

주기적 후류 내의 익형 위 천이경계층에 관한 실험적 연구(I)

- 시간평균된 유동 특성 -

박태춘* · 전우평** · 강신형†

(2000년 7월 1일 접수, 2001년 4월 16일 심사완료)

Experimental Study of Boundary Layer Transition on an Airfoil Induced by Periodically Passing Wake (I)

- A Time-Averaged Characteristic -

Tae-Choon Park, Woo-Pyung Jeon and Shin-Hyoung Kang

Key Words : Wake-Induced Transition(후류유도 천이), Airfoil(익형), Pressure Gradient(압력구배), Wall Skin-Friction Coefficient(벽마찰계수)

Abstract

Hot-wire measurements are performed in boundary layers developing on a NACA0012 airfoil over which wakes pass periodically. The Reynolds number based on chord length of the airfoil is 2×10^5 and the wakes are generated by circular cylinders rotating clockwise and counterclockwise around the airfoil. This paper and its companion Part II describe the phenomena of wake-induced transition of the boundary layers on the airfoil using measured data; phase- and time-averaged streamwise mean velocities, turbulent fluctuations, integral parameters and wall skin frictions. This paper describes the background and facility together with results of time-averaged quantities. Due to the passing wake with mean velocity defects and high turbulence intensities, the laminar boundary layer is periodically disturbed at the upstream station and becomes steady-state transitional boundary layer at the downstream station. The velocity defect in the passing wake changes the local pressure at the leading of the airfoil, significantly affects the time-mean pressure distribution on the airfoil and eventually, has influence on the transition process of the boundary layer.

기호설명

C : 익형의 코드 길이
 C_f : 벽마찰계수
 C_p : 압력계수
 H : 경계층의 형상계수

K_1, K_2, K_3 : 수정 벽법칙식의 매개변수

Re_x : 레이놀즈수 ($= U_e x / \nu$)

S : 익형의 폭

T : 후류의 발생 주기

t : 시간

U : 주유동 방향 평균 속도

U_e : 경계층의 가장자리 속도

U_∞ : 익형 상류 자유유동 속도

u : 주유동 방향 순간 속도

u' : 난류 섭동성분 속도 또는 근제곱 평균(RMS)량

* 회원, 서울대학교 대학원 기계항공공학부

** 회원, 서울대학교 정밀기계설계공동연구소
난류제어연구단

† 책임저자, 회원, 서울대학교 기계항공공학부

E-mail : kangsh@snu.ac.kr

TEL : (02)880-7113 FAX : (02)883-0179

- \tilde{u} : 주유동 방향 주기 속도
- u_b : 주기성분 속도의 RMS량
- u_r : 주유동 방향 벽마찰 속도
- V : 후류의 절대 속도
- V_{rod} : 후류 발생용 원봉의 회전 선속도
- W : 후류의 상대 속도
- x : 주유동 방향
- y : 익형면 수직 방향
- z : 익형 폭 방향
- δ^* : 경계층의 배제 두께
- θ : 경계층의 운동량 두께

상첨자

- + : 벽 좌표계에 의한 변수
- : 시간 평균량
- < > : 위상 평균량

1. 서 론

상류에서 후류가 주기적으로 발생할 때 하류에 위치한 평판 또는 익형 위에 형성되는 비정상 경계층의 천이 현상에 관한 연구는 축류 터보기계 날개 위에서의 유동 및 열전달 현상 등과 관련하여 매우 중요하다.

정익과 동익이 연속적으로 설치되어 있는 다단 축류 터보기계의 내부 유동장은 매우 복잡한 비정상 특성을 보인다. 특히 익형 표면 위의 경계층은 상류 날개의 상대적 회전으로 주기적으로 발생하는 비정상 후류에 의해 영향을 받는다. 대부분의 터보기계의 작동 레이놀즈수 범위에서 익형 위 경계층은 층류에서 난류로의 천이 과정을 포함한다.⁽¹⁾ 특히 속도 결핍과 높은 난류강도를 포함하는 비정상 후류에 의해 익형 위 경계층은 초기 선형 불안정성(linear instability)이 생략된 비정상 바이패스 천이 현상을 보인다. 그러므로 익형 위 경계층을 완전히 발달된 난류 유동 또는 정상 천이 유동으로 가정하여 분석한 과거 연구 결과를 실제 터보기계에 적용하는데는 한계가 있다. 따라서 실제 터보기계의 성능, 유동 손실, 그리고 날개 위 열전달 등을 보다 정확하게 예측하기 위해서는 주기적 후류에 영향을 받는 비정상 천이경계층의 합리적인 고찰이 요구된다.

후류유도 천이경계층 연구는 비정상 바이패스 천이 현상 등과 관련된 기초적인 면에서도 매우 중요하다. 최근 경계층의 내부 또는 자유유동에서 비교적 큰 교란이 발생할 때 이로 인한 경계층의 바이패스 천이 현상을 이해하려는 노력이 계속되고 있다. 관심을 모으는 주요 현상들로는 교란으로 비롯된 경계층내 난류반점의 생성, 천이 지역에서 반점의 성장과정, 그리고 반점끼리의 병합으로 이루어지는 난류경계층으로의 발달 등이다.

정상 상태하의 자연 천이 또는 바이패스 천이에 관한 과거 이론적, 실험적 그리고 수치해석적 연구에 비해 비정상 천이경계층에 관한 연구는 최근 십여 년 전부터 주로 실험으로 활발히 진행되고 있다. Mayle⁽¹⁾는 가스터빈 엔진 익형 위에서의 비정상 천이경계층의 특성과 연구 현황을 자세히 소개하였다. Pfeil 등,⁽²⁾ Liu와 Rodi,⁽³⁾ Orth⁽⁴⁾는 회전하는 원봉에 의해 발생하는 주기적 후류로 인한 평판 위 천이경계층을 풍동에서 열선으로 측정하였다. Funazaki와 Koyabu⁽⁵⁾는 순압력 또는 역압력구배 하의 평판 위 후류유도 천이경계층을 측정하였다. Paxson과 Mayle⁽⁶⁾는 2차원 실린더 모양의 평판 선단에서 초기 층류경계층이 비정상 후류에 의해 교란되는 현상을 이론과 실험으로 고찰하였다. 특히 최근 Wu 등⁽⁷⁾은 평판 위에서 상류의 주기적인 실린더 후류가 하류의 최초 층류경계층에 미치는 영향을 직접수치모사(direct numerical simulation)로 고찰하여 비정상 바이패스 천이경계층의 여러 가지 난류 통계량 및 난류반점의 거동을 자세히 보고한 바 있다.

실제 터보기계 날개 위의 후류유도 천이경계층에 관한 연구 또한 실험적으로 수행되었다. Dong과 Cumpsty^(8,9)는 주기적 후류의 존재 여부에 따라 압축기의 익형 위 비정상 천이경계층을 정밀하게 측정하였고, Schulte와 Hodson⁽¹⁰⁾은 비정상 후류가 저압 터빈의 날개 위 경계층에 미치는 영향을 고찰하였으며, Halstead 등⁽¹¹⁻¹⁴⁾은 압축기와 저압 터빈 날개 위 경계층의 후류유도 천이 현상을 자세히 고찰하였다.

후류유도 천이의 이해가 실제 터보기계의 설계에 중요함에도 불구하고 아직 관련된 연구 결과가 많지 않다. 실제 터보기계 날개 위에서의 실험은 여러 가지 교란 하에서의 천이를 보다 실질적으로 고찰할 수 있지만 계측상의 어려움으로

경계층의 벽근처 유동 데이터를 정확하게 얻기가 어렵다. 터보기계 내의 유동을 단순화한 풍동 내에서의 실험은 보다 정밀한 데이터를 확보할 수 있는 반면 실제 터보기계의 복잡한 내부유동을 구현할 수 없다. 특히 과거 관련된 풍동 실험이 대부분 평판 위에서 이루어졌기 때문에 이 결과를 기초로 압력구배의 변화가 심한 익형 위의 후류유도 천이 유동을 이해하는 데는 한계가 있다. 따라서 실제 터보기계 날개 위의 비정상 천이경계층 유동에 보다 가까운 익형 위 후류유도 천이 유동을 풍동 실험으로 모델링하여 고찰하는 것이 요구된다.

본 연구에서는 상류에서 회전 실린더로 2차원 후류를 주기적으로 발생시켰을 때 하류에 위치한 영각 0° 의 2차원 NACA0012 익형 위에서 발달하는 비정상 경계층의 천이 거동을 고찰하였다. 교란이 없는 경우와 실린더를 시계방향(CW) 또는 반시계방향(CCW)으로 회전시켜 주기적 후류가 존재하는 경우에 대하여 익형 표면의 정압 분포, 경계층 평균 속도 및 난류강도를 계측하였다. 시계방향 및 반시계방향 회전은 계측면을 각각 터빈과 압축기에서의 흡입면으로 모사하기 위한 것이다. 모든 데이터는 앙상블 평균 방법으로 처리하여 위상에 따른 유동장의 주기적 변화를 고찰하였다. 특히 벽근처 평균속도와 수치 프레스톤 방법(Computational Preston Tube Method, CPM)의 원리를 이용하여 시간평균 및 위상평균 벽마찰계수를 예측하였다.

본 연구에서는 논문 내용을 2부로 나누어서 서술하였다. 논문 I에서는 실험장치 및 교란이 없을 때 계측한 익형 위 경계층 데이터와 후류가 존재할 때 경계층 내의 시간평균된 데이터로 결과를 서술하였으며, 논문 II에서는 위상평균된 유동 데이터를 이용하여 후류유도 천이경계층의 비정상 유동특성을 분석하였다.

2. 실험장치 및 방법

2.1 실험장치

실험장치는 풍동과 후류 발생기, 익형, 계측 기기, 이송장치 및 데이터 검출기기로 구성된다. 사용한 풍동은 폐쇄 순환식 철재 풍동으로 시험부의 폭, 높이, 길이는 각각 0.6m, 0.3m, 2.0m이다. 풍동에 대한 자세한 제원과 특성은 이현구⁽¹⁵⁾에

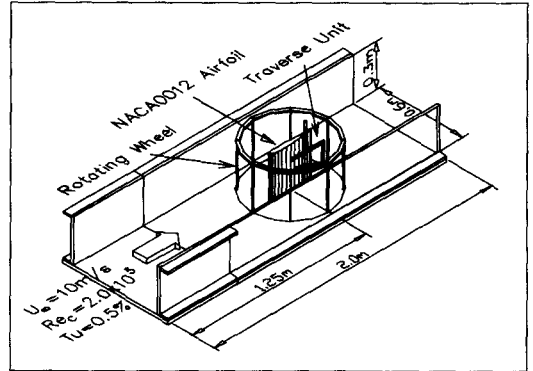


Fig. 1(a) 3-D view of the airfoil, wake-generating squirrel cage and traversing system in the wind tunnel

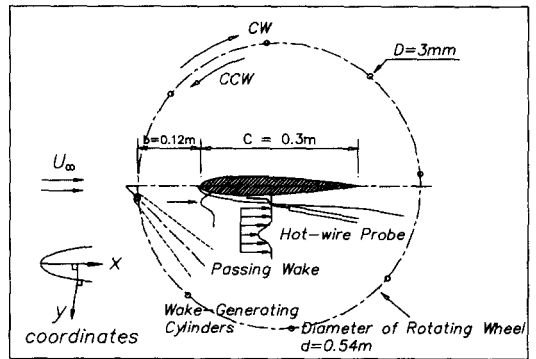


Fig. 1(b) Schematic of the test airfoil and wake-generating system

제시되어 있다. 실험은 자유유동 속도 10m/s에서 수행되었으며 이 속도에서 시험부의 평균속도 균일도와 난류강도는 각각 0.4%, 0.5% 이하이다.

Fig. 1(a)는 시험부 내부에 설치된 익형, 후류 발생용 회전차, 열선 프로브 이송장치를 보여주고 있다. 풍동 바닥에 설치한 지름 0.56m의 원형 디스크는 풍동 밖에서 직류전동기로 구동되며, 지름이 0.54m인 디스크 테두리에 원형 실린더를 설치할 수 있는 구멍을 15° 간격으로 총 24개 만들었다. 따라서 원봉의 개수 또는 디스크의 회전 속도를 조절하여 후류의 발생주기를 조절할 수 있다. 시험부 중앙의 윗면에는 1차원 자동 이송장치를 포함한 직경 0.5m의 아크릴 원형 디스크가 설치되어 있다. 이 원형 디스크는 익형 위 모든 위치에서 열선 프로브가 익형 표면에 대해 수직으로 이송되도록 제작하였고, 부착된 이송장치

의 최소 분해능은 0.01mm이다.

시험부 중앙에 수직으로 설치된 익형 모델은 캠버가 없는 NACA0012이다. 영각 0°인 경우 익형의 모든 표면에서 유동 박리가 일어나지 않고 곡률도 심하지 않아 경계층 계측이 비교적 용이하다. 익형의 코드 길이는 0.3m이고, 최대 두께는 36mm, 폭은 0.29m이며, 이때 코드 길이와 입구 속도 10m/s을 특성치로 한 레이놀즈수는 2×10^5 이다. 익형 표면의 정압 계측을 위하여 직경 1mm의 정압구멍을 익형 길이방향으로 비균일 분포로 40개 만들었다. 밀면 디스크의 중앙에 위치한 익형은 외부 지지대를 이용하여 시험부의 윗면과 밀면 디스크와 각각 5mm씩 띄워 설치하였다. 익형 표면 압력구멍과 연결된 튜브는 그 지지대 내부를 통해 스캐니 밸브와 압력계에 차례로 연결된다. 한편 익형을 설치하기 전에 유속 10m/s에서 시험부 바닥면의 정압 분포를 계측하였는데, 시험부의 양 측벽을 조절하면서 압력계수가 시험부 중앙선에 대하여 좌우 대칭이 되도록 맞추어 벽면의 차폐 효과를 보강하였다.

시험부에 설치된 익형과 후류 발생용 원형 실린더의 배치, 그리고 본 연구에서 정의한 좌표계를 Fig. 1(b)에 나타내었다. 좌표계는 익형의 선단에서 코드중심을 따라 x 축, 각 x 위치에서 익형 표면에 수직한 방향을 y 축으로 설정하였다. 후류 발생을 위해 지름 3mm, 길이 300mm의 원형 실린더 8개를 회전 디스크 위에 45°간격으로 설치하였다. 실험시 디스크는 자유유동 속도와 같은 10m/s의 접선속도로 회전하며, 이때 발생 후류의 주파수는 47.2Hz이다.

관련된 기존의 실험⁽²⁻⁴⁾에서는 후류 발생용 회전체가 계측면 선단 상류에 위치하기 때문에 2차 후류가 발생하였다. 이러한 2차 후류로 인하여 1차 후류에 의한 경계층 천이 현상을 보다 정확하게 분석할 수 없었다. 본 연구에서는 Fig. 1과 같이 원형 실린더가 익형 주위를 회전하면서 익형에 평행한 주기적 2차원 후류를 생성하므로 이러한 영향을 배제할 수 있어 보다 정확한 고찰이 가능하였다.

한편 예비실험 결과, 밀면 디스크의 회전으로 인한 익형 후단에서의 유동 교란이 바닥에서 최대 익형 폭의 10%까지 존재하였다. 그러나 경계층의 속도 계측은 교란 영역으로부터 충분히 떨어진 익형 폭의 중앙(z=0)에서 수행되었으므로

이 교란은 측정 오차에 큰 영향을 주지 않았다.

익형 위 유동방향 순간속도는 경계층 측정용 I형 열선 프로브(DANTEC 55P15)를 이용하여 계측하였다. 또한 포토센서(PG-2BC)를 회전 디스크에 설치하여 후류의 발생 시간과 경계층에서 계측되는 신호의 위상을 동기화하였다. 열선은 자유유동에서 외경 3mm의 표준 피토투브(United Sensor Co.)를 이용하여 보정(calibration)하였으며 x 위치에서 경계층 계측이 끝난 후 다시 보정하여 모든 속도 범위에서 1% 이상의 오차를 보이면 계측을 다시 수행하였다. 벽면 정압분포 계측을 위하여 24채널의 스캐니밸브(Scanivalve Co.)와 디지털 압력계(MKS 220CD)를 사용하였다.

모든 계측기의 아날로그 전기 신호는 PC(Intel Pentium)에 내장되어 있는 12비트 A/D변환기(Data Translation 2833)를 통해 디지털로 변환된 후 하드디스크에 저장된다. 열선 유속계의 신호는 후류의 교란이 없을 경우에는 6000Hz로 20초 동안 120000개로 취득하였고, 후류에 의한 교란이 있을 경우에는 8750Hz로 56초 동안 490000개로 취득하였다.

2.2 속도성분 분석

주기적으로 발생하는 후류에 의한 경계층내의 순간속도는 다음과 같이 표현된다.

$$u = \langle U \rangle + u' \tag{1}$$

$$= \overline{U} + \tilde{u} + u'$$

여기서, $\langle U \rangle$ 는 위상평균 속도이고, 시간평균 속도 \overline{U} 와 주기 속도(periodic velocity) \tilde{u} 의 합으로 표현된다. u' 은 난류 섭동 성분(turbulence fluctuating quantity)이다.

한 주기 내에 N개의 데이터를 측정하고 같은 위상으로 M개의 주기를 위상평균하면 난류 섭동 성분에 대한 근제곱 위상평균값은 다음과 같다.

$$\langle u' \rangle = \sqrt{\frac{1}{M} \sum_{j=1}^M \{u_j - \langle U \rangle\}^2} \tag{2}$$

안정된 데이터를 얻기 위해 후류 발생주기에 따라 2600개의 주기를 측정하였으며 각 주기마다 180개 이상의 데이터를 취득하였다. 각 x/C에서 순간속도 측정이 끝난 후 시간평균 속도와 위상평균 속도와 각 섭동 속도 등을 계산하였다.

2.3 벽마찰계수 계측 방법

천이경계층의 특성을 고찰할 때 여러 가지 유체역학적 변수 중에 벽면 전단응력은 매우 중요한 양이다. 실제 천이로 인한 날개 위 벽마찰계수의 변화는 여러 가지 터보기계의 유체역학적 성능과 효율에 큰 영향을 준다. 따라서 천이경계층의 예측과 관련된 단순화된 풍동실험이나 임의의 난류 모델이 적용된 수치해석에 있어 이 양은 가장 중요하게 비교·검증되는 대상이다. 따라서 후류유도 천이 현상을 명확하게 규명하기 위해서는 합리적인 벽마찰응력의 계측이 필요하다. 벽마찰응력을 계측하는 방법으로는 미소 부채(floating element) 등을 사용하는 직접적인 방법과 운동량 정리 또는 벽법칙과 같은 유동 이론을 이용한 간접적 방법이 있다. 그러나 벽마찰응력은 그 양이 미소하여 계측 방법에 따라 매우 민감하게 변화하므로 각 방법이 그 적용에 있어 한계를 가지고 있다.

본 연구에서는 일반 프레스톤법을 확장한 수치 프레스톤법(CPM)의 원리를 이용하여, 측정된 벽근처 속도 분포로부터 천이경계층의 벽마찰응력을 계측하였다. Nitsche 등⁽¹⁶⁾이 제안한 CPM의 기본 가정은, 천이경계층과 같은 임의의 경계층도 벽 가까이에서 벽법칙이 존재하며, 벽변수로 무차원화된 평균속도 분포를 몇 개의 매개변수로 표현할 수 있다는 것이다. 이러한 가정 하에 벽근처 속도 분포를 벽법칙식에 적용하여 최소사승법으로 각각의 매개변수와 벽마찰응력을 구하는 것이 CPM의 원리이다. 본 연구에서는 van Driest 벽법칙식 형태에 세 가지 매개변수가 포함된 다음과 같은 식이 천이경계층의 벽 가까이에서 성립한다고 가정하였고 이를 CPM에 적용하였다.

$$u^+ = \int_0^{y^+} \frac{2(1+K_3y^+)}{1+[1+4(K_1y^+)^2(1+K_3y^+)]^{0.5}} dy^+ \quad (3)$$

여기서, K_1 은 von Kármán 상수, K_2 는 van Driest 상수, K_3 는 압력구배 영향을 나타내는 매개변수이다. 본 연구에서는 매개변수 중 $K_2=26$, $K_3=0$ 으로 두고 계측된 벽근처 평균 속도장을 CPM에 적용하여 나머지 K_1 과 벽마찰속도 u_τ 를 구한다.

CPM의 유효성은 수차례 보고되었다. Jeon과

Kang⁽¹⁷⁾은 잘 보정된 수치 프레스톤법으로 평판 위 천이경계층의 벽마찰응력을 합리적으로 예측하였다. 신성호 등⁽¹⁸⁾은 열선으로 계측한 평판 천이경계층의 벽근처 속도 분포를 CPM에 적용하여 보다 정확한 벽마찰응력을 예측하였다. 강신형 등⁽¹⁹⁾은 NACA0012 익형 위에서의 정상 천이경계층의 벽마찰응력도 CPM으로 잘 예측됨을 보였다. 최근 Jeon 등⁽²⁰⁾은 기존의 평판 위 천이경계층을 직접수치모사한 데이터와 여러 가지 실험결과를 이용하여 CPM이 자유유동의 난류강도 및 압력구배에 관계없이 천이경계층의 벽마찰응력을 매우 합리적으로 예측함을 보고하였다.

본 연구에서 계측한 위상평균된 벽근처 속도 분포를 CPM에 적용하면 위상평균된 벽마찰응력을 각 위상에 따라 예측할 수 있다.

3. 실험결과 및 토의

본 연구는 초기의 익형 위 층류경계층이 상류의 주기적 통과 후류에 의하여 변화하는 비정상 바이패스 천이경계층의 특성을 고찰하고자 하였다. 따라서 후류의 교란이 없는 균일 유동 하에서 익형 위 전 영역이 층류경계층이 되는 자유유동 속도 10m/s에서 실험을 수행하였다.

Fig. 2는 후류 교란의 유무에 따른 익형 좌우면에서의 압력계수 분포를 나타낸 것이다. 후류가 없을 때 익형 좌우면의 중앙에서 폭방향으로 측정된 압력 분포가 서로 잘 일치하는 것으로 보아 익형이 풍동 시험부에 영각 0°로 잘 설치되었으며, 적어도 익형 폭에 대한 높이비가 $-0.6 < z/S < 0.6$ 의 범위에서 2차원 유동이 발달함을 확인하였다. 측정 압력은 패널법으로 구한 무한 영역에서의 익형 유동의 비점성해보다 전반적으로 작는데, 이는 시험부 측면벽의 차폐효과로 인해 실제 익형 위 자유유동 속도가 더 빠르기 때문이다. 따라서 차폐효과를 고려한 포텐셜 해와는 잘 일치한다. 익형 선단에서 급격한 순압력구배를 보이며 $x/C=0.15$ 이후 익형 후미까지 역압력구배를 보인다.

Fig. 2에서 주기적 후류가 존재할 때의 익형 위 평균압력 분포는 교란이 없을 때의 분포와 서로 다르며 또한 실린더의 회전 방향에 따라 반대의 현상이 나타난다. 실린더가 시계방향(CW)으로 회전할 때 익형 선단에서 약 $x/C=0.5$ 까지의 압력은

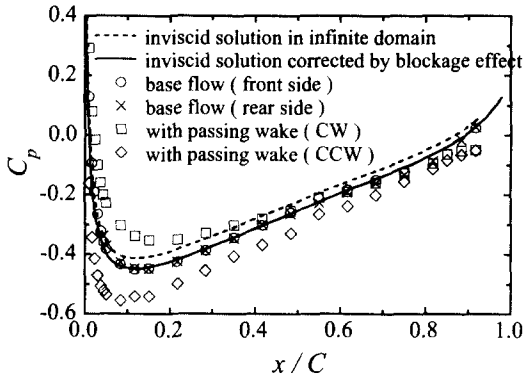


Fig. 2 Distributions of pressure coefficients on the airfoil without and with passing wake

교란이 없을 때에 비해 전체적으로 커지며 이후 후단까지는 점차 작아진다. 또한 선단 부근의 최소 압력점이 교란이 없을 때 $x/C \approx 0.1$ 에서 후류가 있을 때 $x/C \approx 0.15$ 로 하류로 이동하고 이 점에서의 압력계수는 약 20% 증가한다. 그 결과 모든 측정점에서의 압력구배는 교란이 없을 때에 비해 전체적으로 작아진다. 즉 선단 부근의 순압력구배 영역이 넓어지면서 순압력구배량은 작아지고 $x/C \approx 0.15$ 이후 후단까지의 역압력구배 또한 작아진다. 실린더가 반시계방향(CCW)으로 회전할 때 평균압력 분포는 이와 반대의 경향을 보인다. 즉, 압력은 전체적으로 작아지고 최소 압력점은 $x/C \approx 0.08$ 로 상류로 이동하며 이 점에서의 압력계수는 약 30% 감소한다. 그 결과 선단의 순압력구배 영역이 좁아지고 압력구배는 커지며 $x/C \approx 0.08$ 이후 역압력구배도 커진다. Wu 등⁽⁷⁾은 평판 위 후류유도 천이경계층 유동의 직접수치모사에서 후류를 생성시키는 실린더의 방향에 따른 평판 선단의 압력 분포를 제시한 바 있는데 본 실험 결과와 유사하였다.

Hodson⁽²¹⁾은 이러한 현상을 후류내의 수직속도에 의한 '음 제트(negative jet)' 개념으로 설명하였는데, 본 연구에서는 Fig. 3에 후류가 익형 위 측정면으로 다가오는 경우(CW 경우) 측정면 선단에서의 속도삼각형으로 그 개념을 나타내었다. 그림에서 실린더의 회전속도 V_{rod} 에 대한 후류의 상대속도는 W 이며 이때 익형 선단에 입사되는 절대속도는 V 이다. V 의 익형면 수직 속도성분은 익형 선단에 높은 압력의 정체점을 형성시키고 따라서 기존의 익형 위 압력분포에 후류에 의한 순압력구배 효과가 더해지게 된다. 이는 마치 후

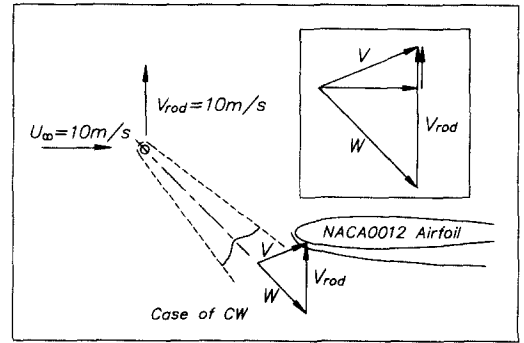


Fig. 3 Instantaneous velocity triangle near the leading edge of the airfoil when the cylinder moves upward

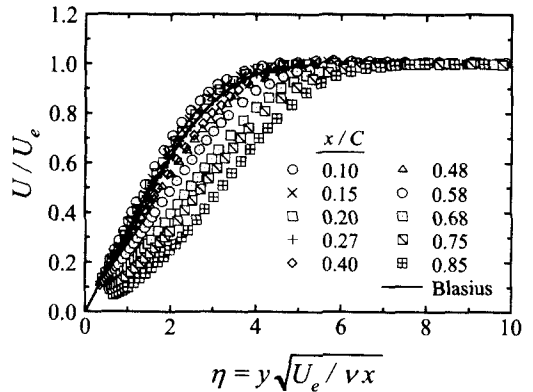


Fig. 4 Mean velocity profiles on the airfoil without passing wake (base flow)

류 결핍속도 분포의 반대부호 제트가 가상적으로 익형 선단으로 다가오면서 정체점을 형성시키는 거동으로 볼 수 있는데, 이를 '음 제트'라고 한다. 이와 반대로 후류가 익형 위 측정면으로부터 멀어지는 경우(CCW 경우) 절대속도 V 의 수직 속도 성분은 익형면에서 멀어지므로 선단의 압력은 작아져 전체 압력 분포에 역압력구배 효과가 더해진다. 이러한 결과로부터 주기적 통과 후류에 의한 익형 위 평균압력 분포의 변화는 후류의 높은 난류강도 및 평균속도 결핍과 함께 익형 위 천이 현상에 큰 영향을 미침을 알 수 있다.

Fig. 4는 후류가 없을 때 익형 위 경계층의 평균속도 분포를 Blasius 변수로 무차원화하여 도시한 것이다. 계측한 전 영역에 걸쳐 속도분포는 유동방향 압력구배가 존재할 때 나타나는 전형적인 Falkner-Skan형 층류경계층임을 알 수 있다. 순

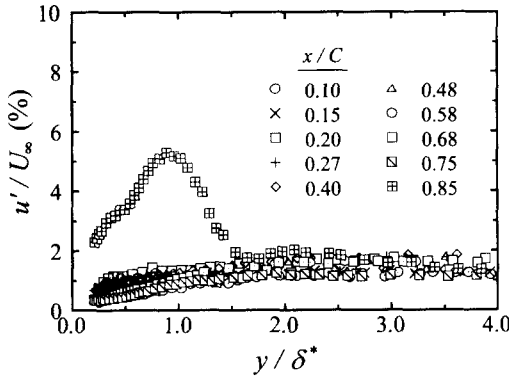


Fig. 5 Distributions of turbulence intensities in case of base flow

압력구배 영역인 $x/C=0.10, 0.15$ 에서는 경계층내 모든 y 에서 Blasius 해보다 속도가 크고 이후 하류로 갈수록 역압력구배의 영향으로 점점 속도는 작아진다. 이 결과로부터 본 실험 조건에서 적어도 마지막 측정점인 $x/C=0.85$ 까지는 안정된 층류 경계층 속도 분포가 형성됨을 알 수 있었다. Fig. 5는 Fig. 4에서와 같은 x 위치에서 측정한 주유동 방향 난류강도를 보여주고 있다. 최초 약 1%의 층류경계층내 난류강도의 최고값은 하류로 갈수록 서서히 증가하다가 마지막 측정점인 $x/C=0.85$ 에서 갑자기 5%로 증가하는 현상을 볼 수 있다. 따라서 비록 평균속도는 층류 분포를 보이지만 적어도 이 지점부터 천이로 인한 경계층내 불안정성이 시작됨을 알 수 있다.

교란이 없는 경우와 주기적 통과 후류가 있는 경우의 시간평균 속도 분포로부터 계산한 경계층의 배제두께, 운동량두께, 형상계수 등의 변화를 Fig. 6에 나타내었다. 기본유동, 즉 후류 교란이 없는 경우 경계층의 형상계수는 선단에서 약 2.1의 값을 갖다가 다소 증가하여 $x/C=0.6$ 까지 약 2.5의 일정한 값을 보이며 이후 점차 증가하여 마지막 측정점인 $x/C=0.85$ 에서 약 3.3의 값을 갖는다. Blasius 분포와 완전발달된 평판 위 난류경계층의 형상계수가 각각 2.59와 1.3~1.5임을 고려할 때 측정한 익형 위 기본유동은 층류경계층임을 재차 확인할 수 있다. 선단에서 형상계수가 Blasius 값보다 작은 것은 국소 순압력구배 때문이며, $x/C=0.6$ 이후 형상계수가 커지는 것은 역압력구배 때문이다. 주기적 후류 교란이 있을 때 시간평균된 형상계수는 $0.2 < x/C < 0.4$ 지역에서 2.3

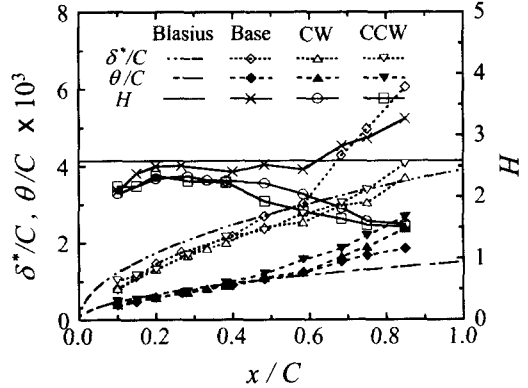


Fig. 6 Integral parameters of the boundary layers in case of base flow, CW and CCW

의 값을 가지다가 이후 점차 감소하여 $x/C=0.85$ 에서 약 1.5의 값을 가진다. $0.2 < x/C < 0.4$ 지역에서 형상계수가 기본유동의 값보다 작은 것은 층류경계층이 비정상 후류에 의해 순간적인 천이를 주기적으로 보이는데, 이 효과가 시간평균된 형상계수에 영향을 주기 때문이다. $x/C=0.4$ 이후의 형상계수 감소는 주기적 후류에 의한 시간평균 의미의 경계층 천이를 의미한다. CCW의 경우 형상계수 감소의 시작점이 CW의 경우보다 상류에 위치하는데, 이로부터 CCW의 경우 더 빨리 천이가 시작됨을 알 수 있다. 배제두께와 운동량두께는 모든 경우 하류로 갈수록 증가한다. 특히 교란이 없을 때 층류경계층의 배제두께가 역압력구배에 의해 $x/C=0.6$ 이후 급격히 증가하지만, 후류가 존재할 때는 천이경계층이 형성되어 배제두께가 거의 선형적으로 증가함을 알 수 있다.

Fig. 7에 도시된 벽마찰계수 분포 또한 주기적 후류에 의한 익형 위 경계층의 천이를 잘 보여주고 있다. 그림에서 레이놀즈수의 특성길이는 익형의 선단에서 중심코드를 따른 길이이며, 특성속도는 각 x 위치에서 경계층의 선단 속도이다. 벽마찰계수는 벽근처($y^+ < 30$)에서 측정한 시간평균속도를 2.3절의 CPM 원리에 적용시켜 구하였다. 기본유동의 경우 압력구배의 변화에 따라 전형적인 층류경계층의 벽마찰력 분포를 보인다. 선단에서의 C_f 는 순압력구배의 영향으로 Blasius 해보다 크지만 역압력구배가 지배적인 하류에서는 Blasius 해보다 작으며 하류로 갈수록 차이는 점점 커진다. 한편 CPM으로 구한 벽마찰계수는 벽

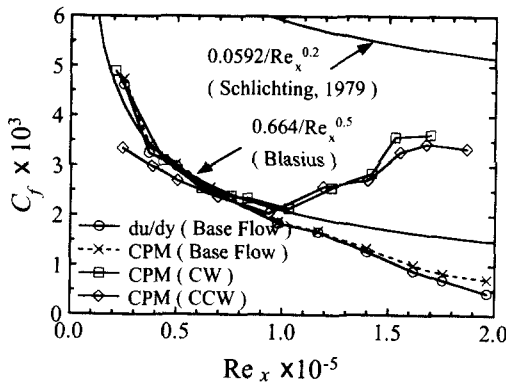


Fig. 7 Distributions of wall skin-friction coefficients on the airfoil

근처 속도를 선형화한 후 $C_f = (2\nu/U_e^2) \cdot (du/dy)$ 로 예측한 값과 잘 일치하는 것을 알 수 있다. 후류 교란이 있는 경우 경계층의 천이로 인해 약 $Re_x = 1 \times 10^5$ 이후부터 C_f 가 증가한다. 천이점 상류의 층류 지역에서의 C_f 또한 후류에 의한 평균 압력 분포의 변화(Fig. 2 참조)로 인해 기본유동의 값과는 달라진다. 즉, 첫 측정 위치 $x/C=0.1$ 에서의 C_f 는 CW의 경우 후류로 인해 부가된 순압력구배 영향으로 다소 증가하며, CCW의 경우 부가된 역압력구배 때문에 반대로 크게 감소한다. Fig. 7에서 C_f 의 최소값이 존재하는 위치를 천이의 시작점이라고 가정하면, CCW의 경우(시작점: $x/C=0.38$, $Re_x=0.93 \times 10^5$)에 CW의 경우(시작점: $x/C=0.48$, $Re_x=1.03 \times 10^5$)보다 천이가 상류에서 일어남을 볼 수 있으며, 천이 후 C_f 의 변화는 두 경우 모두 아주 유사하다. 두 경우에서 천이 시작점이 다른 이유 중의 하나는 초기 층류경계층을 교란시키는 통과 후류의 특성이 다르기 때문인데, 이에 대한 것은 논문 II에 상세히 서술하였다. 또 하나의 이유로는 통과 후류에 의한 익형 위 압력분포이다. 평판 위 천이경계층에서 역압력구배가 클수록 천이가 상류에서 시작한다는 사실은 여러 연구에서 보고된 바 있다.⁽²²⁾ 따라서 주기적 통과 후류에 의해 유동방향으로 역압력구배가 강화되는 CCW의 경우 순압력구배를 강화하는 CW의 경우보다 먼저 천이가 일어난다고 유추할 수 있다.

Fig. 8은 CW 및 CCW의 경우 각 x 위치에서 경계층의 시간평균 속도 분포를 벽좌표계에 도시한

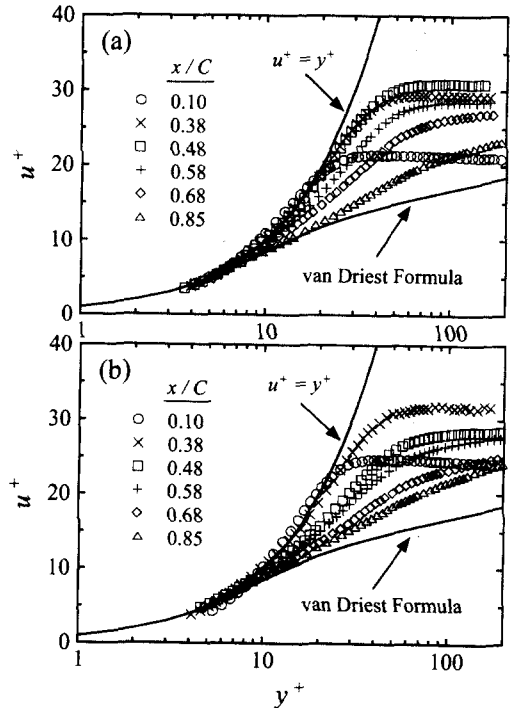


Fig. 8 Time-averaged mean velocity profiles plotted by wall units in case of (a) CW and (b) CCW

것이다. 여기서 벽변수 무차원에 필요한 마찰속도 u_τ 는 각 x 위치에서 CPM 원리로 예측한 값을 사용하였다. 천이가 발생하기 전 상류 지역의 속도 분포는 두 경우 모두 벽근처에서 선형관계식 $u^+ = y^+$ 와 잘 일치하는 전형적인 층류경계층 분포를 보인다. Fig. 7에서 정의한 천이 시작점 이후, 즉 CW의 경우 $x/C=0.48$, CCW의 경우 $x/C=0.38$ 이후 속도 분포는 층류 분포를 벗어나 하류로 갈수록 점차 완전발달된 벽법칙식에 접근한다. 하지만 마지막 측정점인 $x/C=0.85$ 까지 완전한 난류경계층으로 성장하지는 못하였다. Fig. 9에는 CW와 CCW의 경우 벽변수로 무차원화된 익형의 경계층내 난류강도 분포를 나타내었다. CW의 경우 $x/C=0.1$ 에서의 분포를 보면, $y/\delta^* \approx 1.8$ 부근에 약 5%의 최고치가 존재하며 하류로 갈수록 이 최고치는 점차 증가하고 아울러 최고치의 위치도 벽면으로 접근하는 것을 볼 수 있다. 마지막 측정점의 분포는 난류경계층에 접근하지만 아직 완전 발달된 난류경계층의 난류강도 분포를 보이지는 않는다. 특히 천이 시작점인 $x/C=0.48$ 에서의 최

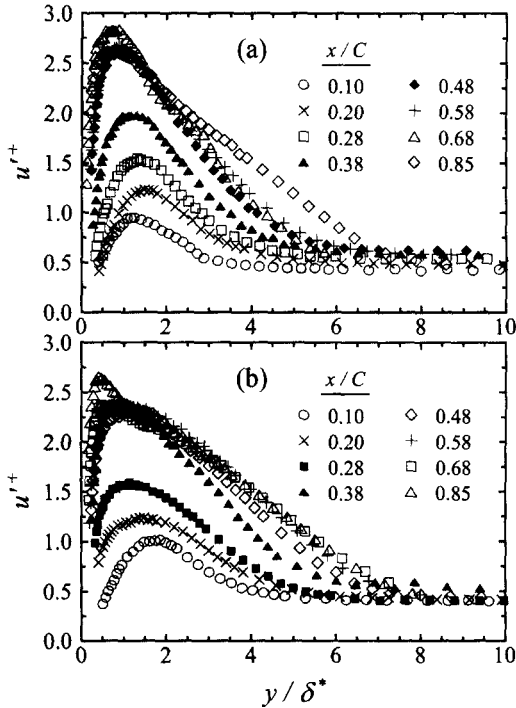


Fig. 9 Distributions of turbulence intensities in case of (a) CW and (b) CCW

고치가 바로 전 위치에서의 값보다 크게 증가한다. CCW의 경우 난류강도 분포는 CW의 경우와 비슷한 양상으로 변화하지만, 하류에서는 상대적으로 빨리 천이가 진행하여 마지막 측정점에서의 분포가 CW의 경우에 비해 좀더 난류경계층 분포에 접근한다. 특히 $x/C=0.1$ 에서 천이 시작점까지 최고치를 중심으로한 높은 난류강도가 CW의 경우보다 다소 넓게 분포함을 볼 수 있다. 이는 경계층 교란에 직접 관련된 익형 선단에 부딪치는 통과 후류내의 속도 결핍 및 난류강도 분포가 실린더의 회전방향에 따라 서로 다르기 때문이다. 천이 시작점인 $x/C=0.38$ 에서 갑자기 최고치가 증가하는 것은 CW의 경우와 유사하다.

4. 결론

상류에서 주기적으로 발생하는 후류로 인하여 초기 익형면 위 층류경계층의 비정상 천이를 실험적으로 고찰하였다.

익형 위 경계층의 시간평균 속도, 난류강도, 형상계수 및 벽마찰응력의 계측으로부터 초기 층류

경계층은 평균속도 결핍과 높은 난류강도의 특성을 가진 주기적 후류에 의해 하류에서 천이됨을 확인하였다. 특히 익형 선단에서 후류의 속도 결핍으로부터 야기되는 '음 세트' 효과로 인해 익형 위 전체 압력 분포가 크게 변화하였다. 즉 후류가 익형 표면으로 다가오는 경우(CW) 순압력구배 효과가 부가되며, 반대로 후류가 멀어지는 경우(CCW) 역압력구배 효과가 부가된다. 이러한 압력분포의 변화는 후류의 난류특성과 함께 경계층 천이에 상당한 영향을 미쳐 CCW의 경우가 역압력구배 효과가 강화되어 천이가 먼저 시작되었으며 CW의 경우보다 더 빨리 난류경계층에 접근함을 확인하였다.

후 기

본 연구는 1996년도 교육부 학술연구 조성비(기계공학 : 96ME-B-03)와 과학기술부의 창의적 연구진흥사업의 연구비에 의해 이루어졌으며 이에 관계자 여러분께 감사드립니다. 또한 본 연구와 관련하여 여러 가지 도움 말씀을 주신 서울대학교 기계항공공학부 최해천 교수님께 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Mayle, R. E., 1991, "The Role of Laminar-Turbulent Transition in Gas Turbine Engines," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 113, pp. 509~537.
- (2) Pfeil, H., Herbst, R. and Schröder, T., 1983, "Investigation of the Laminar-Turbulent Transition of Boundary Layers Disturbed by Wakes," *ASME J. Engineering for Power*, Vol. 105, pp. 130~137.
- (3) Liu, X. and Rodi, W., 1991, "Experiments on Transitional Boundary Layers with Wake-Induced Unsteadiness," *J. Fluid Mechanics*, Vol. 231, pp. 229~256.
- (4) Orth, U., 1993, "Unsteady Boundary Layer Transition in Flow Periodically Disturbed by Wakes," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 115, pp. 707~713.
- (5) Funazaki, K. and Koyabu, E., 1999, "Effects of

- Periodic Wake Passing upon Flat-Plate Boundary Layers Experiencing Favorable and Adverse Pressure Gradients," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 121, pp. 333~340.
- (6) Paxon, D. E. and Mayle, R. E., 1991, "Laminar Boundary Layer Interaction with an Unsteady Passing Wake," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 113, pp. 419~427.
- (7) Wu, X., Jacobs, R. G., Hunt, J. C. R. and Durbin, P. A., 1999, "Simulation of Boundary Layer Transition Induced by Periodically Passing Wakes," *J. Fluid Mechanics*, 1999, Vol. 398, pp. 109~153.
- (8) Dong, Y. and Cumpsty, N. A., 1990a, "Compressor Blade Boundary Layers: Part I— Test Facility and Measurements with No Incident Wakes," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 112, pp. 222~230.
- (9) Dong, Y. and Cumpsty, N. A., 1990b, "Compressor Blade Boundary Layers: Part II— Measurements with Incident Wakes," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 112, pp. 231~240.
- (10) Schulte, V. and Hodson, H. P., 1998a, "Unsteady Wake-Induced Boundary Layer Transition in High Lift LP Turbines," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 120, pp. 28~35.
- (11) Halstead, D. E., Wisler, D. C., Okiishi, T. H., Walker, G. J., Hodson, H. P. and Shin, H., 1997a, "Boundary Layer Development in Axial Compressors and Turbines: Part I—Composite Picture," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 119, pp. 114~127.
- (12) Halstead, D. E., Wisler, D. C., Okiishi, T. H., Walker, G. J., Hodson, H. P. and Shin, H., 1997b, "Boundary Layer Development in Axial Compressors and Turbines: Part II—Compressors," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 119, pp. 426~444.
- (13) Halstead, D. E., Wisler, D. C., Okiishi, T. H., Walker, G. J., Hodson, H. P. and Shin, H., 1997c, "Boundary Layer Development in Axial Compressors and Turbines: Part III—LP Turbines," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 119, pp. 225~237.
- (14) Halstead, D. E., Wisler, D. C., Okiishi, T. H., Walker, G. J., Hodson, H. P. and Shin, H., 1997d, "Boundary Layer Development in Axial Compressors and Turbines: Part IV—Computations and Analyses," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 119, pp. 128~139.
- (15) 이현구, 1998, "후류 내의 익형 위 천이 경계층의 유동 특성," 서울대학교 공학박사 학위논문.
- (16) Nitsche, W., Thunker, R. and Haberland, C., 1983, "A Computational Preston Tube Method," *Turbulent Shear Flow 4*, Springer, pp. 261~276.
- (17) Jeon, W. P. and Kang, S. H., 1995, "Measurement of Transitional Boundary Layer on a Flat Plate Using a Computational Preston Tube Method," *Experiments in Fluids*, Vol. 20, pp. 29~37.
- (18) 신성호, 전우평, 강신형, 1998, "자유유동 난류강도 변화에 따른 평판위 천이경계층의 유동 특성에 관한 실험적 연구," 대한기계학회 논문집(B), 제22권 제9호, pp. 1335~1348.
- (19) 강신형, 신상철, 이현구, 1996, "NACA0012 날개 위의 천이경계층에 관한 실험적 연구," 대한기계학회 논문집(B), 제20권 제5호, pp. 1689~1699.
- (20) Jeon, W. P., Shin, S. H. and Kang, S. H., 2000, "Prediction of Wall Shear Stresses in Transitional Boundary Layers Using Near-Wall Mean Velocity Profiles," *KSME international J.*, Vol. 14, No. 11, pp. 1297~1310.
- (21) Hodson, H. P., 1985, "Measurements of Wake-Generated Unsteadiness in the Rotor Passages of Axial Flow Turbines," *ASME J. Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 107, pp. 467~476.
- (22) Abu-Ghannam, B. J. and Shaw, R., 1980, "Natural Transition of Boundary Layers—The Effects of Turbulence, Pressure Gradient and Flow History," *J. Mech. Eng. Sci.*, Vol. 22, No. 5, pp. 213~228.