

論文

PIV 기법을 이용한 Streamwise Corner 층류 경계층 측정 연구

박동훈*, 박승오**, 권기정***, 심호준***

Measurement of the Laminar Boundary Layer
in a Streamwise Corner by using PIV Technique

Dong-hun Park*, Seung-O Park**, Ki-Jung Kwon*** and Ho-Joon Shim***

ABSTRACT

The laminar boundary layer along a streamwise corner formed by two flat plates intersecting at right angle is measured by using Particle Image Velocimetry(PIV) technique. The free stream velocity ranges from 2.96m/s to 3.0m/s. The angle of incidence of the corner is set to 1.2 degree providing slightly favourable pressure gradient to ensure a laminar flow in the corner region. A round shape leading edge is used and the length of the model is about 1000mm. In the bisector plane, the measurement data show separation type velocity profiles having an inflection point which is a typical characteristic of laminar corner boundary layers. As the distance away from the bisector plane increases, velocity profiles are found to change into the Blasius profile. The change completes around half length of the boundary layer thickness in the bisector plane away from the bisector plane along the plate. In the bisector plane, the growth characteristic of the boundary layer thickness and the approximate similarity of velocity profiles are confirmed from the measurement data.

초 록

두 개의 평판이 직각으로 만나는 corner에서 형성되는 층류 경계층을 입자영상유속계 기법을 이용하여 측정하였다. 자유류 유속은 2.96 ~ 3.0 m/s, 층류 경계층이 형성 될 수 있도록 모델에 대한 유동의 입사각을 1.2도로 하여 작은 순 압력구배를 제공하였다. 모델의 앞전은 등근 형상으로 처리하였으며 모델의 길이는 약 1000mm이다. 측정 결과는 이등분면에서 corner 경계층의 전형적인 특징인 변곡점을 가지는 박리형 속도 분포를 보여 주었다. 이등분면에서 멀어져 감에 따라 속도 분포는 평판의 Blasius 분포로 변해가고, 이등분면 경계층 두께의 약 절반만큼 평판을 따라 멀어지면 변화가 완료된다. 앞전에서부터 하류로 감에 따라 이등분면에서의 경계층 성장 및 속도 분포의 유사 상사성을 측정 결과로부터 확인하였다.

Key Words : Particle Image Velocimetry(PIV, 입자영상유속계), Corner Layer(구석 경계층), Laminar Boundary Layer(층류 경계층)

† 2009년 9월 1일 접수 ~ 2009년 11월 18일 심사완료

* 정회원, KAIST 항공우주공학과 대학원

** 정회원, KAIST 항공우주공학과

교신저자, E-mail : gpdh84@sop1.kaist.ac.kr

대전 유성구 과학로 355번지

*** 한국항공우주연구원 공력구조팀

1. 서 론

두 개의 평판이 직각으로 만나는 주 유동 (streamwise) 방향으로의 구석(corner) 경계층은

다양한 실제 유동에서 쉽게 관찰 된다. 풍동 시험 시 시험부의 네 귀퉁이에서 생성되는 경계층은 corner 경계층의 대표적인 예라 할 수 있다. 비행체의 동체와 날개가 접하는 wing - body junction에 형성되는 경계층과 같이, 유체 속에서 운동하는 물체 표면에서 coner 경계층의 유사 형태를 쉽게 관찰 할 수 있다. 또한 내부에 유체의 흐름이 존재하는 기계, 배관 시스템 등에서도 corner 형상이 포함된 경우에는 피할 수 없이 corner 경계층이 발생한다.

실험적 관점에서 볼 때 corner 경계층은 풍동 시험부 및 모델 표면의 corner 주위에 형성되어 비정상 상태의 복잡하고 불안정한 유동을 일으킴으로써, 공력 특성 측정을 어렵게 만들기도 하고 측정의 정확도를 떨어뜨리기도 한다. 또한 해석적 관점에서는 두 면이 직각으로 만나는 지점이 수학적으로 특이점이 되기 때문에 완만한 곡면 위의 경계층 방정식과 동일한 방법으로 corner 경계층 방정식을 얻을 수 없다는 어려움이 있다. 공력 성능 예측을 위한 유동 시뮬레이션의 경우에도 corner를 포함한 형상의 해석 시 정확한 모사가 이루어지지 않아 오차 발생의 원인으로 작용하기도 한다.

이와 같은 이유들로 corner layer는 오랫동안 이론 연구 및 실험적 연구의 대상이 되어 왔다. 선행된 이론 연구들에서는 corner 경계층의 층류 경계층 방정식을 다양한 형태로 제시하였으나 유도 과정에서 서로 다른 가정들을 사용하였다. 다양한 해석 결과들은 직각의 이등분면(bisector plane)에서의 속도 분포(profile)가 박리형(separation type)으로 나타난다는 공통적인 결론을 제시하고는 있지만, 정량적으로 서로 불일치를 보인다. 더욱이 부 유동(secondary flow)에 대한 해석은 정량적인 불일치 뿐 만 아니라 부 유동 방향에 대한 정성적인 부분에서도 불일치를 보여왔다[1].

Corner 경계층을 측정한 실험적 연구들은 다양하나, Zamir, Young, El-Gamal과 Barclay 등의 실험이 잘 알려져 있다.[2-4] 실험적 연구들에서 관찰 된 corner layer의 공통된 특징은 이등분면에서의 속도 분포가 박리형이며 이등분면에서 멀어질수록 평판 경계층의 프로파일로 변화 간다는 것이다. 또한 이론 연구의 주 대상인 압력 구배가 없는 조건(zero-pressure gradient)에서는 경계층이 매우 불안정하여 어떤 방법으로도 층류 경계층을 얻을 수 없다는 점이 관찰 되었다. corner에서 층류 경계층을 얻기 위해서는 최소한 일정 이상의 순 압력구배가 작용해야 하며, 이를

위해 유동이 corner 모델에 대해 일정 입사각(angle of incidence)을 가지도록 구성되어 측정이 수행되었다.

Corner 경계층의 특징은 corner 근처의 좁은 영역에만 국한되어 나타난다. 기존의 corner 경계층 측정 실험들은 모두 트레이스 압 시스템으로 이루어진 열선풍속계를 이용하여 속도를 측정하였다. 따라서 매우 좁은 영역인 corner 경계층 측정에 있어서 열선 풍속계 자체에 의한 차폐(blockage) 효과는 측정 데이터의 정확도를 떨어뜨릴 가능성을 가지고 있다. 본 연구에서는 비교적 최근에 등장한 입자영상유속계(PIV) 기법을 이용하여 좁은 corner 경계층 내부의 유동장을 교란 시키지 않고 속도 장을 측정하여, corner 경계층의 특징을 파악 하고자 한다.

II. 본 론

2.1 실험 장치 및 방법

2.1.1 Corner 모델

측정한 corner 실험 모델의 형상과 좌표의 정의를 그림 1에 나타내었다. 모델을 구성하는 두 개의 평판은 동일한 크기의 알루미늄 판과 광학 유리로 구성하였다. 평판의 길이, 폭 그리고 두께는 각각 1000mm, 500mm, 8mm이다. 하나의 평판을 광학유리로 구성함으로써 외부로부터 카메라로 corner 내부를 촬영 가능하게 하였다. 두 평판의 앞전은 모두 평판 두께와 일치하도록 반경 약 4mm의 라운드 형상으로 처리하였다.

제작된 모델을 시험부에 설치한 모습은 그림 4에서 확인 할 수 있다. corner 모델의 가장 낮은 곳에 해당하는 corner line이 시험부 바닥으로부터 약 200mm 높이에 위치하도록 두 개의 지지대를 이용하여 지지하였다. 두 개의 지지대는 모델의 앞전으로부터 각각 약 350mm, 680mm 지점에 배치하여 모델을 안정적으로 지지 하면서도 측정을 원하는 주요 위치들을 가리지 않도록 하였다.

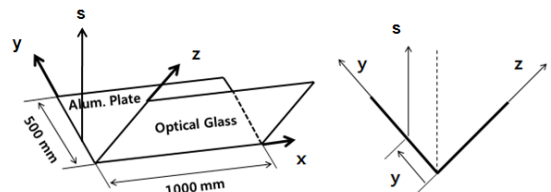


그림 1. Geometry and coordinates system of the corner model

2.1.2 실험 장치 및 구성

본 실험은 항공우주연구원의 폐쇄 순환식 소형 아음속 풍동에서 수행되었다. 풍동 시험부의 폭, 높이 그리고 길이는 각각 1m, 0.75m, 2m이다. 풍속의 범위는 최소 약 1m/s, 최대 110m/s 사이이며 자유류 난류강도는 저속에서 약 0.12 ~ 0.13% 범위이다.

레이저는 QUANTEL 社의 200mJ 듀얼 헤드 펄스 레이저를 사용하였다. 수냉식 헤드 냉각방식을 사용하며, Nd-YAG 로드를 이용하여 532nm 파장을 발생시키는 두 개의 레이저가 페어를 이룬다. 레이저 빔 전달(delivery) 시스템은 DANTEC 社의 articulated arm을 이용하였고 arm의 끝에는 레이저 빔을 면으로 만들어주는 렌즈를 부착하였다. 영상 촬영에는 Red Lake사에서 판매하는 코닥 ES4020 디지털 CCD 카메라를 사용하였으며 해상도는 2048×2048 픽셀이다. CCD 카메라에는 니콘 社의 AF NIKKOR 80-200mm 1:2.8D 렌즈를 사용하였고, 경계층 측정이 가능하도록 좁은 영역을 광학 확대(zoom)하기 위해 세 개의 Kenko 36mm, 20mm, 12mm extension tube를 동시에 사용하였다. 추적 입자는 DEHS 오일을 Laskin 노즐을 통해 평균 직경 1μm의 크기로 생성시켜 사용하였다. 얻어지는 이미지는 PivView2 소프트웨어를 사용하여 처리하였다.

사용된 PIV 장치의 제원은 표 1에 요약하였다.

그림 2는 실험장치 구성의 개념도를 보여준다. 생성된 레이저 빔을 가이드 암을 통해 모델 뒤쪽으로 이동시키고 실린더 형 렌즈를 이용하여 레이저 평면을 만든다. 레이저 평면은 모델 뒤쪽에서부터 앞으로 주사(projection)되며, corner 이등분면과 항상 평행을 이루도록 한다. 방사형으

표 1. Specifications of the PIV System

Equipment	Specification
Laser	QUANTEL 200mJ Dual Head Pulse Laser
Beam Delivery	DANTEC articulated arm
CCD Camera	Red Lake - KODAK ES4020 2048×2048 Resolution
Camera Lens	Nikkor 80-200mm 1:2.8D
Extension	Kenko extension tube 36mm, 20mm, 12mm
Software	PivView2
Particle	1μm avg. DEHS-Oil from Laskin nozzle

로 퍼져나가는 레이저 평면의 중심선이 corner line인 x축과 가능한 일치하도록 배치하여 표면에서의 반사 및 산란을 최소화 하였다. CCD 카메라는 corner 모델의 측면에서 광학유리를 통해 모델 안쪽에 형성되는 레이저 평면을 수직하게 바라보고 촬영하도록 설치하였다. CCD 카메라로 촬영된 이미지는 연결된 PC로 저장된 후 소프트웨어를 통해 처리된다.

그림 3은 실제 실험 장치의 구성을 보여준다. 주 유동방향과 폭 방향으로 다양한 위치를 촬영하기 위해 그림 4와 같이 CCD 카메라는 전후좌

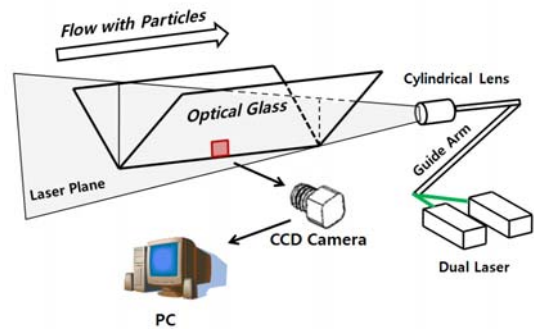


그림 2. Schematic of measurement system

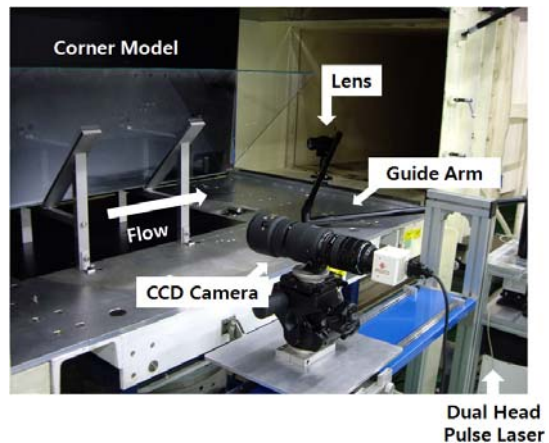


그림 3. Experimental equipments arrangement



그림 4. Experimental equipments set up

우, 레이저 면을 만드는 렌즈는 좌우로 레일을 따라 이동 가능하도록 장치를 구성하였다.

2.1.3 실험 방법

자유류 유속 약 $2.96\sim 3.0\text{m/s}$ 범위에서 corner 에 형성되는 층류 경계층의 다양한 위치에서 2차원 속도 벡터장을 측정하였다. 측정하는 평면은 x 축과 s 축이 이루는 평면으로써 항상 corner의 이등분면과 평행하다. 여기서 x 와 s 축은 그림 1에 나타난 것과 같이 각각 주유동 방향의 corner line과 직각의 이등분선과 평행한 방향으로의 축이다. y 또는 z 값이 0인 평면은 corner의 이등분면이고, y 또는 z 값이 클수록 이등분면으로부터 폭 방향으로 멀리 떨어진 평면이다. x 의 범위 $100\text{mm}\sim 950\text{mm}$, y 의 범위 $0\sim 25\text{mm}$ 의 영역을 카메라와 레이저 면을 이동시키면서 측정하였다.

PIV는 사용 기법에 따라 세분할 수 있는데, 본 연구에서는 이중 프레임 이미지를 얻고 상호상관기법(cross correlation)을 사용하여 속도 벡터를 얻어내는 방법을 사용하였다. 가로세로 약 37mm 크기의 정사각형 평면을 광학적으로 확대 촬영함으로써, 좁은 영역에 국한되어 나타나는 경계층을 충분히 분해 가능하도록 하였다. 2048×2048 해상도로 얻어지는 이미지는 다시 x 축 방향으로 32개, s 축 방향으로 128개의 작은 조사구간(interrogation window)로 나누어 벡터장을 추출하였다. 이중 프레임 사이의 시간 간격은 자유류 유속과 이미지의 해상도, 조사구간(interrogation window)의 크기를 고려하여 $20\mu\text{s}$ 로 하였다. 한 번의 측정은 $20\mu\text{s}$ 의 시간 간격을 갖는 프레임 쌍(pair)을 10Hz 의 빠르기로 6.4 초간 촬영한다. 저장된 64쌍의 이미지들로부터 벡터장을 각각 얻어내고 그 결과들을 평균하여 속도 벡터장으로 결정하였다.

Corner 경계층은 자유류와 corner line(x 축)이 평행한 무 압력구배(zero pressure gradient) 조건에서 매우 불안정하기 때문에 층류 경계층이 형성되지 못함이 잘 알려져 있다[2]. 선행된 연구들에서는 층류 경계층이 발생 할 만큼의 작은 순 압력구배를 가하거나 모델의 상류에 유사한 효과를 내는 장치를 설치하여 측정하였다[2][3].

본 연구에서도 예비 시험을 통해, 모델에 대한 자유류의 입사각이 0° 일 때 corner에서 난류 경계층이 형성됨을 확인 하였다. 층류 경계층이 발생하는 최소한의 순 압력구배를 찾기 위해 모델을 뒷단의 높이를 조금씩 높여가며 경계층을 측정 한 결과, 입사각 약 1.19° 부터 층류 경계층이 형성되었다. 이에 따라 입사각은 약 1.2° 로 고정 하였으며 이 조건에서 형성되는 층류 경계층을

측정하였다. 광학유리를 제외한 모델, 지지대 및 모델 주위의 레이저 면이 닿는 곳들은 빛의 반사를 최소화하기 위해 모두 검게 처리하였다.

2.2 결과 및 해석

2.2.1 측정 시스템의 검증

그림 5는 보정(calibration)을 위해 CCD 카메라로 모델 내부를 촬영한 이미지, 그리고 예비 시험으로 촬영한 이미지를 처리하여 얻은 2차원 속도 벡터장의 일부분을 보여준다. 2.1.3절에서 언급한 바와 같이, 측정 시스템의 촬영 영역은 한 번의 길이가 약 37mm 인 정사각형 공간임을 그림 5a를 통해 알 수 있다. 그림 5b에서 얻어진 속도 벡터장을 보면, 표면에서 매우 가까운 부근을 제외한 모든 영역에서 속도 벡터장이 원활하게 얻어짐을 알 수 있다.

높이 방향으로 128개로 나누어지는 조사구간 중에서, 모델표면으로부터 평균적으로 4개의 조사구간에서는 이미지 처리를 통하여 속도 벡터가 얻어지지 않거나, 얻어지더라도 측정 시스템이 가지는 불확실도(uncertainty) 범위 내에 있어 신뢰할 수 있는 벡터로 간주되지 못하였다. 하나의 조사구간의 높이는 16픽셀이고, 변환 계수(conversion factor)는 $54.7778\text{픽셀}/\text{mm}$ 이므로 조사구간 하나의 물리적 높이는 약 0.2921mm 이다. 정확한 속도 벡터가 얻어지지 못하는 조사 영역은 촬영된 이미지에 따라 모델 표면으로부터 최소 3개, 최대 5개였고 평균적으로는 4개였다. 4개의 조사구간에 해당되는 높이는 약 1.1683mm 이다. 따라서 표면으로부터의 높이(s)가 평균 1.1683mm 이내의 영역에 대해서는 신뢰할 수 있는 속도 벡터들을 얻지 못하였다. 이것은 모델의 표면에 도달한 레이저 면의 반사 및 산란에 의해 표면 근처가 매우 밝게 촬영됨으로써, 이미

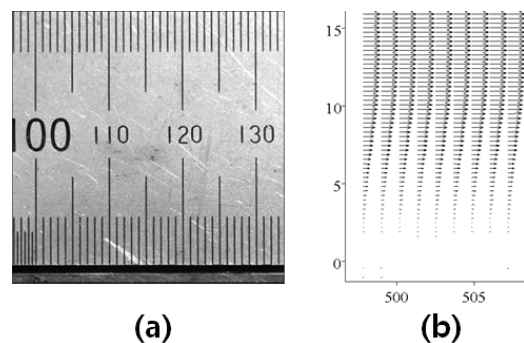


그림 5. (a) Image for calibration (b) Zoom of vector field results of pre-test

지 안에서 해당 조사구간내의 추적 입자의 판별이 어려워지기 때문이다.

그림 6은 corner 모델의 이등분면에서, 주유동 방향인 x 축을 따라 PIV로 측정된 경계층 가장자리(edge) 유속을 보여준다. 하류로 갈수록 유속이 소폭 증가함을 확인 할 수 있다. 이는 층류 경계층을 얻기 위해 제공한 1.2° 의 입사각에 의해 작은 순 압력구배가 발생하였음을 의미한다. 측정된 속도 분포에 따른 순 압력구배는 Zamir et. al[4]의 실험에서 측정된 압력 구배의 경향과 일치한다. 이론 연구들과의 비교를 위해서는 압력구배가 없는 상태의 층류 경계층 측정이 요구되지만 실험 조건에서는 층류 경계층을 얻기 위해 작은 순 압력구배를 제공하고 있다. 하지만 앞서도 언급했듯이 완전한 무 압력구배에서는 corner 층류 경계층을 얻을 수 없으므로, 순 압력구배를 가능한 작게 하여 층류 경계층을 측정하게 된다. 따라서 가해진 순 압력구배가 층류 경계층 형성에 영향을 주지만, 압력구배가 없는 경우를 모사할 만큼 그 크기가 작아야 한다.

이등분면에서 멀어질수록 경계층에 미치는 corner의 영향이 감소하여, 두 평판 위에 형성되는 경계층은 평판 경계층으로 근접해 갈 것을 예상할 수 있다. 실험 조건에서 이등분면으로부터 멀리 떨어진 면에서의 속도 분포를 측정하고, 이를 Blasius 프로파일과 비교함으로써 작용하는 순 압력구배의 영향을 알아보았다. 그림 7은 $y=25mm$ 평면 중 $x \approx 414mm, 514mm$ 그리고 $614mm$ 위치에서 경계층 속도 분포를 Blasius 분포와 함께 나타내었다. 여기서 상사 변수 η 는 Blasius 분포의 상사변수와 동일한 식 (1)로 정의된다.

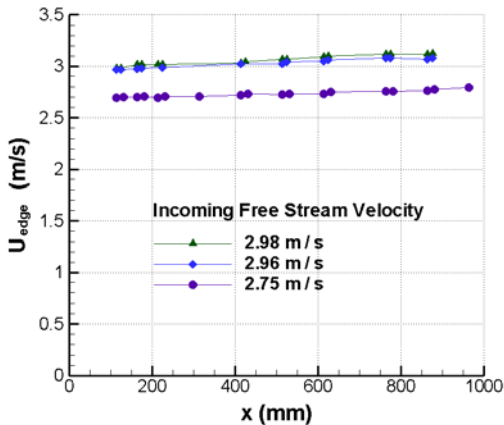


그림 6. Edge velocity of boundary layers at bisector plane

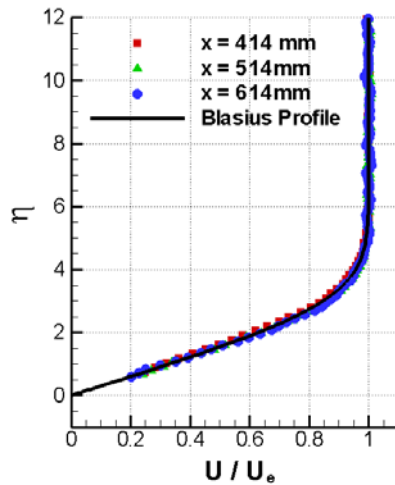


그림 7. Velocity profiles of $y=25mm$ planes

$$\eta = s \sqrt{u_e / 2\nu_e x} \quad (1)$$

그림 6에서 확인한 바와 같이 작은 순 압력구배의 영향에 의해 경계층 가장자리 자유류 유속은 하류로 갈수록 조금씩 증가한다. 이에 따라 각 위치에서의 속도 분포는 그 위치에서의 경계층 가장자리 속도로 무차원화 하였다. 이등분면으로부터 y 축을 따라 $25mm$ 떨어진 면에서의 속도 분포는 무 압력구배의 평판 경계층 프로파일과 잘 일치한다고 판단된다. 이등분면에서 멀리 떨어진 면에서의 속도 분포 비교를 통해, 실험 조건에서 작용하는 순 압력 구배는 corner에서 층류 경계층이 형성 될 만큼의 영향은 미치지 만 그 크기는 무 압력구배인 경우를 모사 할 만큼 작다고 간주 할 수 있다. 또한 $y=25mm$ 의 면에서 평판 경계층이 확인 된다는 점을 감안하면, corner 경계층은 corner line에 인접한 매우 좁은 영역에만 국한되어 나타나는 것을 알 수 있으며 이 영역을 벗어나면 corner의 영향이 사라지고 두 평판에서 각각 독립적인 평판 경계층으로 근접해 간다고 판단 할 수 있다.

2.2.2 Corner bisector plane velocity profiles

그림 8은 자유류 유속 $2.98m/s, x \approx 514mm$ 와 $764mm$ 에서 측정된 이등분면의 속도 분포를 Zamir & Young[2]과 El-Gamal & Barclay[3]의 실험 결과, Rubin & Grossma[5]와 Desai & Mangler[6]의 이론 해석 결과와 함께 나타내었다. Barclay등의 실험 결과는 $x = 533mm$, Zamir 등의 결과는 자유류 유속 $2.75m/s, x = 406mm$ 및 $559mm$ 에서 측정한 결과이지만 동일한 정의를 사용하여 무차원화 하였다.

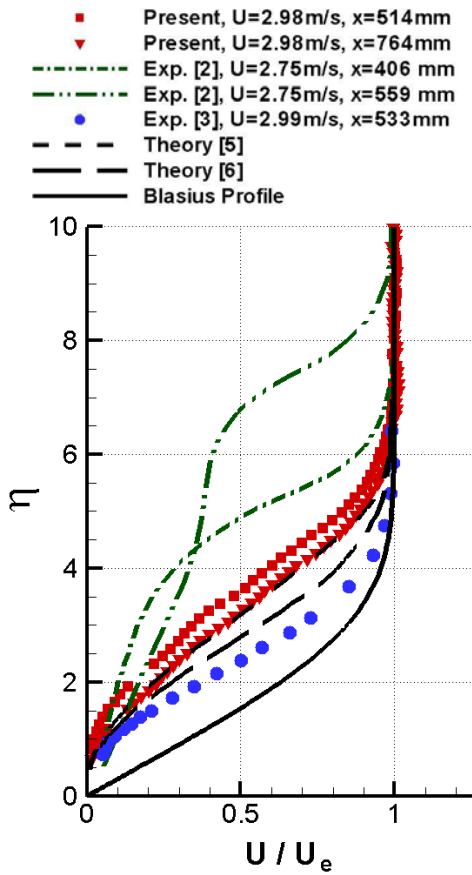


그림 8. Velocity Profiles of Bisector Plane

Blasius 프로파일과 비교했을 때, 측정된 corner의 이등분면 속도 분포는 경계층 두께가 두껍고 그 형태가 변곡점(inflexion point)를 가지는 박리형(separation type)으로 나타남을 알 수 있다. 이것은 층류 corner layer에 대한 실험적, 이론 해석 연구 결과에서 공통적으로 관찰되는 특징이다. 하지만 그림 9에서 볼 수 있듯이 측정 및 이론 해석 결과들은 모두 차이를 보이고 있다. Zamir et al.[2]의 실험 결과는 속도 분포가 박리형으로 나타나는 특징을 보여주고는 있으나 경계층 두께가 다른 결과들에 비해 크고 하류로 갈수록 속도 분포의 형상 또한 다른 실험 결과들처럼 유지되지 못하고 변하면서 차이가 커짐을 알 수 있다. 반면 El-Gamal et al.[3]의 결과는 이등분면에서의 속도 분포가 박리형으로 나타날 뿐만 아니라 속도 분포 형상도 모든 주 유동 방향을 따라 유지되면서 본 연구의 측정 결과와 비슷한 모습을 보이지만 경계층 두께가 본 연구의 측정 결과보다는 작게 나타난다. 이등분면의 속도 분포가 실험 결과들 사이에 차이를 보이는 가장 큰

원인은 Zamir[1][4]가 언급한 바와 같이 corner 모델의 앞전 형상 차이에 기인한다. Corner layer는 앞전 형상에 매우 민감하여 전체 유동장 및 하류의 속도 분포가 앞전 형상에 의해 크게 달라진다고 알려져 있다. Zamir et al.[2]은 모델 앞전을 익형(airfoil)의 앞전(leading edge) 형상으로, El-Gamal et al.[3]은 sharp wedge 형상으로 하였으며 본 연구에서는 앞전을 라운드 형상으로 처리하였다. 앞서도 언급 한 바 있듯이 corner 경계층@dge적 해석 결과들끼리도 정량적 일치를 보여주지 못하고 있다. 그림 8에 나타난 두 이론 해석 결과들도 서로 정량적 차이를 보이고 있음을 알 수 있다. 게 달라진다고 려져 있다. Zge 형상으로 하였비교 형 보면 edge) 형상으로, El-Gama의 결과는 본 연구의 측정 결과와 비교적 잘 일치한다고 판단 할 수 있으며 eet al.[3]은 sharp wed결과는 본 연구의 측정 결과와 El-Gamal et al.[3]의 측정 결과 사이 정도로 판단 할 수 있다.

그림 9는 자유류 유속 $2.98m/s$, $x \approx 164, 214, 314, 414, 514, 614, 764mm$ 에서 이등분면의 속도 분포를 나타낸 것이다. 측정 결과를 통해 하류로 감에 따라 이등분면에서 corner 경계층의 성장을 확인 할 수 있고 두께는 $x \approx 100mm$ 근방에서는 약 $7mm$ 에서 $x \approx 900mm$ 근방에서 약 $20mm$ 까지 성장하는 것을 확인 할 수 있었다.

그림 10에는 s 축에 대해 나타낸 그림 9의 이등분면 속도 분포들을 식 (1)의 무차원 변수에 대해 나타내었다. 그림 10을 통해 이등분면에서 속도 분포들의 유사 상사성 (approximate similarity)을 관찰 할 수 있다.

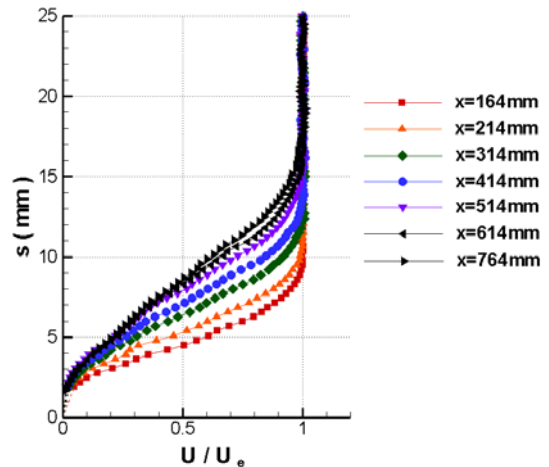


그림 9. Measured velocity profiles of bisector plane at various streamwise locations

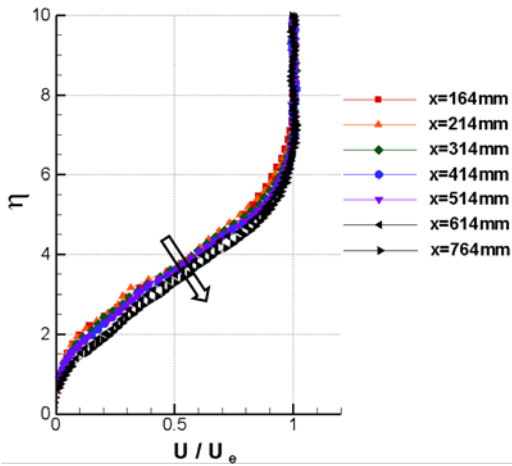


그림 10. Measured velocity profiles of bisector plane at various streamwise locations

그림 10의 속도 분포들은 그 형태와 분포가 유사한 모습을 보여주고 있으나 완전히 일치한다고 보기는 어렵다. 하류로 감에 따라 무차원화된 변수에 대해 나타낸 속도 분포는 그림 10의 화살표로 나타낸 것과 같이 조금씩 낮은 위치로 내려오는 모습을 보인다. 자유류 유속 $3.0m/s$ 와 $2.75m/s$ 에 대한 측정 결과에서도 동일한 경계층 성장과 유사 상사성을 관찰 할 수 있었다.

2.2.3 Spanwise Variation of Profiles

그림 11, 12, 13은 자유류 유속 $2.98m/s$ 일 때, $x \approx 314mm$, $514mm$ 그리고 $764mm$ 에서, 이 등분면과 $y=2, 4, 6, 8, 10, 12mm$ 인 면에서 측정된 속도 분포들을 보여준다. 앞서 살펴 본 바와 같

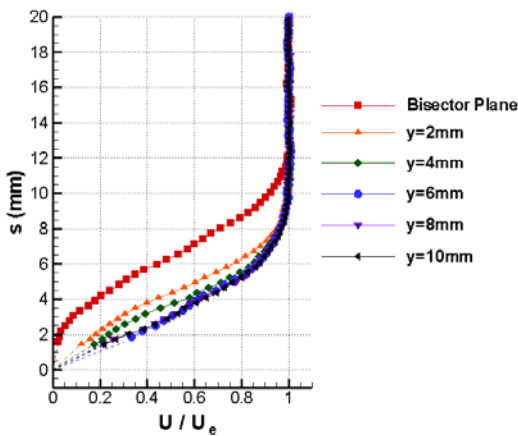


그림 11. Spanwise variation of velocity profiles at $x=314mm$

이 이등분면의 속도 분포는 박리형으로 나타난다. 이등분면으로부터 멀어져 감에 따라 corner 영향의 감소로 인해 속도 분포가 평판 경계층 속도 분포로 근접해 감을 확인 할 수 있다. 측정된 다른 x 위치들에서도 모두 동일한 경향이 확인되며 이러한 경향은 Zamir & Young[2]과 El-Gamal & Barclay[3]의 실험 결과의 경향과 잘 일치한다.

그림 11을 보면 $x \approx 314mm$ 에서는 $y=6mm$ 근처에서 속도 분포가 Blasius 프로파일에 근접하는 것을 알 수 있다. 보다 하류인 $x \approx 514mm$ 와 $764mm$ 에서는 약 $8mm$ 근처에서부터 속도 분포가 Blasius 프로파일에 근접한다. 이를 통해 corner 경계층은 매우 좁은 영역에만 그 특징이 국한되어 나타나는 경계층임을 알 수 있다. 또한

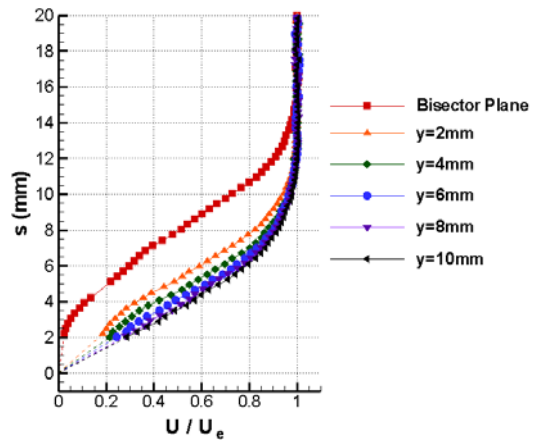


그림 12. Spanwise variation of velocity profiles at $x=514mm$

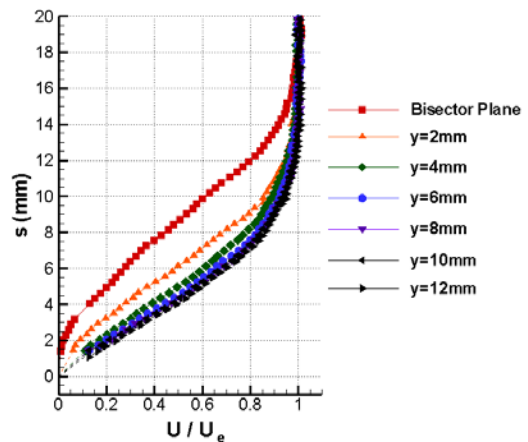


그림 13. Spanwise variation of velocity profiles at $x=764mm$

그림 9의 결과를 고려해 보면 이등분면 경계층 두께의 약 절반 정도의 길이만큼 y 축을 따라 멀어지면 평판 경계층으로 근접된다고 판단 할 수 있다. 하류로 갈수록 corner 층류 경계층은 두께의 성장과 함께 spanwise 방향으로도 그 영역이 확대되어 나간다는 사실을 알 수 있다.

III. 결 론

본 연구에서는 PIV 기법을 이용하여 streamwise corner의 층류 경계층을 측정하였다. corner를 구성하는 평판 하나를 광학유리로 사용하고, 레이저 면을 모델 뒤에서 주사(projection)함으로써, 모델 표면으로부터 1mm 이상의 모든 corner 경계층 영역의 속도 벡터장을 측정 가능하게 하였다. corner에서 층류 경계층을 얻기 위해 약 1.2°의 입사각을 제공하였고, 그에 따라 작은 크기의 순 압력구배가 형성되었다. 발생한 압력 구배는 층류 경계층 형성에는 영향을 주지만 그 크기는 무 압력구배인 경우를 모사 할 만큼 작다는 것을 확인하였다.

이등분면에서 corner 층류 경계층의 전형적인 특징인 박리형 속도 분포를 확인 하였으며, 측정된 속도 분포가 기존의 실험 결과들에 비하여 이론 해석 결과와 비교적 잘 일치함을 보였다. 이등분면에서는 주 유동 방향으로 100mm부터 950mm까지 경계층 두께가 약 7mm에서 20mm까지 성장함을 확인하였으며 속도 분포의 상사성을 확인 할 수 있었다.

이등분면에서 멀어짐에 따라 속도 분포가 평판 경계층의 속도 분포로 변해 감을 확인하였다. corner 층류 경계층의 영역은 이등분면으로부터 양쪽 10mm 내외의 매우 좁은 영역에 한정되어 나타났으며 하류로 갈수록 폭 방향으로도 영역이 확대됨을 확인 하였다. 라운드형 앞전 형상을 가진 본 연구의 모델에서 측정된 속도 프로파일은 sharp wedge 형상의 앞전 및 익형 앞전 형상을

사용한 실험의 결과들과 차이를 보였으며 이는 corner layer가 앞전 형상에 매우 민감하다는 사실을 확인 시켜준다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다(계약번호 UD070041AD).

참고문헌

- 1) M. Zamir, "Similarity and Stability of the Laminar Boundary Layer in a Streamwise Corner", Proc. R Soc. Lond. A, Vol. 377, No. 1770, pp. 269-288, 1981
- 2) M. Zamir & A.D. Young, "Experimental Investigation of the Boundary Layer in a Streamwise Corner", Aeronautical Quarterly, Vol.21, Pt.4, pp. 313-339, 1970.
- 3) H.A. El-Gamal & W.H. Barclay, "Experiments on the Laminar Flow in a Rectangular Streamwise Corner", Aeronautical Quarterly, Vol.29, pp. 75-97, 1978.
- 4) M. Zamir & A.D. Young, "Pressure Gradient and Leading Edge Effect on the Corner Boundary Layer", Aeronautical Quarterly, Vol. 30, pp. 471-484,1979.
- 5) S.G. Rubin & B.Grossman, "Viscous Flow Along a Corner : Part I Numerical Solution of Corner Layer Equation", Quart. Appl. Math., Vol.29, No.2, pp. 169-186, 1971.
- 6) S.S. Desai, & K.W. Mangler, "Incompressible Laminar Boundary Layer Flow Along a Corner Formed by Two Intersecting Planes", RAE Technical Report 74062, pp. 1-99,1974.