어포일이며, 두랄루민으로 제작하였다.

본 연구에서 시험부의 자유흐름(freestream) 속도를 1.98, 2.83, 4.03 %인 세 가지 경우로 택하였으며, 시위길이 레이놀즈수(chord Reynolds number)는 각각 2.3×10^4 , 3.3×10^4 , 4.8×10^4 이다. 본 연구에서는 각 레이놀즈수에서 에어포일의 정적 받음각은 0°, 3°, 6°로 변화시키면서 실험을 수행하였다.

본 연구에서는 에어포일의 근접 후류 데이터를 정량적으로 획득하기 위하여 DANTEC社의 열선 풍속계(hot-wire anemometer)를 사용하였다. 근접 후류(near-wake)를 측정하기 위하여 X형 2차원 열선 프로브(55R51)를 사용하였다. 열선 프로브의 정보 획득률(sampling frequency) 각각 6 kHz이며, 데이터 신호는 약 11초 동안 획득되어 시간 평균되었다.

Fig. 1은 NACA 0012 에어포일과 열선 프로브 이송을 위한 2축 자동이송장치가 설치된 시험장치 개략도를 보여준다. 실험 좌표계는 유동 흐름 방향이 X축으로 정의되고, 에어포일에 수직인 방향, 즉 X축에 수직인 방향이 Y축으로 정의된다. 에어포일의 근접 후류 측정은 풍동 시험부 옆면에 설치된 2축 자동이송장치를 이용하여 측정하였다. 2축 자동이송장치는 0.01 mm의 정밀도를 가지며, $Y = \pm 20$ mm 범위에서는 1.0 mm 간격으로, 그 외는 2.0~5.0 mm의 수직간격으로 측정을 수행하였다. 근접 후류의 측정 위치는 정적 받음각 0°에서 에어포일의 뒷전으로부터 유동의 흐름방향(X)을 시위길이(C)로 무차원화 하여 $X/C = 0.1, 0.3, 0.5, 1.0$ 인 4곳이다.

본 연구에서 사용된 아음속 풍동 시험부의 난류강도(turbulence intensity)는 0.4%이내이며, 실험이 진행되는 동안 온도변화는 ± 0.5 °C 이하이다. 자유흐름 속도의 불확실성(uncertainty)은 약

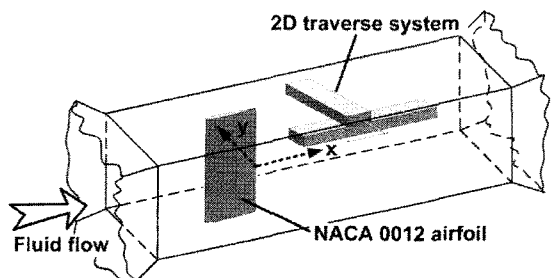


Fig. 1 시험장치 개략도

1.7%(± 0.035 %)이며, 평균속도에 대한 2차원 열선 프로브의 데이터 불확실성은 약 4.2% 정도이다. 이와 같은 실험장치와 방법에 대한 내용은 참고문헌[9]에 제시되어 있다.

2.2 결과 및 검토

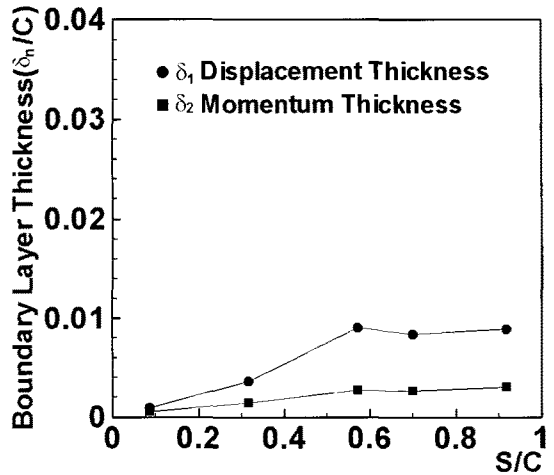
2.2.1 경계층

본 연구의 실험 조건과 동일한 NACA 0012 에어포일의 저 레이놀즈수 범위(2.3×10^4 , 3.3×10^4 , 4.8×10^4)에서 정적(static) 받음각($\alpha=0^\circ$, 3° , 6°)의 변화에 따른 경계층 거동은 Yang and Chang[9]의 연구에 상세히 나타나 있다. 그들의 연구에 따르면, 정적 받음각 0° 의 경우 에어포일 윗면은 본 연구의 레이놀즈수 범위에서 층류경계층을 유지하며, 경계층 분리가 발생되지 않고 레이놀즈수가 증가할수록 경계층 두께는 감소한다. 정적 받음각 3° 에서는 본 연구에서 실험을 수행한 레이놀즈수 범위에서 층류 분리가 발생되었고, 분리된 경계층의 재부착(reattachment)은 발생되지 않았다. 또한 분리점(separation point)의 위치는 레이놀즈수가 증가할수록 앞전 쪽으로 이동되었다. 정적 받음각 6° 에서는 실험이 수행된 모든 레이놀즈수에서 경계층 분리가 발생되었으며, 경계층 재부착은 좀 더 조밀한 위치에서 측정이 필요한 레이놀즈수 2.3×10^4 를 제외하고, 3.3×10^4 , 4.8×10^4 인 경우에 발생되었다.

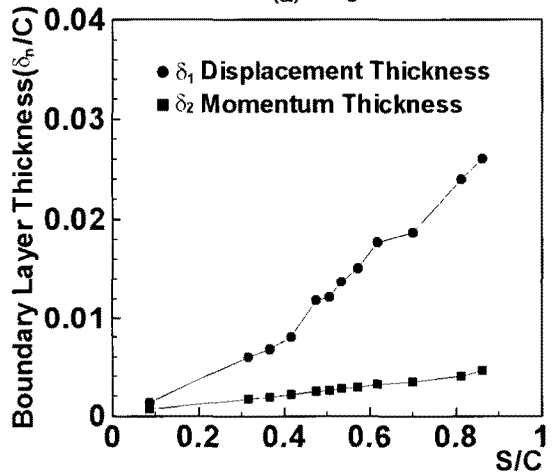
Fig. 2는 Yang and Chang[9]의 경계층 데이터를 바탕으로 레이놀즈수 4.8×10^4 에서 정적 받음각, $\alpha=0^\circ$, 3° , 6° 의 변화에 따른 경계층의 배제 두께(displacement thickness, δ_1)와 운동량 두께(momentum thickness, δ_2)를 시위길이(C)로 무차원화 된 에어포일 표면길이(S)를 따라 나타낸 것이다.

Fig. 2(a)는 실험을 수행한 레이놀즈수 중 가장 높은 4.8×10^4 에서 정적 받음각 0° 일 때의 경계층 두께를 보여준다. 여기서 에어포일 상의 배제 두께와 운동량 두께는 완만한 증가를 보이며, 경계층 분리가 발생되지 않았음을 확인할 수 있다.

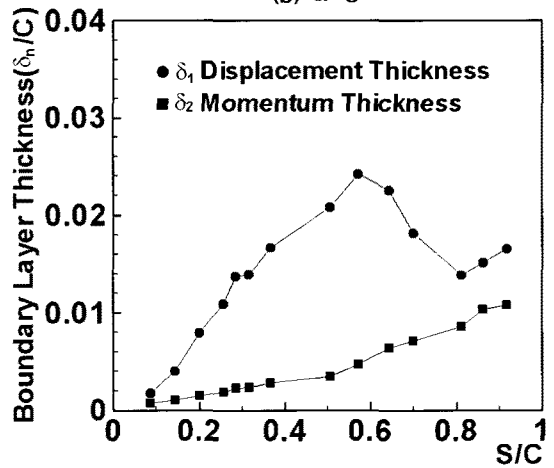
Fig. 2(b)는 레이놀즈수 4.8×10^4 에서 정적 받음각 3° 일 때의 경계층 두께를 보여준다. 에어포일 상의 위치 $S/C=0.400$ 이후로 배제 두께에서 확연한 증가를 보여주고 있으며, 운동량 두께는 완만한 증가가 나타난다. Brendel and Mueller[5]에 따르면 경계층 분리가 발생된 직후 배제 두께는



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



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



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

Fig. 2 경계층 두께($Re=4.8 \times 10^4$)

증가하는 반면, 운동량 두께는 분리 이전과 거의 같은 비율로 증가한다고 하였다. 이것은 분리 이후에 경계층의 속도분포는 변곡점(deflection point)을 형성함으로써 급격한 유량 손실을 야기함과 동시에, 점성으로 인해 전단응력(shear stress)이 두드러지게 증가하지만, 운동량의 급격한 확산은 발생하지 않기 때문이다. 본 연구의 정적 받음각 3°일 때의 경계층은 약 $S/C=0.400$ 근처에서 경계층 분리의 발생을 예측할 수 있으며, 이곳에서 Brendel and Mueller[5]의 결과에서와 유사하게 배제 두께는 증가하는 반면, 운동량 두께는 완만하게 증가하였다.

Fig. 2(c)는 레이놀즈수 4.8×10^4 에서 정적 받음각 6°일 때의 경계층 두께를 보여준다. 앞선 부근에서 배제 두께는 정적 받음각 3°에서와 마찬가지로 경계층 흐름의 분리가 발생되었음을 예측할 수 있을 정도로 증가한다. 분리된 경계층은 그 후, 에어포일 상의 위치 $S/C=0.572$ 에서는 최대 배제 두께를 나타내며, 운동량 두께도 급격하게 증가한다.

Brendel and Mueller[5]에 따르면 경계층 분리 이후 분리된 전단층은 천이(transition)를 겪고, 이러한 천이는 운동량 두께의 확연한 증가를 유발한다고 하였다. 또한 Brendel and Mueller[10]는 운동량 두께에서의 급격한 증가에 해당하는 최대 배제 두께는 천이의 지표로 이용된다고 하였으며, 최대 배제 두께는 적어도 명확하게 구분되는 다른 두 현상사이의 경계임을 보고하였다. 따라서 Brendel and Mueller[5, 10]의 분석에서도 나타나듯이 천이가 발생되었음을 추정할 수 있다. Yang and Chang[9]의 경계층 분석에 따르면 에어포일상의 위치 $S/C=0.812$ 이전에 분리된 경계층의 재부착 현상이 발생되었음을 알 수 있다. 따라서 배제 두께(displacement thickness)는 $S/C=0.812$ 이전에는 감소하고, $S/C=0.812$ 이후로는 증가하는 것을 관찰할 수 있다.

2.2.2 근접 후류의 평균속도

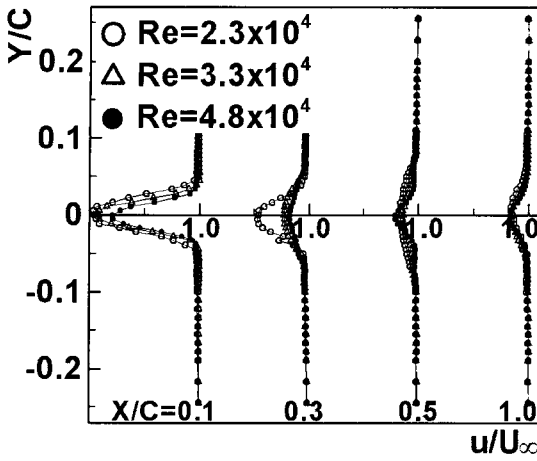
Fig. 3은 저 레이놀즈수 범위(2.3×10^4 , 3.3×10^4 , 4.8×10^4)에서 정적(static) 받음각($\alpha=0^\circ$, 3° , 6°)의 변화에 따른 유동 흐름방향의 평균속도 분포를 무차원화 하여 보여준다. 본 연구에서 평균속도 분포에 대한 레이놀즈수 영향은 레이놀즈수의 변화가 작기 때문에 크지는 않지만, 속도결손(velocity defect)은 에어포일 뒷전에 가장 가까운 후류 위치인 $X/C=0.1$ 에서 가장 크게 나타나고,

하류로 갈수록 속도결손은 점차 외부 유동을 향해 회복되는 현상을 나타낸다. 후류 위치 $X/C=0.1$ 에서 최대 속도결손의 위치는 받음각의 변화에 따른 뒷전의 위치의 변화에 따라 다르게 나타나고 있다. 그리고 받음각이 6°인 경우가 3°인 경우보다 더 큰 속도결손을 나타낸다. 이것은 받음각의 차이에 따른 흐름방향에 대한 에어포일 형상 차이뿐만 아니라, 6°의 경우 경계층 흐름의 분리점이 3°보다 훨씬 앞선 앞선 부근에서 분리와 에어포일 뒷전 부근에서의 분리된 경계층의 재부착이 발생하는데 그 원인이 있는 것으로 여겨진다.

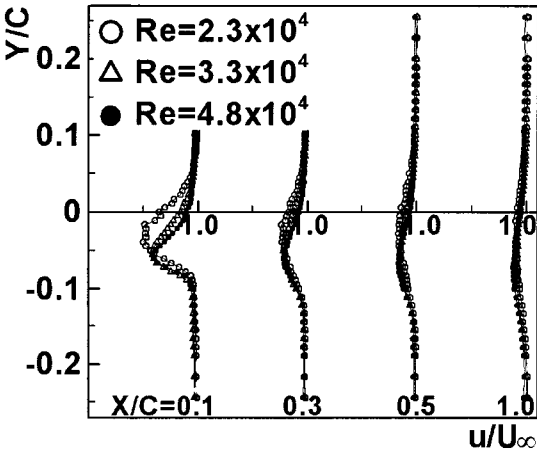
Fig. 3(a)은 정적 받음각 0°에서 레이놀즈수의 변화에 따른 근접 후류에서 평균속도 분포를 보여준다. 이것은 에어포일 상에서 경계층이 분리 현상이 발생되지 않고 층류만을 유지하는 경우에 후류의 평균속도 분포를 나타낸 것이다. 후류 위치 $X/C=0.1$ 에서 각 레이놀즈수는 비슷한 평균속도 분포를 나타내고 있으며, 레이놀즈수 4.8×10^4 에서의 최대 속도결손은 다른 두 레이놀즈수에 비해 다소 작게 나타난다. 후류의 두께는 레이놀즈수가 작을수록 더 두껍게 나타나고 있다. 후류 위치 $X/C=0.3$ 에서는 레이놀즈수 3.3×10^4 와 4.8×10^4 의 경우 비슷한 평균속도를 나타내지만, 가장 낮은 레이놀즈수인 2.3×10^4 의 경우는 여전히 큰 속도결손이 나타나고 있고 속도결손의 회복 또한 다른 레이놀즈수에 비해 느리게 나타나고 있다.

Fig. 3(b)은 정적 받음각 3°에서 레이놀즈수에 따른 근접 후류의 평균속도 분포를 보여준다. 이것은 에어포일 상에서의 경계층이 층류 분리(laminar separation)가 발생하는 경우에 후류의 특성을 나타낸 것이다. 후류 위치 $X/C=0.1$ 에서 레이놀즈수 $Re=3.3 \times 10^4$ 와 4.8×10^4 의 경우는 비슷한 최대 속도결손 크기와 분포를 보이는데 비하여, 레이놀즈수 2.3×10^4 의 경우는 최대 속도결손의 크기가 더 크고, 그 폭도 넓게 나타난다. 이러한 현상의 원인중의 하나는 Yang and Chang[9]의 경계층 거동(boundary layer behavior) 분석에 제시된 바와 같이 경계층 분리점 위치가 레이놀즈수 $Re=3.3 \times 10^4$ 와 4.8×10^4 는 다소 근접한 위치에서 발생하는데 비하여, 레이놀즈수 2.3×10^4 인 경우 경계층 발달의 진행이 느리고 흐름 분리점의 위치가 다소 하류에 위치하기 때문인 것으로 추정된다. 후류 위치 $X/C=0.1$ 이후에서의 최대 속도결손 크기와 분포는 실험을 수행한 모든 레이놀즈수에서 비슷한 경향을 보인다.

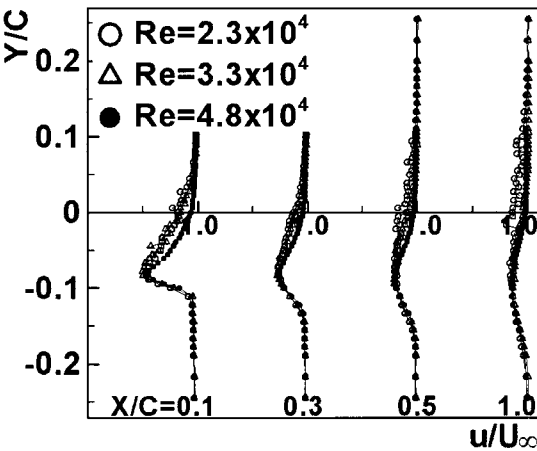
Fig. 3(c)은 정적 받음각 6°에서 레이놀즈수의



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



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



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

Fig. 3 정지된(stationary) 에어포일의 평균속도

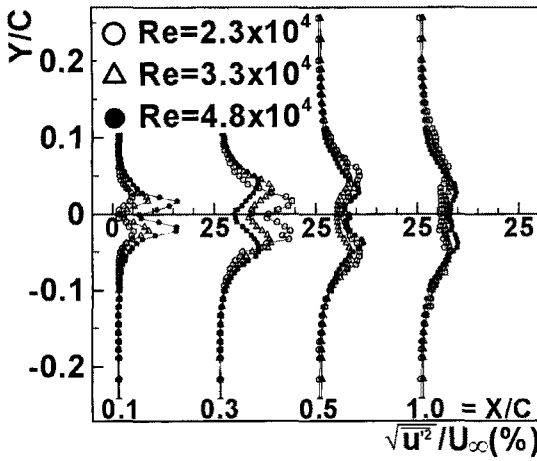
변화에 따른 근접 후류의 평균속도 분포를 보여준다. 이것은 에어포일 상에서의 경계층이 분리 현상 및 재부착 현상이 발생된 경우에 후류의 특성을 나타낸다. 레이놀즈수 2.3×10^4 와 3.3×10^4 인 경우에 비슷한 평균속도 분포를 보이고 있으며, 레이놀즈수 4.8×10^4 인 경우에 비해 속도결손과 후류의 폭이 더 크게 나타나고 있다. 이것은 Yang and Chang[9]의 경계층 연구에서 나타나듯이 4.8×10^4 에서는 분리가 발생한 후 에어포일 상의 위치 $S/C=0.812$ 이전에 재부착이 발생한다. 에어포일 근접후류에서 비슷한 평균속도 분포를 나타내는 $Re=2.3 \times 10^4$ 와 3.3×10^4 에서는 $S/C=0.812$ 이후 비슷한 위치에서 재부착 현상이 나타나 비슷한 흐름구조를 갖는데 그 원인이 있는 것으로 여겨진다. 그러나 레이놀즈수 2.3×10^4 인 경우 재부착 현상은 뒷전의 마지막 측정 위치인 $S/C=0.918$ 까지 관찰[9]할 수 없었다.

2.2.3 근접 후류에서의 난류강도

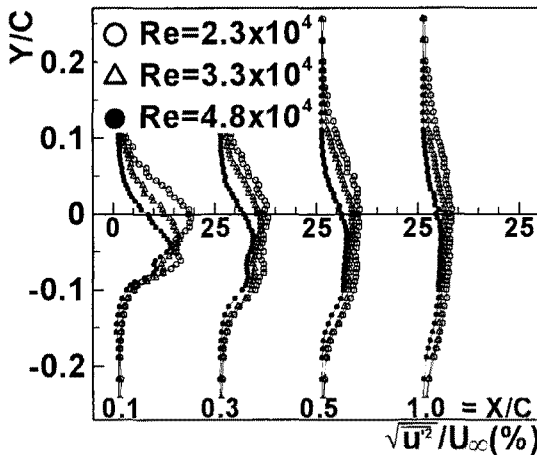
Fig. 4는 저 레이놀즈수 범위에서 정적 받음각의 변화에 따른 유동 흐름방향의 무차원 난류강도(turbulence intensity) 분포를 보여준다. 평균속도 분포와 마찬가지로 레이놀즈수의 변화가 크지 않기 때문에 난류강도에 거의 유사한 경향을 나타낸다. 전반적으로 뒷전 부근에서 난류강도가 가장 크게 나타나고, 하류로 갈수록 난류강도가 점차 외부 유동을 향해 확산되면서 감소하는 현상을 보이고 있다.

Fig. 4(a)는 정적 받음각 0° 에서 레이놀즈수의 변화에 따른 난류강도를 보여준다. 정적 받음각 0° 에서는 난류강도가 후류 중심에 대해 대칭적인 쌍봉 형태의 분포를 나타내고 있다. 뒷전 부근인 후류 위치 $X/C=0.1$ 에서의 난류강도는 경계층 흐름의 발달 진행 정도에 따라 가장 높은 레이놀즈수인 4.8×10^4 인 경우에 가장 컸으며, 후류 위치 $X/C=0.3$ 에서의 난류강도는 가장 낮은 레이놀즈수인 2.3×10^4 인 경우에 가장 크게 나타난다.

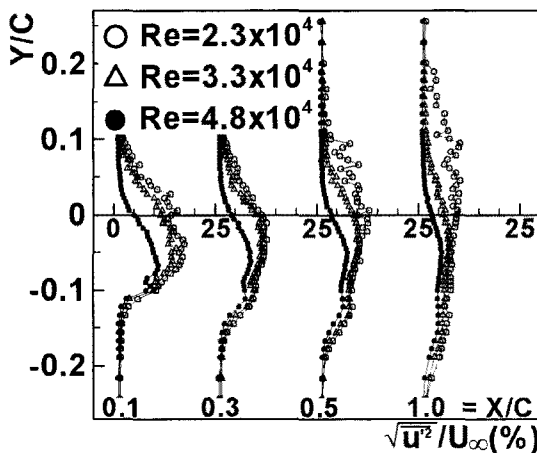
Fig. 4(b)는 정적 받음각 3° 에서 레이놀즈수의 변화에 따른 난류강도 분포를 보여준다. 정적 받음각 3° 에서 난류강도는 후류 중심에 대해 단봉 형태의 분포를 나타낸다. 뒷전 부근인 후류 위치 $X/C=0.1$ 인 경우 레이놀즈수 2.3×10^4 에서의 난류강도는 경계층에서 분리된 전단층의 발달정도가 비슷한 3.3×10^4 및 4.8×10^4 인 경우와 구별되는 경향을 나타내고 있다. 레이놀즈수 2.3×10^4 인 경우의 난류강도는 뒷전 부근에서 훨씬 크며, 난류강도 분포의 중심이 정적 받음각 3° 일 때의 에어포



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



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



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

일의 뒷전 위치보다 훨씬 높게 나타난다. 이것은 평균속도 분포에서 분석한 바와 같이 레이놀즈수 2.3×10^4 에서 층류 분리의 발생이 다른 두 레이놀즈수에 비해 다소 늦게 나타나고, 경계층 발달의 진행이 다소 느리게 진행되는 것이 그 원인 중 하나라고 생각된다.

Fig. 4(c)는 정적 받음각 6° 에서 레이놀즈수의 변화에 따른 난류강도 분포를 보여준다. 정적 받음각 6° 에서 난류강도는 3° 에서와 마찬가지로 후류 중심에 대해 단봉 형태의 분포를 나타낸다. 레이놀즈수가 증가할수록 난류강도가 더 작아지는데, 이것은 경계층에서 층류 분리 이후에 난류로의 천이 진행 정도가 근접 후류에서 난류강도의 차이로 나타난 것이라고 볼 수 있다. 뒷전 부근인 후류 위치 $X/C=0.1$ 인 경우 레이놀즈수 2.3×10^4 인 경우와 3.3×10^4 인 경우의 난류강도는 서로 비슷한 경향을 보이고 있으며, 레이놀즈수 4.8×10^4 인 경우에 비해 더 큰 난류강도와 폭을 나타낸다. 이것은 Yang and Chang[9]의 경계층 분석에 따르면, 4.8×10^4 에서는 분리가 발생한 후 에어포일 상의 위치 $S/C=0.812$ 이전에 재부착이 발생하지만, 레이놀즈수 2.3×10^4 와 3.3×10^4 인 경우에는 $S/C=0.812$ 이후 비슷한 위치에서 재부착 현상이 나타나고 비슷한 경계층 두께를 갖기 때문이라고 추정할 수 있다. 또한 후류 위치 $X/C=0.1$ 이후에서의 난류강도는 하류로 갈수록 다른 레이놀즈수의 경우에 비교할 때 다른 분포를 보인다. 이것은 레이놀즈수 2.3×10^4 와 3.3×10^4 에서 $S/C=0.812$ 이후 비슷한 위치에서 재부착 현상 발생하였으리라 추정할 수 있다. 그러나 $Re=2.3 \times 10^4$ 인 경우 재부착 현상은 뒷전의 마지막 측정 위치인 $S/C=0.918$ 까지 관찰하지 못하였다 [9].

III. 결 론

본 연구에서는 근접 후류 데이터의 획득을 통하여 저 레이놀즈수 범위(2.3×10^4 , 3.3×10^4 , 4.8×10^4)에서 NACA 0012 에어포일의 정적 받음각($\alpha=0^\circ$, 3° , 6°) 변화에 따른 경계층 거동이 근접 후류에 미치는 영향을 조사하였다.

(1) 정적 받음각 0° 의 경우에 본 실험에서 조사된 레이놀즈수의 범위에서 경계층 분리가 발생하지 않고 층류가 발생하며[9], 이때 근접 후류는 레이놀즈수가 작을수록 더 큰 속도결손을 보이고, 각 경우의 난류강도는 경계층의 발달 진행 정도에 따라 서로 다르게 나타난다.

Fig. 4 정지된(stationary) 에어포일의 난류강도

(2) 정적 받음각 3° 인 경우에 층류 분리가 발생하며[9], 이때 뒷전근처 후류의 속도결손과 난류강도 분포는 레이놀즈수 2.3×10^4 인 경우가 3.3×10^4 , 4.8×10^4 인 경우에 비해 크게 나타나고 후류 폭 또한 가장 크다.

(3) 정적 받음각 6° 에서 경계층 분리후 재부착은 레이놀즈수 4.8×10^4 와 3.3×10^4 인 경우 발생하며, 레이놀즈수 2.3×10^4 인 경우는 재부착 현상을 확인하지 못하였고 레이놀즈수 3.3×10^4 인 경우의 재부착은 훨씬 뒷전 가까이에서 발생한다[9]. 이러한 경계층 흐름인 경우에 후류의 속도결손 및 후류 폭은 레이놀즈수 4.8×10^4 에서 가장 작으며, 난류강도와 후류 폭 또한 전단층의 재부착이 발생하여 경계층에서 이미 난류 유동을 나타낸 $Re=4.8 \times 10^4$ 에서 가장 작다. 따라서 정적 받음각 6° 에서 근접 후류의 평균 결손속도와 난류강도 그리고 그에 해당하는 후류 폭은 재부착의 유무와 재부착 이후에 전단층의 발달 정도에 따라 다르게 나타난다.

이와 같이 본 연구에서는 근접후류의 평균속도 및 난류강도의 크기가 에어포일 표면에서의 경계층의 발달 정도, 층류 분리의 유무와 분리점의 위치, 그리고 재부착의 유무에 따라 크게 달라지는 것을 심도 있게 관찰할 수 있었다.

참고문헌

- [1] Lissaman, P. B. S., "Low-Reynolds-Number Airfoils," Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 15, 1983, pp. 223~239.
- [2] Carmichael, B. H., "Low Reynolds Number Airfoil Survey," NASA Contractor Report, No. 165803, Vol. 1, 1981.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] Yarusevych, S., and Sullivan, P. E., "Investigation of Airfoil Boundary Layer and Wake Development at Low Reynolds Numbers," AIAA Paper, AIAA 2004-2551.
- [7] Yarusevych, S., and Sullivan, P. E., "Airfoil Boundary Layer and Wake Development at Low Reynolds Numbers," AIAA Paper, AIAA 2005-5144.
- [8] 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.
- [9] Yang, J. H., and Chang, J. W., "A Study on Boundary Layer Behavior of an NACA 0012 Airfoil," Journal of The KSAS, Vol. 34, No. 10, pp. 16~23.
- [10] Brendel, M., and Mueller, T. J., "Boundary Layer Measurements on an Airfoil at a Low Reynolds Number in an Oscillating Freestream," AIAA Journal, Vol. 26, No. 3, 1988, pp. 257~263.