

〈논 문〉

NACA0012 날개 위의 천이 경계층에 관한 실험적 연구

강신형* · 신상철** · 이현구***

(1995년 8월 12일 접수)

An Experimental Study on the Transitional Boundary Layer Developing on NACA0012 Airfoil

Shin-Hyoung Kang, Sang-Cheol Shin and Hyeon-Koo Lee

Key Words : Transitional Boundary Layer(천이경계층), NACA0012 Airfoil(NACA0012 날개), Wall Shear Stress(벽전단응력), Computational Preston Tube Method(CPM)

Abstract

A Study on the transitional boundary layer with arbitrary pressure gradient under various upstream conditions is very important for engineering applications like the performance predictions of the turbomachineries under various and strong disturbances. Experimental data on the transitional boundary layer for real cascades of the turbomachinery are rare because of difficulties in boundary layer experiments. Flow on NACA0012 airfoil is more similar to the real case than that on the flat plate with which many researches are done. The data of the transitional flow on the airfoil could be used to verify or to develop a turbulence model for numerical simulations. The experiment was performed with two cases of Reynolds number at $\alpha=0^\circ$ and one case of Reynolds number at $\alpha=5^\circ$. The measured data are the transition length and the wall shear stresses. These two characteristic values are measured within 25%~90% of the airfoil chord by Computation Preston tube Method(CPM) proposed by Nitsche et al.(1983). At $\alpha=0^\circ$, transition occurred at 70% and 55% of chord length when $Re_c=6 \times 10^5$ and 8×10^5 , respectively. It started when $Re_\theta=500$ regardless of Re_c , and ended when $Re_\theta=750$, and 850 respectively. The transition length was 15~20% of the chord length. At $\alpha=5^\circ$ ($Re_c=6 \times 10^5$), boundary layer on the pressure side does not undergo transition, but on the suction side transition occurred at $x_c/c=0.16$ and ended at $x_c/c=0.22$.

기 호 설 명

c	: 날개의 시위	K_1, K_2, K_3	: 벽법칙의 매개변수
C_f	: 벽마찰계수	Re_c	: 시위를 기초로한 레이놀즈 수
d	: 프레스톤 튜브의 직경	Re_θ	: 운동량 두께를 기초로한 레이놀즈 수
H	: 경계층의 형상계수	u	: 벽면에 평행한 속도성분
		U_∞	: 상류유속
		U_e	: 경계층의 가장자리 유속
		x	: Fig. 1에 정의된 좌표
		x_c	: 골격선(camber line)을 따라가는 날

*회원, 서울대학교 기계공학과

**LG전자 생활시스템연구소

***회원, 서울대학교 대학원 기계공학과

	개 고정좌표
\bar{x}	: 경계층내에서 벽을 따라가는 좌표
y	: x 와 직교하는 좌표
y_c	: x_c 와 직교하는 날개 고정좌표
\bar{y}	: \bar{x} 와 직교하는 좌표

그리스문자

ν	: 유체의 동점성계수
θ	: 경계층의 운동량 두께
ρ	: 유체의 밀도
η	: Blasius 상사좌표 ($= \bar{y} \sqrt{U_c / \nu \bar{x}}$)

상첨자

+	: 벽좌표계에 의한 변수
---	---------------

1. 서 론

경계층 발달에 관한 연구 중에서 다양한 외부유동 조건하에서 발생하는 경계층 천이과정의 예측은 공학적으로 점차 중요한 문제로 대두되고 있다. 천이는 보통 3차원 비정상 상태로 진행되며, 난류강도나 압력구배 등 외부조건에 의해 영향을 받기 때문에 실제 이런 교란들이 혼재되어 있는 각종 터보기계의 내부유동에서 혹은 유체 속을 움직이는 물체 위 등에서 천이 경계층은 유체역학적 성능과 열전달, 소음, 진동 등에 큰 영향을 미친다. 최근 A. M. Savill을 주축으로 한 소위 ERCOFTAC (European Research Community Of Flow Turbulence and Combustion)에서는 천이 경계층 유동에 관심을 가진 사람들이 모여 다양한 상류유동조건에 따른 천이 경계층에 대한 여러가지 실험자료들을 모아 데이터 베이스화 하고 여러가지 난류 모델의 개발과 검증에 활용하고 있다.⁽¹⁾ 현재 구축된 실험 데이터는 평판유동의 경우가 가장 많으며, 이는 유동에 영향을 주는 상류유동의 난류강도, 압력구배, 비정상성 등의 독립적인 영향을 평가하기 좋기 때문이다. 터보 기계의 실제 내부유동은 벽근처에서 계측이 매우 어렵기 때문에 경계층 특성에 관하여 확보된 실험자료는 거의 없다.

본 연구에서는 실제에 보다 가까운 형상이고 계산에도 적합한 기본 모델로 NACA0012 날개를 선정하고, 날개 위에서 발달하는 천이 경계층의 범위 및 특성에 대하여 평균 유동차원에서 고찰하였다.

날개 위에서 $\alpha=0^\circ$ 일 때 두 가지 레이놀즈 수($Re_c=6 \times 10^5, 8 \times 10^5$)에 대하여, $\alpha=5^\circ$ 일 때 $Re_c=6 \times 10^5$ 에 대하여 압력면과 흡입면에서 벽전단응력과 평균속도분포 등을 계측하였다. 천이 지역의 현상을 설명하여 주는 유체역학적 특성치들은 여러가지가 있겠으나, 벽 마찰응력은 천이 경계층의 거동을 이론적으로 설명하는데 필요한 기본 자료이며, 공학적인 면에서도 마찰 저항과 직접 관계되는 기본 양이다. 또한 이 양은 특정 난류 모델의 유효성 여부를 결정하는 중요한 판단 자료가 되기 때문에 정확한 실험 데이터가 요구되는 양이기도 하다.

최근 강신형 등은 Nitsche 등⁽²⁾이 제안한 수치 프레스톤 튜브법(Computational Preston tube Method, 이하 CPM)을 이용하여 완전발달된 난류 파이프 유동⁽³⁾에서 그 유효성을 검증하였고, 급격한 조도변화를 수반하는 평판 경계층유동,⁽⁴⁾ 일정한 자유유동 난류강도하의 평판 천이경계층유동⁽⁵⁾에서 벽전단응력예측에 합리적인 결과를 얻은 바 있다. 본 연구에서도 이 방법을 이용하여 날개 위의 벽전단응력을 계측하였다.

2. 실험장치 및 방법

본 실험에 사용된 풍동은 개방도출형 철제 풍동으로 시험부 최고풍속이 50 m/s이고 시험부 크기가 1200 mm(높이) × 200 mm(폭) × 2000 mm(길이)이다. 시험부에서 난류강도는 유속 30 m/s에서 약 0.2%이고 평균속도 균일도는 0.5% 정도이다.

익형은 두랄루민으로 주물제작되었으며, 시위(chord)가 300 mm, 폭(span)이 200 mm이다. 표면 정압측정을 위한 압력 구멍은 각각 윗면 23개, 아랫면에 24개가 뚫려 있다.

평균속도분포를 측정하기 위한 전압 튜브는 외경이 0.45 mm인 스테인리스 튜브를 납작하게 눌러 만들었으며 두께가 0.2 mm이다. 프레스톤 튜브는 세 가지가 쓰였으며, 그 직경은 각각 0.435, 0.7, 0.905 mm이다. (이하 튜브 A, B, C) 압력의 측정에는 48채널의 스캐니밸브(Scani valve)와 압력 트랜스듀서(Furness FCO14)가 쓰였다. 이들 기기의 아날로그 신호는 PC(Intel 80486)에 내장된 A/D 변환기(DT2831)를 통하여 계측이 이루어졌다.

실험장치의 개략도는 Fig. 1과 같다. 풍동의 한쪽 벽에는 360° 회전이 가능한 원판 위에 날개가 붙어있고 이 원판을 돌려가며 영각을 바꿀 수 있

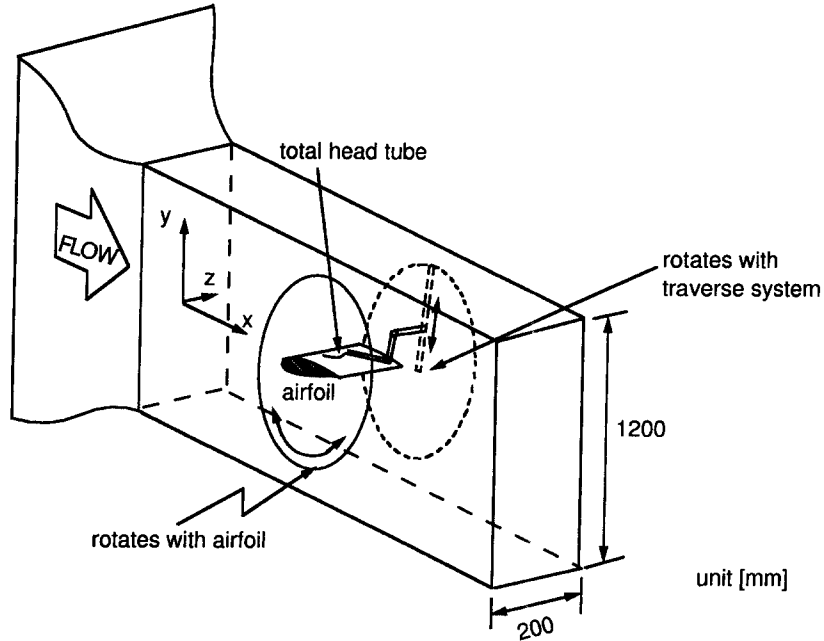
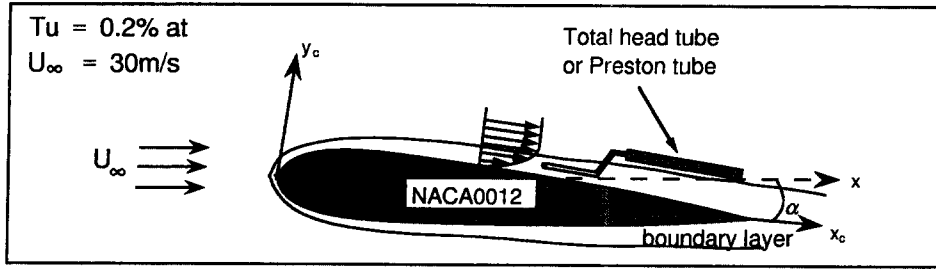


Fig. 1 Schematic of the experimental set-up

다. 반대편 벽에는 스텝모터로 구동되는 선형 이송 장치(분해능 0.01 mm)가 마찬가지로 원판 위에 붙어 있어 디스크를 돌려가면서 날개 위 측정점에서 벽면에 수직방향으로 프로브를 이동할 수 있다.

의 계산해이다. 풍동벽면에서 발달하는 경계층에 의한 차폐효과를 보정하기 위해 x 방향에 따라 모

3. 실험결과 및 토의

3.1 날개 위 정압분포

날개 표면의 정압은 날개의 영각조정과 프레스톤 튜브의 동압계측에 활용되었다. 영각 0° 일 때 날개 상하면의 정압은 잘 일치하였으며, ⁽⁶⁾ 유속변화에 따른 윗면의 표면압력계수(C_p) 분포를 Fig. 2에 나타내었다. 날개의 선단에서 10% 정도에서 순압력 구배를 그 후로는 역압력 구배를 받고 있다. 실험은 Mapping 방법⁽⁷⁾을 사용하여 구한 포텐셜 유동

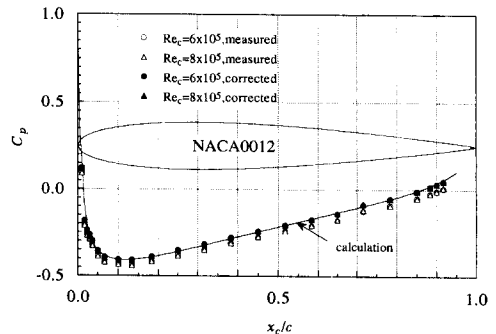


Fig. 2 Variation of static pressure coefficients at $\alpha=0^\circ$

형이 없을 때 풍동벽면에서 C_p 를 측정하고 이 값의 변화로부터 차폐효과를 보정하여 계산해와 잘 일치하는 정압분포를 얻었다. 시험부에서 날개의 차폐율은 3%로서 차폐효과는 무시할 수 있음을 알 수 있다.

Fig. 3은 영각 5°일 때 날개 표면 정압분포를 나타낸 것이다. 이 경우는 모델에 의한 차폐효과까지 고려되어야 하기 때문에, 영각 0°인 경우와 같은 차폐효과의 보정은 고려하지 않았다. 다만 $x_c/c < 0.2$ 에서 포텐셜 유동의 해와 오차 $\Delta C_p \leq 0.1$ 이고, $x_c/c > 0.2$ 에서는 $\Delta C_p \leq 0.07$ 으로 차폐효과에 의한 압력구배변동의 영향이 경계층의 계측에 미치는 영향은 일단 무시할 만하다고 판단하였다. 상류유속 변화에 따라 정압분포는 변화하지 않으며, 포텐셜 유동의 해와 잘 일치하므로 날개 위에서 박리가 생

$$u^+ = \int_0^{y^+} \frac{2(1+K_3y^+)}{1 + \left[1 + 4(K_1y^+)^2(1+K_3y^+) (1 - \exp(-y^+ \sqrt{1+K_3y^+}/K_2)) \right]^2}^{0.5} dy^+ \quad (1)$$

여기서 K_1 은 von Karman 상수를, K_2 는 van Driest 상수를, K_3 은 압력구배의 효과를 나타내는 매개변수이다. 여기서 서로 다른 크기의 두 가지 이상의 프레스톤 튜브를 이용하여 벽면 동압을 계측함으로써 벽법칙이 존재하는 날개 표면 근처의 몇 위치에서 속도를 계측할 수 있다면, 매개변수 K_1 , K_2 , K_3 와 벽 전단응력을 결정할 수 있게 된다. 벽면 동압의 계측시 유효 높이(계측동압이 걸리는 높이)는 Nitsche의 식 (2)을 사용하였다. 본 연구에서 사용된 세 가지 프레스톤 튜브의 d^+ 의 범위는 난류 경계층에서 40~130으로 난류 경계층의 내층(inner layer) 범위에 들었다. 따라서 매개

치지 않을 거라 예측할 수 있다.

3.2 CPM을 이용한 벽면전단응력계측

경계층의 벽전단응력을 측정하기 위한 CPM은 어떤 임의의 경계층도 벽면 근처에서 임의의 상사 법칙이 존재할 것이라는 가정하에서 고안된 방법이다. 다시 말해 임의의 매개변수를 포함하고 경계층의 기본 현상에 어긋나지 않는 벽법칙 식을 가정한 후, 두 개 이상의 서로 다른 직경의 프레스톤 튜브로 계측한 동압을 여기에 적용시키면 가정된 매개변수, 즉 벽법칙 식과 벽전단응력을 예측할 수 있다.

본 연구에서는 실제 경계층에 영향을 줄 수 있는 조건을 고려한 세 가지의 매개변수를 이용한 식 (1)과 같은 형태의 벽법칙을 사용하였다. (8)

변수로 벽마찰계수 계측에 가장 영향이 큰 K_1 만을 미결정상수로 보고 반복계산으로 벽마찰계수와 K_1 을 구하였다.

3.3 $\alpha=0^\circ$ 인 경우 천이경계층

$\alpha=0^\circ$ 인 경우, 세 가지 레이놀즈 수에서 실험이 이루어졌으며, $Re_c=2 \times 10^5$ 인 경우는 경계층 천이가 일어나지 않았고, 경계층 천이가 일어난 $Re_c=6 \times 10^5$ 인 경우와 $Re_c=8 \times 10^5$ 인 경우의 천이 경계층 특성에 대하여 살펴보았다.

Fig. 4는 영각 0도일 때 상류유속의 변화에 따른 CPM으로 구한 벽마찰계수의 분포를 각각 운동량

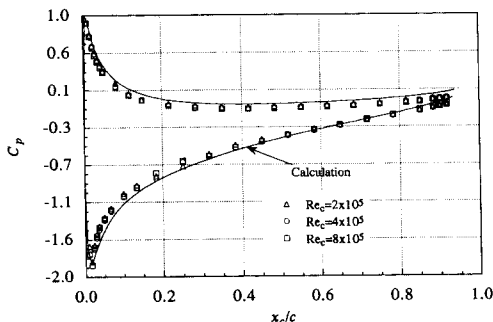


Fig. 3 Variation of static pressure coefficients at $\alpha=5^\circ$

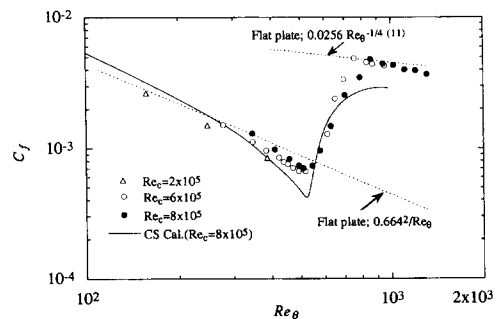


Fig. 4 Variations of skin friction coefficients with Reynolds number, Re_θ

두께를 기초로한 레이놀즈 수에 대해 나타낸 것이다. 실험에서의 운동량 두께는 평균속도 분포로부터 사다리꼴 적분으로 구했다. $Re_c=2 \times 10^5$ 일 때에는 측정범위내($x_c/c=0.92$ 까지)에서 천이가 일어나지 않았으며, $Re_c=6 \times 10^5$ 인 경우와 $Re_c=8 \times 10^5$ 인 경우 모두 경계층의 천이가 일어났으며, 그림에서와 같이 벽마찰계수 계측에 따라 대략 $Re_\theta=500$ 에서 천이가 시작되어 $Re_\theta=750 \sim 850$ 에서 천이가 끝났다. 이는 상류유속이 커지는 것에 반하여, 천이 시작점의 θ 값이 작아진 결과이며, 두 경우 천이 시작점은 일치하나 천이 끝 점이 약간 다른데, 현재 두 경우의 계측결과로 레이놀즈 수의 영향을 평가하기는 어렵고, 대체로 자유유동의 난류강도가 일정할 때 벽마찰계수는 Re_θ 만의 함수라는 기존의 결과와 잘 일치하고 있다. Abu-Ghannam and Shaw⁽⁹⁾는 평판의 경우, 압력구배가 없는 경우, 혹은 일정한 압력구배가 있는 경우 다양한 실험 데이터를 종합하여 자유유동 난류강도와 압력구배에 따른 상관 관계식을 제시한 바 있다. $\alpha=0^\circ$ 일 때 날개 위 유동의 압력구배는 순압력구배에서 역압력구배로 변하게 되지만 시위의 10% 이후에 천이시작점에서는 거의 일정한 역압력구배를 받는다. Abu-hannam and Shaw에 의하면 같은 일정 역압력구배의 평판은 천이시작점이 $Re_\theta=600$ 이며, 결국 상류의 일정치 않은 압력구배의 영향이 천이를 앞당겼다고 판단할 수 있다. 변동하는 압력구배하에서 천이경계층에 대한 연구는 현재도 많이 다루고 있는 문제로 아직 뚜렷이 알려진 바는 없다. 한편, 천이 끝 점은 Abu-Ghannam and Shaw의 상관식에서 제시한 천이 길이 범위에 들지 않아 직접 비교할 수 없었다.

실험에서 구한 속도분포와 벽마찰계수를 비교해 보기 위해 혼합 길이 모델(mixing length model)을 사용한 포물형 계산으로 Cebeci and Smith⁽¹⁰⁾의 방법(이하 CS 방법)의 결과를 사용하였다. 이 계산방법은 압력구배가 있는 층류 및 난류경계층에서 운동량 두께, 형상계수, 벽마찰계수와 같은 적분변수들을 손쉽게 계산할 수 있다. 계산상에서는 초기 층류경계층의 속도분포는 2차원 정체점유동의 상사해를 적용했다. 그림에서 CS 방법에 의한 벽마찰계수($Re_c=8 \times 10^5$) 계산하는 역압력구배의 영향이 과대평가되어 천이시작점 근처에서 벽마찰계수를 낮게 예측하고 있으며, 이 영향으로 천이가 끝나는 지점에서의 벽마찰계수도 낮게 예측하고 있다. 그

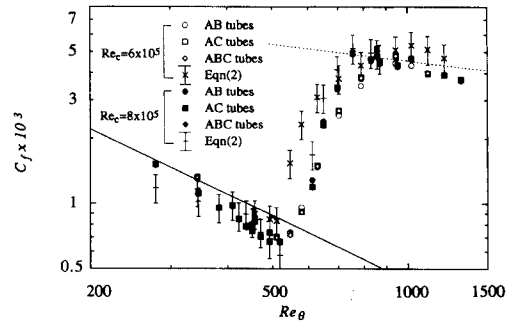


Fig. 5 Skin friction coefficients measured by CPM with various Preston tubes ($\alpha=0^\circ$)

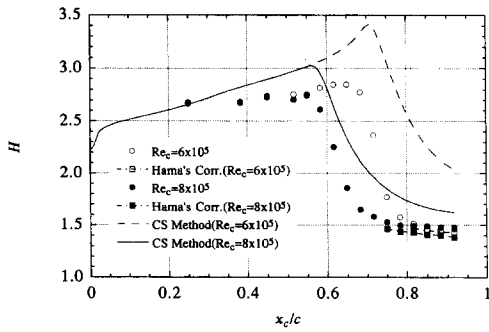
림에서 점선은 각각 층류 평판 경계층의 Blasius 해와 Schlichting⁽¹¹⁾의 경험식을 나타낸다.

CS 방법의 계산으로는 계측된 벽마찰계수의 타당성을 검토하기 부적절하므로, Fig. 5(a) (b)와 같이 경계층 적분방정식으로부터 구한 벽마찰계수와 실험에서 여러 가지 프레스톤 튜브의 조합으로 구한 벽마찰계수를 비교하여 보았다. 경계층 적분방정식은 식 (2)와 같다. 우변에서 운동량 두께 θ , 형상계수 H 및 경계층 가장자리속도 U_e 는 평균속도분포의 계측 데이터로부터 얻었다.

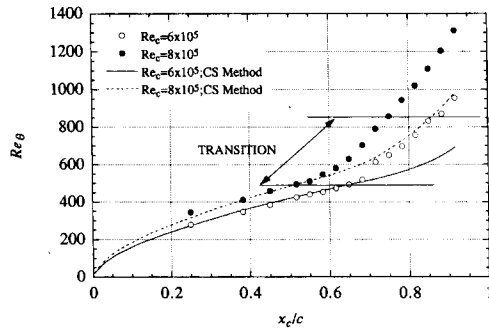
$$\frac{1}{2} C_f = \frac{d\theta}{d\bar{x}} + (2+H) \frac{\theta}{U_e} \frac{dU_e}{d\bar{x}} \quad (2)$$

그림에서와 같이 CPM에는 세 가지 직경이 다른 튜브를 사용하였는데, 사용한 튜브의 조합에 따라 거의 일정한 값을 나타내므로 일단 CPM의 합리성을 확인할 수 있었다. 식 (2)와 같은 적분방정식에 의해 구한 벽마찰계수는 그림과 같이 약 $\pm 15\%$ 의 오차범위를 갖는데, 이것은 \bar{x} 방향 계측단면이 조밀하지 않을 경우(본 연구의 경우 그 위치의 경계층 두께의 수배에 해당) \bar{x} 방향 미분치인 $d\theta/d\bar{x}$ 혹은 $dU_e/d\bar{x}$ 값이 오차가 커지기 때문이며, 이 방법에 의해 정확한 벽마찰계수를 계측하려면 \bar{x} 방향으로 조밀한 적분변수의 계측이 요구된다. 층류인 경우는 두 가지 레이놀즈 수에서 적분방정식에 의한 벽마찰계수와 CPM에 의한 벽마찰계수가 오차범위내에서 맞는 반면, 천이 과정중에는 CPM의 계측과 적분방정식에서 구한 벽마찰계수가 많이 다르다. 식 (2)에 의한 벽마찰계수의 추정은 현재로서는 그 오차범위가 커서 이 방법으로 CPM의 정확성을 검증하는데는 무리가 있다.

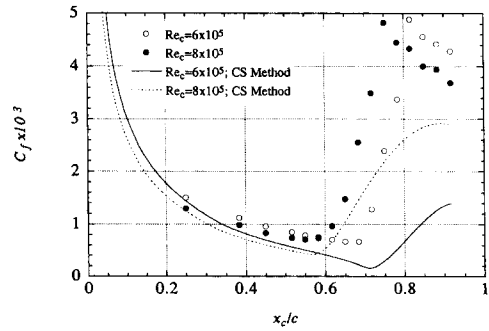
Fig. 6의 (a), (b), (c)는 벽마찰계수와 적분변



(a) Skin friction coefficients



(b) Momentum thickness



(c) Shape factor

Fig. 6 Variation of integral parameters at $\alpha=0^\circ$

수인 운동량 두께, 형상계수를 날개의 골격선 (camber line)을 따라 나타낸 것이다. (a)에서 $Re_c=6 \times 10^5$ 일 때에는 0.68~0.82의 범위(천이 길이는 시위의 14%)가 천이 경계층으로, $Re_c=8 \times 10^5$ 일 때에는 0.55~0.75(천이 길이는 시위의 20%)의 범위가 천이 경계층으로 나타났다. 레이놀즈 수가 커지면 천이시작점과 끝점이 상류로 이동하고 천이 길이는 다소 커졌다. 한편 본 실험의 Re_c 는 6×10^5

와 8×10^5 인데, 이때 예측된 천이 길이는 시위의 15~20% 정도로서, 이는 NACA에서 실험한 높은 레이놀즈 수($Re_c=1.5 \times 10^6 \sim 6 \times 10^6$)에서의 결과⁽¹³⁾와 동일하다. 이것은 평판의 경우처럼 레이놀즈 수가 작아짐에 따라 천이 길이가 커지는 효과와, 레이놀즈 수가 작아짐에 따라 천이 시작점이 하류로 이동하고, 대신에 역압력 구배를 더 받게 되어 천이 길이가 줄어드는 효과가 서로 상쇄되어 일어난 결과이다. 운동량 두께의 경우 CS방법에 의한 계산이 층류 경계층에서 비교적 실험값과 잘 일치한다. 천이 시작점이 $Re_\theta=500$ 이므로 하류에서는 운동량 두께가 증가하는 기울기가 커져, 난류 경계층으로 가는 과정을 잘 나타낸다. 형상계수의 경우 상류유속 변화에 따라 천이시작점과 길이에 변화가 생기지만 하류에서 천이가 끝나면 두 경우 모두 형상계수가 1.4에 수렴하고 있고, 난류 경계층에서 Hama⁽¹⁴⁾의 상관식과 잘 일치한다.

이상과 같이 영각이 0도인 경우 $Re_c=6 \times 10^5$, 8×10^5 두 경우의 경계층 예측 데이터를 Table 1과 Table 2에 정리하였다.

3.4 $\alpha=5^\circ$ 인 경우 벽마찰계수 예측

영각이 커지면서 압력면과 흡입면에서 압력변화가 심해지고, 각 단면에서 경계층이 서로 다른 과정으로 성장하게 된다. 나아가 날개 후미로 가서 서로 다른 경계층이 혼합되어 만들어지는 근점 후류의 거동은 또 다른 관심거리가 될 수 있다.

$\alpha=5^\circ$ 인 경우 상류유속 $U_\infty=30$ m/s으로 고정 ($Re_c=6 \times 10^6$)하고 압력면과 흡입면에서 벽전단응력을 예측하여 경계층 천이과정을 살펴보았다. Fig. 7은 압력면과 흡입면에서의 벽마찰계수를 $\alpha=0^\circ$ 인 경우와 비교한 것이다. 압력면에서는 측정부 마지막 위치($x_c/c=0.917$)까지 경계층 천이가 발생하지 않았다. 이것은 Fig. 3의 정압분포에서와 같이 순압력구배가 천이를 지연시키기 때문으로 보인다. 반면 흡입면에서는 $\alpha=0^\circ$ 일 때보다 역압력구배가 배 정도 크며 천이시작점이 $Re_\theta=330$ ($x_c/c=0.16$)으로 당겨졌고, 천이 끝 점은 $Re_\theta=430$ ($x_c/c=0.22$)였다. Table 3에는 $\alpha=5^\circ$ 인 경우 각 예측위치에서 경계층 적분변수를 정리하였다.

3.5 경계층 평균속도분포

평균속도는 2절에서 설명한 바와 같이 단면이 사각이고, 두께 0.2 mm인 총압 튜브(total head

Table 1 Integral parameters measured at $\alpha=0^\circ$ ($Re_c=6 \times 10^5$)

x_c/c	H	Re_θ	U_e (m/s)	C_f
0.250	2.66	278	34.55	1.525E-03
0.383	2.67	346	33.46	1.113E-03
0.450	2.72	383	33.05	9.553E-04
0.517	2.75	423	32.59	8.398E-04
0.550	2.74	439	32.51	7.794E-04
0.583	2.81	452	32.31	7.455E-04
0.617	2.85	471	32.15	6.979E-04
0.650	2.85	492	31.98	6.618E-04
0.683	2.77	518	31.58	6.577E-04
0.717	2.37	613	31.42	1.186E-03
0.750	1.77	650	30.81	2.312E-03
0.783	1.57	697	30.60	3.428E-03
0.817	1.51	756	30.33	5.002E-03
0.850	1.49	832	30.05	4.586E-03
0.883	1.48	870	29.59	4.496E-03
0.917	1.46	954	29.24	4.359E-03

tube)로 계측이 이뤄졌으며, 유효 높이에 대한 보정은 하지 않았고 계측된 동압은 튜브 중앙위치의 동압으로 가정하였다. 평균속도분포는 $x_c/c=0.25 \sim 0.17$ 까지 총 15단면에서 계측이 이뤄졌으며, \bar{y} 방향으로 0.02~0.04 mm간격으로 계측이 이루어졌다. Fig. 8은 \bar{y} 방향 속도분포 계측이 이뤄진 각 계측단면의 경계층 배제 두께를 나타낸다. 그림과 같이 경계층의 배제 두께는 천이이후의 마지막 단면에서 0.75 mm 정도이고 경계층 두께는 약 5 mm 정도였다. CS 방법은 층류지역의 배제 두께를 잘 예측하지만 천이 이후에는 실험값과 오차를 보인다. 전압 튜브나 프레스톤 튜브로 계측가능한 첫 단면인 상류 층류경계층의 두께는 약 1~1.5 mm였다.

영 영각에서 전압 튜브를 이용한 날개 위 경계층의 속도분포는 $x_c/c=0.25$ 에서 0.917까지 총 15 단면에서 이뤄졌다. Fig. 9의 (a)와 (b)는 각각 $Re_c=6 \times 10^5$ ($U_\infty=30$ m/s)일 때와 $Re_c=8 \times 10^5$ ($U_\infty=40$ m/s)일 때 몇 단면의 속도분포를 나타낸 것이

다. 실선은 CS 방법으로 구한 계산 해이며, 층류 경계층의 경우 실험값과 잘 일치한다. 천이 이후는 계산의 부정확성으로 비교를 하지 않았다. Fig. 9의 (c)는 영각 5도인 경우 $Re_c=6 \times 10^5$ 인 경우 압력면과 흡입면에서 평균속도분포를 나타낸다. 압력면의 2단면의 속도분포는 층류 CS 해와 잘 일치하

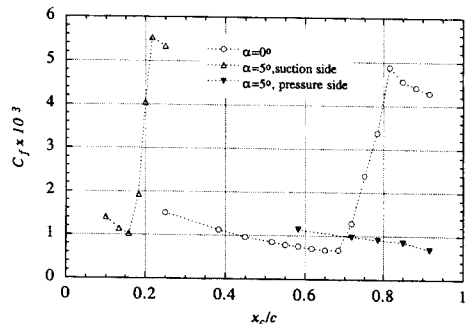


Fig. 7 Skin friction coefficients with attack angles ($Re_c=6 \times 10^5$)

Table 2 Integral parameters measured at $\alpha=0^\circ (Re_c=8 \times 10^5)$

x_c/c	H	Re_θ	U_e (m/s)	C_f
0.250	2.68	344	46.29	1.318E-03
0.383	2.68	410	44.67	9.677E-04
0.450	2.74	458	44.07	8.328E-04
0.517	2.70	493	43.69	7.335E-04
0.550	2.75	510	43.32	6.960E-04
0.583	2.61	547	42.98	7.148E-04
0.617	2.25	579	42.82	9.109E-04
0.650	1.86	630	42.56	1.487E-03
0.683	1.65	703	42.00	2.685E-03
0.717	1.58	789	41.64	3.805E-03
0.750	1.53	857	41.13	5.220E-03
0.783	1.50	944	40.82	4.792E-03
0.817	1.49	1020	40.42	4.659E-03
0.850	1.49	1109	40.01	4.002E-03
0.883	1.48	1204	39.54	3.938E-03
0.917	1.48	1311	38.82	3.749E-03

Table 3 Integral parameters measured at $\alpha=5^\circ (Re=6 \times 10^5)$

Pressure side			Suction side		
x_c/c	Re_θ	C_f	x_c/c	Re_θ	C_f
0.583	300	1.145E-03	0.100	272	1.403E-03
0.717	379	9.762E-04	0.133	304	1.136E-03
0.785	419	9.072E-04	0.158	335	1.026E-03
0.850	458	8.492E-04	0.183	372	1.923E-03
0.917	498	6.874E-04	0.200	400	4.042E-03
			0.217	431	5.526E-03
			0.250	501	5.331E-03

며, 흡입면의 속도분포는 3단면에서 계속하였고, 벽전단응력 계속에 따라 천이 전후와 천이과정중으로 판단되는 3단면의 평균속도분포를 나타내었다.

본 연구의 경우 적용한 프레스톤 튜브(A, B)의 d^+ 가 40~130 범위에 든다. 그런데, d^+ 가 10 이상인 경우, 전우평 등⁽¹²⁾에 따르면 실험조건이나 프

레스톤 튜브의 형상에 따라 K 값의 오차가 큰 부분이다. CPM으로 계속한 벽전단응력의 합리성을 확인하기 위하여 Fig. 10과 같이 몇몇 계속단면의 평균속도분포를 벽좌표계에 올려 살펴보았다. Fig. 10의 (a), (b)는 각각 $Re_c=6 \times 10^5$ 인 경우와 $Re_c=8 \times 10^5$ 인 경우의 벽좌표계에 의한 경계층 속도분

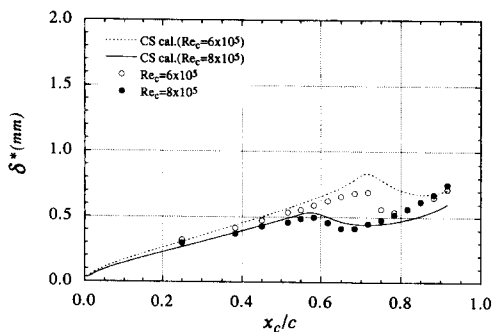
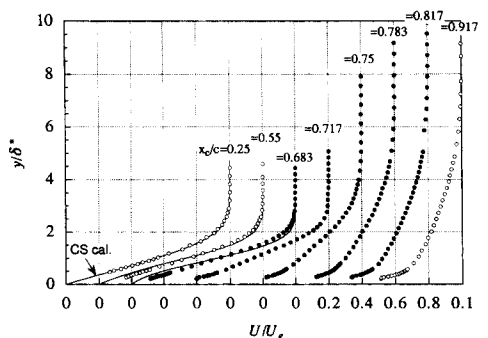
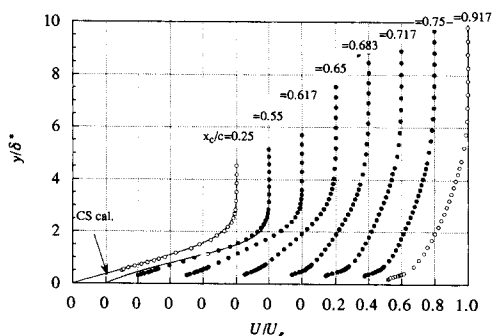


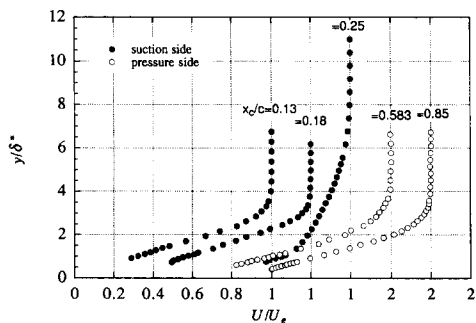
Fig. 8 Displacement thickness at $\alpha=0^\circ$



(a) $\alpha=0^\circ$, $Re_c=6 \times 10^5$



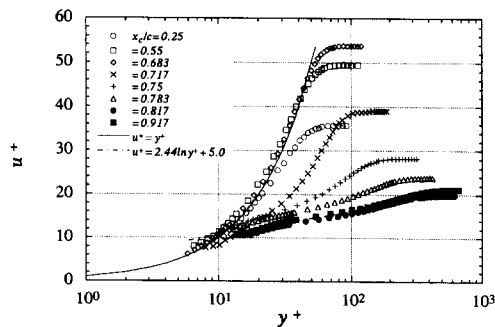
(b) $\alpha=0^\circ$, $Re_c=8 \times 10^5$



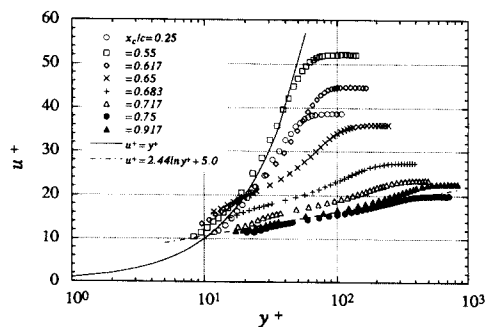
(c) $\alpha=5^\circ$, $Re_c=6 \times 10^5$

Fig. 9 Mean velocity profiles

모를 나타낸다. 계측된 속도분포중 층류 경계층의 속도분포는 $u^+=y^+$ 와 비교하여 계측오차를 살펴본 것이다. Fig. 10의 (a)에서 $x_c/c=0.25, 0.55, 0.683$ 인 경우 속도분포는 $u^+=y^+$ 를 따라가고 있으며, 하류로 갈수록 경계층이 성장하고, 벽전단속도는 작아지므로 $u^+=y^+$ 를 만족하는 y^+ 의 범위가 넓어진다. $x_c/c=0.55$ 인 경우 $y^+<40$ 에서 y^+ 오차는 평균 1.8이며, $y^+=10$ 이 \bar{y} 방향 계측 첫 점이므로 벽마찰계수 계측오차가 프레스톤 튜브의 유효 높이 오차에 기인한다면 벽마찰계수의 추정오차는 약 18% ($\pm 9\%$)에 이른다. Fig. 10의 (b)에서와 같이 $Re_c=8 \times 10^5$ 인 경우에도 마찬가지이다. $x_c/c=0.25, 0.55$ 인 경우 층류경계층에서 속도분포는 $y^+<40$ 에서 y^+ 오차는 평균 1.83으로 (a)의 경우와 비슷한 오차범위를 갖는다. 천이지역에서의 속도분포는 점차 난류 경계층의 확립된 로그 분포로 천이되어 가는 과정을 잘 보여주며, 하류의 난류경계층 속도분포는 로그 분포와 잘 일치하여 계측된 벽마찰계수는 층류영역보다 정확함을 알 수 있다. 이것은 CPM에



(a) $Re_c=6 \times 10^5$, $\alpha=0^\circ$



(b) $Re_c=8 \times 10^5$, $\alpha=0^\circ$

Fig. 10 Velocity profiles during transition with wall coordinates

서 유효 높이의 오차가 미치는 영향이 난류 경계층의 경우 훨씬 작기 때문이다.⁽¹²⁾ CPM에서 유효 높이의 오차가 난류로 갈수록 수렴한 벽전단응력값에 미치는 영향이 작으므로, 이상의 결과로 보아 천이 경계층의 벽전단응력 계측값은 $\pm 9\%$ 의 오차범위를 갖는다고 판단하고 있다.

CPM의 오차를 줄일 수 있는 방법으로 유효 높이의 보정이 필요치 않은 열선 유속계에 의한 계측이 있다. 열선 유속계에 의한 속도계측에는 벽면 정압이 필요치 않아 \bar{u} 방향으로 보다 많은 단면에서 속도분포를 계측할 수 있고, CPM에 쓰이는 식 (1)과 같은 벽법칙에 속도분포를 fitting하여 벽마찰계수를 결정하면 경계층 속도계측의 오차를 최소한으로 줄일 수 있다. 하지만 이 방법은 벽근처에서 열선의 냉각분제와 초기 \bar{u} 값의 정확한 결정 등이 문제가 된다.

4. 결 론

① CPM으로 날개 위 벽마찰력을 계측하고, 여러 튜브의 조합에 의한 반복측정결과, CS 계산, 경계층 적분방정식에 의한 추정, 증류 및 난류 경계층의 벽법칙과의 비교 등을 통하여 계측의 합리성을 확인하였다. 이상을 통하여 계측한 벽마찰계수의 오차범위는 최대 $\pm 9\%$ 로 보고 있다. CPM의 오차를 줄이기 위해서는 프레스톤 튜브의 직경에 따른 보다 확립된 유효 높이 보정식이 필요하며, 프레스톤 튜브에 비해 상대적으로 얇은 경계층에서는 유효 높이의 보정이 필요치 않은 열선유속계에 의한 벽전단력 계측방법이 추천된다.

② $\alpha=0^\circ$ 에서 $Re_c=2 \times 10^5$ 일 때 경계층의 천이는 일어나지 않았으며, $Re_c=6 \times 10^5$ 일 때 $x_c/c=0.68$ 에서 천이가 시작하고 $x_c/c=0.81$ 에서 천이가 끝났고, $Re_c=8 \times 10^5$ 일 때 $x_c/c=0.55$ 에서 경계층의 천이가 일어나서 $x_c/c=0.75$ 에서 경계층천이가 끝났다. 역압력 구배의 영향으로 같은 난류 강도하의 평판보다 천이가 일찍 일어났으며, $Re_c=6 \times 10^5$ 과 8×10^5 일 때 모두 $Re_c=500$ 에서 천이가 일어나고, 각각 $Re_\theta=750$ 과 850 에서 천이가 끝났다. 상류유속이 빨라짐에 따라 천이시작점이 빨라졌고, 천이 길이는 날개 시위의 $15\% \sim 20\%$ 정도였다.

③ $\alpha=5^\circ$ 에서는 압력면에서는 $x_c/c=0.917$ 까지 경계층천이가 일어나지 않았고, 흡입면에서는 $x_c/c=0.16$ ($Re_\theta=330$)에서 천이가 시작하여 $x_c/c=0.$

22 ($Re_\theta=430$)에서 끝났다.

④ 이상의 실험결과를 압력구배가 있는 천이경계층의 예측을 위한 난류모델 등의 개발을 위한 비교, 검증자료로 활용할 수 있다.

후 기

본 연구는 터보 동력기계 연구센터 94년도 지원과제로 수행된 연구결과의 일부이며, 이에 관계자 여러분에게 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Savill, A. M., 1995, "Transition Modeling for Turbomachinery III," *A Final Summary of ERCOFTAC Transition SIG Progress for the 3rd workshop.*
- (2) Nitsche, W., Thunker, R. and Haberland, C., 1983, "A computational Preston tube Method," *Turbulent Shear Flows*, Vol. 4, pp. 261~276.
- (3) 강신형, 윤민수, 전우평, 1994, "프레스톤 튜브를 이용한 벽면전단응력 측정에 관한 실험적 연구," 대한기계학회논문집, 제18권 제7호, pp. 1873~1880.
- (4) 강신형, 이정민, 전우평, 유정열, 1992, "급격한 조도의 변화가 있는 평판 난류경계층," 대한기계학회논문집, 제16권 제11호.
- (5) 전우평, 강신형, 1995, "CPM을 이용한 평판 위 천이 경계층에서 벽 마찰력의 계측," 대한기계학회논문집, 제19권 제1호, pp. 240~250.
- (6) 신상철, 1995, NACA0012 날개 위의 천이경계층에 관한 실험적 연구, 서울대학교 공학석사학위논문, p. 30.
- (7) Abbott, Ira H., 1959, *Theory of wing section*, Dover Public., New York.
- (8) Szablewski, W., 1969, "Turbulente Drenzschichten in Ablosenahe. Z.," *Angnew. Math. Mech.* 49, p. 215.
- (9) Abu-Ghannam B. J. and Shaw., R., 1980, "Natural Transition of Boundary Layers-The Effects of Turbulence, Pressure Gradient, and Flow History," *Journal of Mech. Eng. Sci.*, Vol. 22, pp. 213~228.
- (10) Tuncer Cebeci and Peter Bradshaw, 1977,

- Momentum transfer in boundary layers*, McGraw Hill, New York.
- (11) Hermann Schlichting, 1979, *Boundary Layer Theory 2nd Ed.*, McGraw-Hill.
- (12) 전우평, 1995, 평판 위 천이경계층에 관한 실험적연구, 서울대학교 공학박사학위논문, pp. 33~35.
- (13) Abe Silverstein and John V. Becker, 1938, "Determination of Boundary-Layer Transition on Three Symmetrical Airfoils in the NACA Full-Scale Wind Tunnel," *NACA Report*. No. 637, pp. 1~15.
- (14) Hama, F. R., 1954, *Soc. Naval Architects Marine Engrs. Trans.*, Vol. 62, pp. 33.