

평판 경계층 유동조건이 근접후류에 미치는 영향

김동하[†], 장조원^{*}

Influence of Flow Conditions on a Boundary Layer to the Near-Wake of a Flat Plate

D. H. Kim[†], J. W. Chang^{*}

Key Words: Boundary Layer(경계층), Flat Plate(평판), Near Wake(근접 후류)

Abstract

An experimental study was carried out to investigate influence of flow conditions on a boundary layer to the near-wake of a flat plate. The flow condition in the vicinity of trailing edge that is influenced by upstream condition history is an essential factor that determines the physical characteristics of a near-wake. Various tripping wires were used to change boundary layer flow condition of upstream at the freestream velocity of 6.0 m/sec. Measurements of the boundary layer and near-wake according to the change of upstream conditions were conducted by using both I-probe(55P14 for boundary layer) and X-probe(55P61 for wake). Normalized velocity profiles of the boundary layer were shown the flow types such as laminar boundary layer, transition, and turbulent boundary layer at 0.95C from the leading edge. The velocity and turbulence intensity profiles of the near-wake for the case of laminar boundary layer at the flat plate surface exhibited a defect and a double peak showing perfect symmetry, respectively.

T.I :Turbulence Intensity

기호설명

- u :경계층 속도 및 후류 속도
 U_{∞} :자유흐름속도
 y :평판 표면에서부터 수직거리
 δ :경계층 두께
 Y :후류 중심에서 측정 위치까지 거리
 W :시험부의 폭
 C :평판 길이(Chord length)

1. 서론

유선형 물체를 지나는 후류의 구조는 매우 복잡하다. 서로 다른 두개의 표면에서 불연속적인 전단력으로 인해 분리된 흐름은 서로 충돌하고 교란된다. 이렇게 교란된 흐름은 표면에서 분리된 흐름인 점성유동(viscous flow)의 교란과 외부의 유입으로 인한 비점성과 점성의 교란의 메커니즘이 복합된 매우 복잡한 형태를 갖추게 된다. 특히, 에어포일은 항공기가 비행중에 공기역학적 힘에 의해서 진동하게 되고 이러한 진동은 복잡

[†] 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

^{*} 한국항공대학교 항공운항학과

E-mail :jwchang@hau.ac.kr

TEL : (02)300-0082 FAX : (02)3158-1849

한 후류의 특성을 나타내고 있다. 이러한 복잡한 구조를 가진 후류는 Chevray와 Kovaszny⁽¹⁾가 대칭성 후류(symmetric wake)의 평균속도와 유동방향의 난류성분을 측정함으로써 근거할 만한 자료의 제시가 시작되었다. 그들에 따르면 후류는 평판의 윗면과 아랫면에서 분리된 흐름이 교란되어 서서히 평형상태로 진행되며 하류로 갈수록 중심속도에 대해 상사성이 존재함을 제시하였다. 또한 Alber⁽²⁾는 뒷전에서 난류의 특성(turbulent boundary layer)을 가지는 경계층으로부터 발생된 후류를 내부층(inner layer)과 외부층(outer layer)으로 구분하여 그 특성을 조사하였는데 그에 따르면 뒷전의 매우 가까운 부근에서 교란은 층류(laminar flow)를 띠며 이러한 교란은 에어포일 상류흐름에서 서로 다른 두 표면에서의 점성저층영역(viscous sublayer) 상호간의 교란으로 발생한다고 보고하였다. 또한 중심속도와 후류의 폭에 대해서 상사변수를 조사하였고 후류에서 압력의 영향을 조사하여 외부 압력의 영향이 비선형적인 eddy의 확산성을 발생시킴으로써 수학적 접근이 어렵게 함을 제시하였다.

후류의 운동량 두께를 이용한 Ramaprian과 Patel⁽³⁾ 연구에선 후류를 내부 후류(inner wake), 근접 후류(near wake), 중간 후류(intermediate wake), 먼 후류(far wake)로 구분하였다. 이들 중 중간 후류와 먼 후류는 중심속도와 후류 폭에 대해 적절한 상사변수(similarity parameter)가 성립하는 반면에 내부 후류(inner wake)와 근접 후류(near wake)는 에어포일 뒷전이나 상류의 흐름에 따라 다양하게 변화한다. 특히, 내부 후류(inner wake)는 에어포일 뒷전에서 경계층의 내부층(inner layer)들의 교란으로 발생되며 이러한 교란은 에어포일 매우 상류 흐름의 History에 의해 많은 영향을 받으며 뒷전에서 멀어질수록 평형상태(equilibrium flow)로 발달되어 간다.

또한 후류는 대칭(symmetric) 혹은 비대칭유동(asymmetric)으로서 덕트 혹은 평판의 후류는 중심을 기준으로 대칭유동을 나타낸다. Dean⁽⁴⁾ 등은 덕트내에 내부 경계층의 교란에 대해서 조사하였고 그들은 조건 취득법을 이용하여 교란이 중심에서 이루어지며 중심에서 $0.2H$ (H : 덕트의 높이)안에서 제한되어 발생됨을 밝혔다. 또한 각

각의 표면에서 발생된 연속적인 eddy들의 충돌에 의한 난류에너지와 전단력의 이동은 벽근처의 생성(production) 지역에서의 확산속도에 의해서 지배받으며 작은 크기의 혼합(fine-scale mixing)에 의해서 소멸됨을 제시하였다.

그리고 에어포일은 일반적으로 상류에서 곡률에 의해 다양한 유동 현상을 가지고(history effect), 뒷전 부근에서 순간적인 전단력의 사라짐으로 인하여 스스로 순압력구배(favourable pressure gradient)가 발생된다. 이러한 압력구배의 발생은 뒷전에서 전단력의 부재로 인하여 순간적으로 전단력보다 압력구배가 커지기 때문에 국부적으로 발생되며 외부에서 유입되는 유동과 교란되어 후류의 흐름을 구불구불 하게 만드는 특징을 가진다. 또한 비대칭 유동의 근접 후류는 각각의 표면에서 점성유동이 가지고 있는 난류 에너지와 응력의 전달 속도에 의존한다. 이러한 점은 특히, Ramaprian⁽⁵⁾과 Andreopoulos⁽⁶⁾에 연구에서 대칭, 비대칭 후류구조와 더불어 자세히 조사되었다. 조건 취득(conditional sampling technique)법을 사용한 그들은 레이놀즈 응력(Reynolds stress)을 비롯한 난류 변수(turbulent parameter)를 측정하였다. 그들은 대칭과 비대칭 후류의 구조에서 난류 에너지 전달(turbulent kinetic energy transport) 방식은 비슷하다고 제시하였으며, 또한 비대칭 흐름에서 근접 후류와 내부 후류에서의 교란은 상류 경계층의 내부층(inner layer $<0.1\delta$)의 길이 크기(length scale)와 속도 크기(velocity scale)의 비(ratio)에 비례한다고 보고 하였다. 특히 에어포일은 제트류(jet flow)나 벽면에서의 흐름(wall flow)과는 달리 미세한 크기의 혼합(fine-scaled mixing)에 의해서 많은 부분이 지배되고 있다고 주장하였다.

본 연구의 목적은 복잡한 구조를 가진 후류에서 평판에서의 흐름변화에 따른 근접 후류의 영향을 조사하는 것이다. 즉, 평판 상류흐름에 여러 가지 흐름을 적용시킨 후에 각각의 경우에 후류의 비대칭 유동의 생성과 발달에 대해 조사하는 것이다. 이러한 연구는 상류 흐름의 History에 크게 영향을 받는 근접 후류의 수학적 모델에서 단순히 대칭 유동과 Mixing Length의 이론

을 중점으로 이루어져 왔던^(7,8) 수학적 접근에 기초적인 데이터를 제공할 것이며, 실제 회전익 항공기의 날개나, 후류 속에 놓여 있는 에어포일, 진동하는 에어포일의 양력 및 항력 해석과 3차원 비정상 후류에 기초적인 데이터를 제공하고 자 한다.

2. 실험장치 및 방법

본 실험에 사용된 풍동은 2003년도에 제작·설치한 개방형 흡입식 풍동으로서 노즐의 수축비는 7.2:1, 모터동력은 22kW이며 시험단면적은 500mm×500mm×1400mm이고 최대 유속은 50m/s이다. 또한 시험부는 아크릴로 제작하였으며 난류강도는 0.4%이내이다.

평판은 풍동에서의 제한된 레이놀즈수를 고려하여 다양한 유동현상을 발생시킬 수 있도록 설계하였다. 재료는 두랄루민으로 제작하였으며 길이는 700mm이며 두께는 15mm이다. 폭은 시험부의 폭보다 작게 제작하였다. 또한 직진도가 0.2mm/s이며 평판 표면 거칠기가 10 μ m로 특수 연마 하였다. 정압구멍은 평판 중심에서 양쪽 폭 방향으로 100mm안에 평판 선단에서 x=2, 3, 4, 7, 10cm이고 그 이후부터는 4cm간격으로 일정하게 1mm의 압력공을 총 20개 그리고 뒷면에 1개의 정압공을 더 가공하였다. 또한 정압공 상호간의 교란을 최대한 방지하고자 압력공을 대각선으로 가공하였다.

평판의 제작시 선단은 매우 중요하며 국소적인 분리를 방지하기 위해서 참고문헌⁽⁹⁾을 이용하여 정밀한 가공을 하였다. 선단의 모양은 Super-Elliptic형태이며 가로세로비가 6.0으로 하였다.

평판의 윗면과 아랫면의 같은 거리에 위치한 정압공을 이용하여 평판이 2차원 유동임을 확인하였다. Fig. 1은 본 실험을 위해 장착한 평판 및 이송장치를 나타낸 개략도이다. 시험부의 윗면의 슬롯을 통하여 평판표면에 수직하게 Probe의 이송이 가능하도록 장치를 설치하였다. 이송장치의 정확도는 0.01mm이다.

경계층 및 후류의 계측에는 1차원 열선 풍속계(DANTEC社, 55P14) 및 2차원 열선 풍속계(55P61)

를 이용하였다. 정보획득율과 버퍼 기억용량(number of sampling)이 최대 100kHz, 8,355,840개인 A/D변환기(National Instrument社)를 이용하였다. Power Spectrum 분석을 통해서 신호가 1kHz안에 존재함을 확인하였고 이를 토대로 경계층 계측에서는 정보획득율과 저주파 필터를 6kHz, 3kHz로 하였으며 20초 동안 연속적인 신호를 획득하였다.

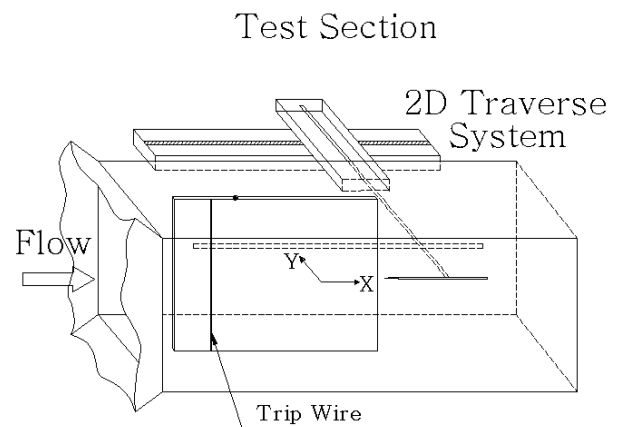


Fig. 1 Schematic of test section

후류측정에서도 경계층과 같은 정보획득율과 저주파 필터를 사용하였다. 또한 열선 풍속계의 속도 보정시에는 열선의 출력전압을 6kHz의 획득하는 동안, 8192개의 정보를 얻어 시간평균 하였으며 속도와 전압사이의 관계를 Polynomial로 피팅하여 보정하였고 보정한 속도 범위에서 오차는 $\pm 0.5\%$ 미만이다. 또한 경계층은 표면에서 수직한 방향으로 0.1mm 간격으로 40~60점 측정하였다. 후류에서는 중심부근에서 2mm 간격으로 측정하고 외부 지역은 5mm 간격으로 측정하였다. 실험속도는 6m/s이며, 평판의 길이를 기준으로 레이놀즈수는 2.7×10^5 이다.

본 실험에서는 경계층 유동을 변화시키기 위해서 Tripping wire를 사용하였다. Tripping wire는 상류흐름 경계층의 내부흐름의 속도를 변화시킴으로써 경계층의 유동을 변화시킨다. 이러한 특성을 이용하여 다양한 wire를 이용하고 설치 위치 또한 변화시키면서 뒷전의 유동현상을 관찰

하고 동시에 후류를 조사하였다.

3. 실험 결과 및 검토

Fig. 2는 평판의 뒷전 부근에서 자유흐름을 이용하여 무차원화한 속도분포를 나타낸 것이다. 각 경우에 대해 다른 속도분포를 보이고 있는데, 이는 상류에서 서로 다른 두께의 tripping wire를 사용하고, 설치 위치 또한 바뀌가면서 여러 경계층 유동을 유도하였다. 특히, 각각의 경우에 출력되는 Signal을 검토한 결과 case 1에서는 층류 유동과, 그리고 case 2에서는 천이 유동과, case 3과 case 4에서는 난류유동과 같은 특성의 신호가 출력됨을 확인하였다. 이러한 점은 본 실험에서 아주 중요한 변수이며 각각의 유동의 특성의 차이는 후류 구조 및 특성에 각기 다른 영향을 미칠 것이라 예측하고 층류, 천이, 난류의 특성을 중점으로 경계층 유동을 유도하였다. 그림에서 case 4의 경우에 가장 난류경계층에 가까운 특성을 보이고 있으며 속도 또한 내부 경계층에서 가장 빠르게 나타나고 있다.

Fig. 3에서는 각각의 경우에 난류강도를 보이고 있으며 경계층의 내부 지역에서 난류강도가 크게 나타나는 것을 볼 수 있다. 이는 전형적인 난류경계층(turbulent boundary)의 난류강도를 나타내고 있다. 특히 내부 경계층에성의 유동 특성은 직접적으로 후류 구조에 영향을 미친다. 따라서 tripping wire를 설치한 면과 그렇지 않은 면의 속도 및 난류량의 변화는 비대칭 후류의 특성을 찾는데 매우 중요하다.

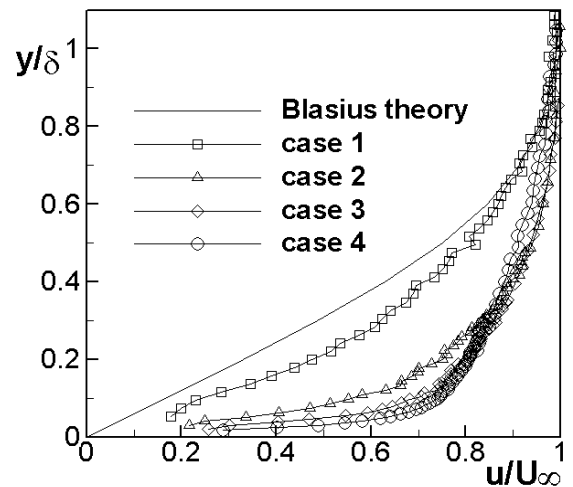


Fig. 2 Boundary layer velocity profile at 0.95C

Andreopoulos^[6]는 상류경계층에서 내부경계층의 길이 크기 및 시간 크기는 근접후류가 비대칭성을 나타내는데 근본적인 원인이라고 하였으며 각각의 크기에 비례한다고 하였다.

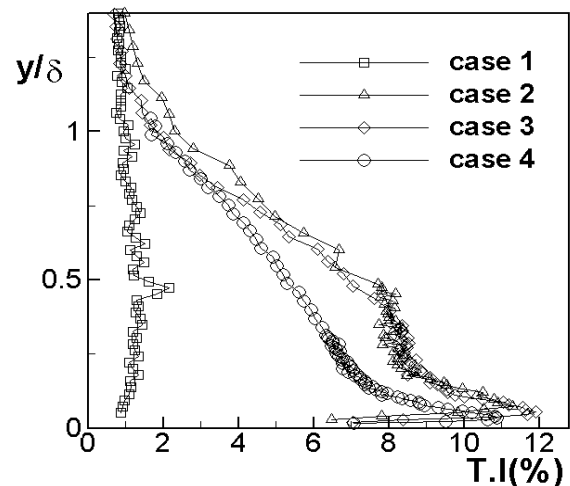


Fig. 3 Boundary layer turbulence intensity at 0.95C

Ramaprian^[5] 또한 그의 실험에서 비대칭 후류를 조사하기 위하여 wire를 사용하였다. 그러나 그들의 실험은 단지 비대칭 후류의 구조와 발달만을 조사하였고 각각의 뒷전의 유동에 따른 구체적인 비대칭 후류의 생성과 발달에 대해서는 조사하지 않았다. 또한 그들은 압력구배(pressure gradient)의 영향을 작게 하기 위해서 tripping

wire를 사용하였는데 Tripping wire의 사용은 경계층의 Edge에서의 속도나 외부유동에서 속도에 대한 영향은 거의 없기 때문에 압력구배를 받지 않는 후류구조를 조사하였고 후류가 상류 경계층의 내부층(inner layer)끼리의 교란에 의해 발생된다는 사실에 비추어 볼 때 근접 후류(near wake)나 내부 후류(inner wake)의 구조를 조사하는데 용이하다.

그러나 Xiaofeng⁽¹⁰⁾ 등은 자유흐름에 임의의 압력구배를 주어 에어포일에서 후류를 조사한 결과 중심속도의 증가와 후류 폭이 감소된 것을 볼 수 있다. 특히, 순압력구배는 영압력구배의 경우보다 난류 생성량이 90% 까지 작아진다고 제시하였고 완전한 압력구배에서 그 영향이 크다고 보고하였다.

본 실험에서는 적절한 Tripping wire를 적용시

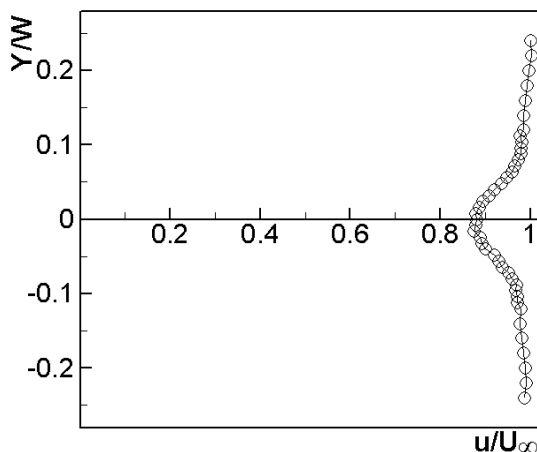


Fig. 4 Velocity profile at 0.1C from trailing edge

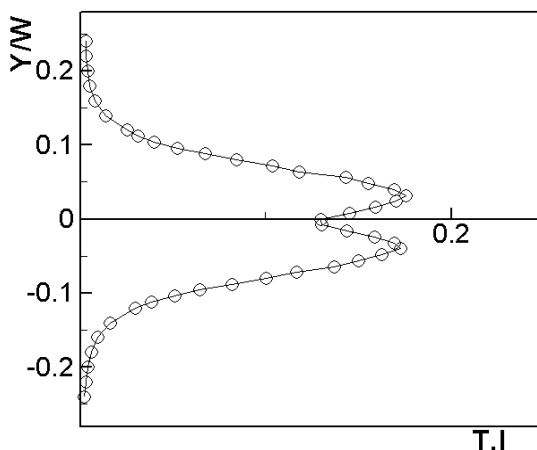


Fig. 5 Turbulence intensity at 0.1C from trailing edge

켰으며 유동방향의 난류량과 평균속도를 측정하였다. Fig. 4와 5는 평판인 경우에 뒷전에서부터 0.1C위치(평판 앞전에서부터 1.1C)에서의 속도분포와 난류강도를 나타내고 있다. Fig. 4와 5는 각각의 측정 변수에서 후류중심을 기준으로 대칭인 것을 볼 수 있으며, Fig. 4에서 결손속도의 최대크기는 13%임을 볼 수 있으며 난류강도의 경우 17%임을 알 수 있다.

Fig. 5는 후류의 난류량을 나타내고 있으며 시험부의 폭을 이용하여 무차원화 하였다. 난류량의 경우 평판에서는 쌍봉(double peak)의 형상을 띠고 있으며, 이것은 평판 윗면과 아랫면에서 발달된 경계층을 나타내는 것으로 평판 표면에서 분리된 흐름의 교란의 크기가 경계층에서의 교란의 크기와 비슷함을 관찰할 수 있고 이는 평판 표면에서 분리된 흐름이 교란의 크기가 완충 영역(Buffer region)에서 가장 큰 값을 가지는 경계층의 영향을 받은 것으로 보인다. Dean⁽⁴⁾은 덕트내의 실험에서 덕트의 높이에서 0.2H(H:덕트의 높이)되는 곳에서 가장 많은 교란이 발생됨을 이야기하였다. 그러나 본 실험에서는 시험부의 폭을 기준으로 했을 때 후류에서의 교란은 0.1W 미만에서 크게 발생되는 것으로 보인다.

4. 결론

본 연구는 평판의 뒷전부근에서 경계층 유동을 변화시켜 평판후류를 측정함으로써 평판의 경계층의 변화에 따른 후류구조를 조사하였다. 이와 같이 평판에서의 유동조건을 변화시키기 위하여 Tripping wire를 사용하였으며, 각각의 경우에 대해 열선풍속계 신호(Signal)를 조사하여 층류, 천이, 난류 경계층임을 확인하였다. 이외에도 유동조건에 따른 평판후류를 측정하였으며, 층류경계층인 경우에 후류 중심을 기준으로 대칭적인 결손속도를 관찰할 수 있었다. 또한 난류강도는 대칭적인 분포를 나타내고 쌍봉의 형상을 관찰할 수 있었다.

본 연구에서는 다양한 조건으로 유발된 경계층

에 대해 후류의 난류량을 측정하여 경계층의 유동변화에 따른 후류의 변화를 지속적으로 조사하고 있다. 특히 난류량에서는 레이놀즈 응력 및 난류량의 고차원 모멘트를 측정함으로써 정확한 후류의 난류량에 대한 데이터를 제시할 예정이다.

후 기

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

참고문헌

- (1) Chevray, R., and Kovasznay, L. S. G., 1969, "Turbulence Measurements in the Wake of a Thin Flat Plate," *AIAA J*, Vol. 7, pp.1641~1643.
- (2) Alber, I. E., 1980, "Turbulent Wake of a Thin, Flat Plate," *AIAA J.*, Vol. 18, pp. 1044~1051.
- (3) Ramaprian, B. R., Patel, V. C., 1982, "The Symmetric turbulent Wake of a Flat Plate," *AIAA J.*, Vol. 20, pp. 1228~1235.
- (4) Dean, R. B., Bradshaw, P., 1976, "Measurements of Interacting Turbulent Shear Layers in a Duct," *Journal of fluid mechanics*, Vol.78, pp.641~676.
- (5) Ramaprian. B. R., Patel, V. C.,1981, "Turbulent Wake Development Behind Streamlined Bodies," Institute of Hydraulic Research, University of Iowa, Iowa City, IIHR Rept.231.
- (6) Andreopoulos, J., and Bradshaw, P., 1980, "Measurement of interacting Turbulent shear Layers in the Near Wake of a Flat Plate," *Journal of fluid mechanics*, Vol. 100, pp. 639~668.
- (7) Bradshaw, P., 1970, "Prediction of the Turbulent Near-Wake of a Symmetrical Airfoil," *AIAA J*, Vol. 8, pp. 1507~1508.
- (8) Pope, S. B., Whitelaw. J. H., 1976, "The calculation of near-wake flows," *Journal of fluid mechanics*, Vol. 73, pp. 9~32.
- (9) Narasimha, R., Prasas, S. N., 1994, "Leading Edge Shape for Flat Plate Boundary Layer Studies," Jawajarlal Nehru Centre for Advanced Scientific Research and Department of Aerospace Engineering, Indian Institute of Science, Bangalore.
- (10) Xiaofeng, L., Thomas, F. O., Robert. C., 1999, "An Experimental Investigation of Wake Development in Arbitrary Pressure Gradients," *AIAA paper AIAA-99-0677*.