

주기적 통과 후류의 방향과 주파수가 익형 위 비정상 천이경계층에 미치는 영향

박태춘* · 전우평** · 강신형†

(2001년 7월 30일 접수, 2002년 2월 25일 심사완료)

Effects of Wake-Passing Orientation and Frequency on Unsteady Boundary Layer Transition on an Airfoil

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), Wake-Passing Frequency(통과 후류 주파수)

Abstract

Effects of wake-passing orientation and frequency on the wake-induced boundary layer transition on a NACA0012 airfoil are investigated. The wakes are generated by rotating cylinders clockwise (CW) and counterclockwise (CCW) around the airfoil. Time- and phase-averaged streamwise mean velocities and turbulent fluctuations are measured with a single hot-wire probe. Wall skin frictions are estimated by the Computational Preston Tube Method (CPM). The pressure distribution on the airfoil is different according to the wake-passing orientation and frequency. Turbulent patches are generated in the laminar boundary layer due to the passing wake and the boundary layer becomes temporarily transitional. The transition process is significantly affected by the pressure gradient and the turbulent patches. For the receding wake, the turbulent patches propagate more rapidly than those for the approaching wake because adverse pressure gradient becomes larger. As the frequency increases, onset location of transition moves upstream and the boundary layer near the trailing edge becomes more transitional.

기호설명

C : 익형의 코드 길이
 C_f : 벽마찰계수
 C_p : 압력계수

f : 후류의 발생 주파수
 H : 경계층의 형상계수
 Re_x : 레이놀즈수(= $U_e x / \nu$)
 St_C : 스트롤수(= fC / U_∞)
 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 근제곱평균(RMS)량

* 회원, 서울대 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_p : 주기성분 속도의 RMS량
- V : 후류의 절대 속도
- V_{rod} : 후류 발생용 원봉의 회전 속도
- W : 후류의 상대 속도
- x : 주유동 방향
- y : 익형면 수직 방향

상첨자

- +
-
- < >

1. 서론

축류 터보기계 내부의 유동장은 다단으로 설치되어 있는 정익과 동익의 상호작용으로 인하여 매우 복잡한 비정상 특성을 보인다. 특히 익형면 위의 경계층은 상류에서 발생하는 주기적 후류의 영향을 받는다. 박태훈 등^(1,2)은 일정한 주기로 후류가 통과할 때 익형 위 경계층의 비정상 천이 현상을 열선 계측으로 연구하였다. 그 결과, 초기의 층류경계층은 후류 통과로 인해 생성되는 국소 난류 패치에 의해 일시적으로 천이되며 패치가 지나간 후 다시 원래의 안정된 층류로 회복된다. 하류로 갈수록 난류 패치는 점차 성장하여 어느 위치에서 서로 합체되고 이후 경계층내 난류 레벨은 급격히 증가하여 점점 난류경계층으로 변한다.

한편 실제 터보기계의 경우 회전수의 변화나 날개 수효에 따라 상류의 날개에서 발생하는 후류의 주파수가 달라지고 하류 익형 위 경계층 천이 및 발달에 크게 영향을 미친다. 본 연구는 박태훈 등^(1,2)과 Jeon 등⁽³⁾의 연구를 토대로 후류의 발생 주파수가 익형 위 경계층 천이에 미치는 영향을 조사하였다.

Dong과 Cumpsty^(4,5)는 선형 캐스케이드 풍동에서 주기적 후류의 존재 여부에 따라 압축기의 익형 위 비정상 천이경계층을 계측하였는데, 레이놀즈수와 후류 발생 주기, 자유유동 난류강도 등 여러 가지 유동 조건에 따른 경계층 특성을 분석 고찰하였다. 특히 후류 발생 주기가 짧아질수록 보다 빠르게 천이가 진행되어 완전 발달한 난류

경계층으로 성장함을 고찰하였다. Liu와 Rodi⁽⁶⁾는 회전하는 원봉에 의해 발생하는 주기적 후류에 의한 평판 위 천이경계층을 측정하면서 회전 실린더의 개수와 회전속도, 그리고 평판과의 상대적 위치에 따른 경계층 유동을 고찰하였다. Halstead 등⁽⁷⁾은 연구용 압축기와 저압터빈에서 레이놀즈수, 작동 부하, 후류의 발생 주파수 및 난류강도 등이 경계층 천이에 미치는 영향을 조사하였다. Wu 등⁽⁸⁾은 Liu와 Rodi⁽⁶⁾의 실험과 유사한 유동을 직접수치모사(DNS)로 고찰하여 비정상 바이패스 천이경계층의 여러 가지 난류 통계량 및 난류 반점의 거동을 자세히 보고하였다.

본 연구에서는 상류에서 발생하는 2차원 후류의 유입 방향과 주파수를 변화시켰을 때 하류에 위치한 NACA0012 익형 위에서 발달하는 비정상 경계층의 천이 거동을 고찰하였다. 후류의 교란이 없는 경우와 주기적 후류가 존재하는 경우에 대하여 익형 표면의 정압 분포, 경계층 평균 속도 및 난류강도를 계측하였다. 모든 속도 데이터는 앙상블 평균법으로 처리하여 위상에 따른 유동장의 주기적 변화를 고찰하였고, 특히 벽근처 평균 속도에 수치 프레스톤 방법(Computational Preston Tube Method, CPM)⁽⁹⁾의 원리를 적용시켜 시간평균 및 위상평균 벽마찰계수를 예측하였다.

2. 실험장치 및 방법

실험장치는 풍동과 후류 발생기, 익형, 계측 기기, 이송장치 및 데이터 검출기로 구성되어 있고, 각 기기의 세부적인 내용은 박태훈 등⁽¹⁾에 제시되어 있다. 실험은 자유유동 속도 10m/s에서 수행되었으며 이 속도에서 시험부의 평균속도 균일도와 난류강도는 각각 0.4%, 0.5% 이하이다.

Fig. 1은 시험부에 설치된 익형과 후류 발생용 원형 실린더, 그리고 본 연구에서 정의한 좌표계를 나타내었다. 좌표계는 익형의 선단에서 코드 중심을 따라 x축, 각 x위치에서 익형 표면에 수직인 방향을 y축으로 설정하였다.

시험부 중앙에 영각 0°인 NACA0012 익형을 수직으로 설치하였다. 익형의 코드 길이는 0.3m 이고, 코드 길이와 입구 속도 10m/s를 특성치로 한 레이놀즈수는 2×10^5 이다. 후류 발생을 위해 지름 3mm의 원형 실린더를 회전 디스크 위에 설치하였고, 실험시 디스크는 자유유동 속도와 같

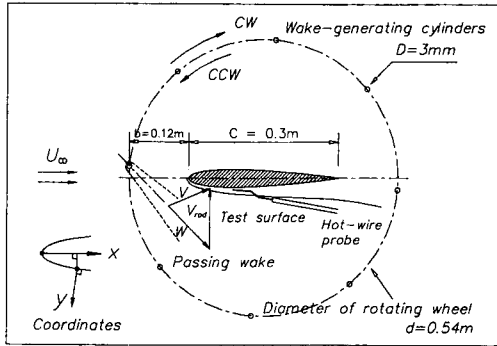


Fig. 1 Schematic of the test airfoil and wake-generating system

은 10m/s의 접선속도로 시계방향(CW) 및 반시계방향(CCW)으로 회전한다. CW의 경우 그림에서 도시한대로 익형 위 측정면으로 접근하는 후류가 발생되고, CCW의 경우 이와 반대로 후류가 계측면으로부터 멀어진다.⁽¹⁾ 이는 각각 압축기에서의 압력면과 흡입면으로 모사하기 위한 것이다. 시험부의 중앙 윗면에는 아크릴 원형 디스크에 1차원 자동 이송장치를 설치하였는데, 이 원형 디스크는 익형 위 모든 위치에서 열선 프로브가 익형 표면에 대해 수직으로 이송하도록 제작되었다.

한편 익형의 경계층에 교란을 일으키는 후류의 입사각과 속도결핍 및 난류강도 등의 성질을 변화시키지 않기 위해 회전속도가 아닌 실린더의 개수를 조절함으로써 후류의 발생 주파수를 변화시켰다. 이를 위해 회전 디스크의 테두리에 원형 실린더 설치구멍을 15°간격으로 만들고 Table 1과 같이 개수를 4, 8, 12 및 24개로 조정할 수 있도록 하였다.

열선 유속계의 신호는 후류의 교란이 없을 경우에는 6000Hz로 20초 동안 120000개를 취득하였고, 후류에 의한 교란이 있을 경우에는 8750Hz로 56초 동안 490000개를 취득하였다. 회전 디스크가 1회전할 동안 대략 1500개의 데이터가 존재하며, 앙상블 회수는 약 330번이다.

3. 실험결과 및 토의

통과 후류의 유입 방향과 발생 주파수에 따른 익형 표면에서의 압력계수 분포를 Fig. 2에 도시하였다. 후류가 존재하지 않는 기본 유동의 평균 압력 분포는 시험부의 차폐효과를 고려한 비점성

Table 1 Experimental cases of incident wakes

N	4	8	12	24
f (Hz)	23.6	47.2	70.7	141
St_c	0.71	1.4	2.1	4.2

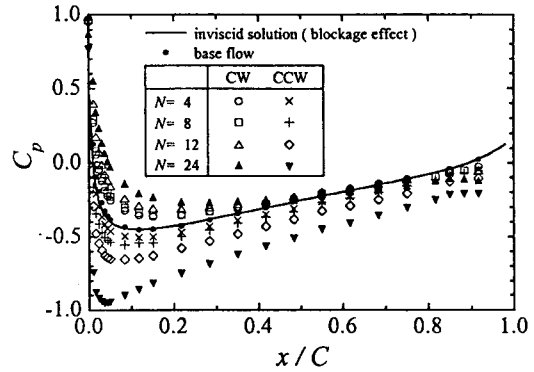


Fig. 2 Variations of static pressure coefficients on the airfoil with wake-passing frequency

해와 잘 일치한다.⁽¹⁾ 한편 주기적 후류가 존재할 때의 평균압력 분포는 교란이 없을 때의 분포와 서로 다르며 실린더의 회전 방향에 따라 반대의 현상이 나타난다. 또한 통과 후류의 주파수가 높아질수록 압력계수의 변화가 심해진다. 접근후류(CW)의 경우, 교란이 없을 때에 비해 선단 부근의 순압력구배 영역이 넓어지고 전체적으로 압력구배는 완만해진다. 즉, 선단 부근의 최소 압력점이 교란이 없을 때($x/C \approx 0.12$)보다 $N=8$ 의 경우 $x/C \approx 0.15$, $N=24$ 의 경우 $x/C \approx 0.28$ 까지 하류로 이동하고 이 점에서의 압력계수는 -0.45 에서 각각 -0.35 와 -0.27 까지 증가한다. 후퇴후류(CCW)의 경우, 이와 반대로, 선단의 순압력구배 영역이 좁아지고 하류에서의 역압력구배가 커진다. 압력은 전체적으로 작아지고 최소 압력점은 $N=8$ 의 경우 $x/C \approx 0.08$, $N=24$ 의 경우 $x/C \approx 0.04$ 까지 상류로 이동하며, 이 점에서의 압력계수는 각각 -0.55 와 -0.95 까지 감소한다. CW의 경우 후류 발생 주파수에 대하여 압력구배의 변화가 크지 않은 반면 CCW의 경우 역압력구배가 매우 심해짐을 알 수 있다. 박태춘 등⁽¹⁾에서 설명한 대로, Hodson⁽¹⁰⁾은 후류내의 수직속도에 의한 ‘음 제트(negative jet)’ 개념으로 이러한 현상을 설명하였고, Wu 등⁽⁸⁾도 직접수치모사에서 후류를 생성시키는 실린더의 방향에 따른 평판 선단의 압력 분포를 제시한 바

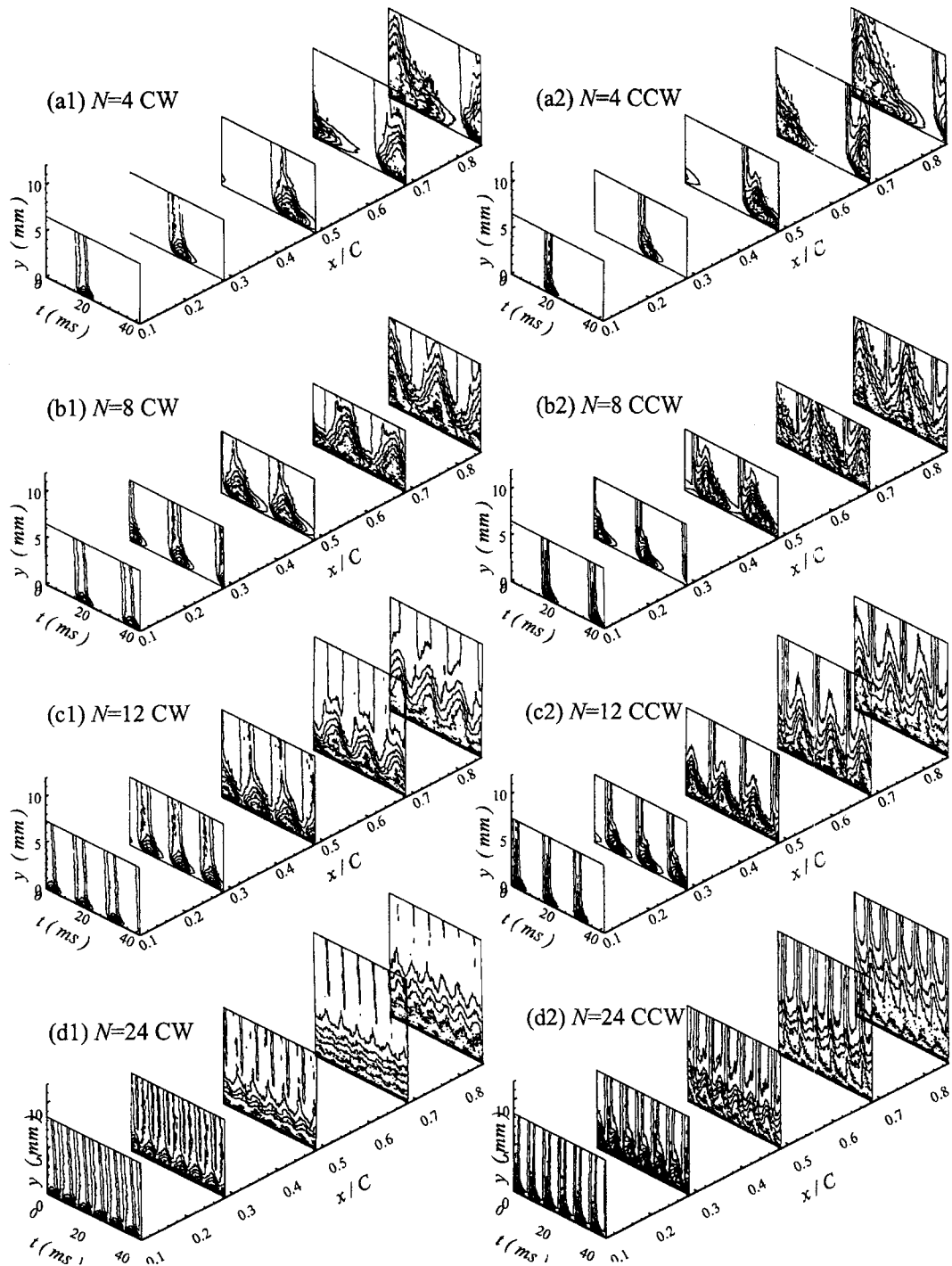


Fig. 3 Contours of the phase-averaged turbulence intensity $\sqrt{\langle u'^2 \rangle} / U_\infty$ (%) in $y-t$ plane at five streamwise locations with wake-passing frequency

있는데, 본 실험 결과의 경향과 일치한다.

Fig. 3은 후류의 발생 주파수 및 회전 방향에 따라 익형 위에서 형성되는 난류강도를 $x-y-t$ 공간에 대하여 2% 간격으로 나타낸 것이다. 그림에서 $t=0$ 은 회전 실린더가 익형 선단과 일렬로 배치했을 때의 위상을 나타내며, 익형면 수직방향으로 높게 세워져 있는 난류강도 2~4%의 등고선은 통과 후류를 나타낸다.

통과 후류에 의해 주기적으로 발생하는 난류 패치는 하류로 갈수록 점차 성장하여 보다 하류에서 서로 합체된 후 더욱 큰 증가율로 급격히 발달한다. 후퇴후류인 CCW의 경우 CW 경우에 비해 폭은 작지만 중심부의 난류강도가 큰 난류 패치가 형성되고, 합체 이후에도 y 방향으로 더 크게 성장하면서 전파됨을 볼 수 있다. 즉, CCW의 경우 시간평균 개념의 천이가 상대적으로 먼저 일어나는 것이다. 이러한 현상의 주원인은 CCW의 경우 익형 후면에서의 역압력구배가 CW 경우보다 더 강화되어 난류 패치의 확산속도가 빨라지기 때문이다(Fig. 2), 순압력 및 역압력구배 하에서 난류 패치의 거동을 동시에 고찰한 Funazaki와 Koyabu⁽¹¹⁾의 결과와도 일치한다.

한편 마지막 측정점까지 합체가 일어나지 않는 $N=4$ 의 경우 하나만의 난류 패치가 완전히 성장하는 과정을 볼 수 있다. 후류의 유입 방향과 상관없이 난류 패치의 형상은 비슷하지만, CW의 경우 패치의 중심 난류강도가 약 12%인데 비해 CCW의 경우 16%까지 성장한다. 또한 후류와 난류 패치의 위상 분리를 관찰할 수 있는데, 특히 CCW의 경우 더욱 분명하다. 이는 역압력구배가 강화됨으로써 후류의 전파 속도에 비해 난류 패치의 속도가 더 느려지기 때문이다. Liu와 Rodi,⁽⁶⁾ Pfeil 등,⁽¹²⁾ Orth⁽¹³⁾는 난류 패치와 이를 생성시킨 후류는 하류로 갈수록 완전히 분리되어 서로 아무런 상호작용 없이 전파된다고 설명하였다.

후류의 발생 주파수가 증가할수록 같은 시간동안에 더 많은 난류 패치가 생성되어 합체가 빨라지며, 따라서 보다 상류에서 시간평균 개념의 천이가 시작된다. $N=8$ 의 경우 y 방향으로 최대로 성장한 패치가 합체하여 위상에 따른 변화를 확연히 관찰할 수 있고, 상대적으로 후류의 발생 주파수가 높은 $N=24$ 의 경우 훨씬 상류에서, 패치가 아직 크지 않은 상태로 합체하여 하류에서는 경계층내 위상에 따른 변화가 사라지며 난류경계층

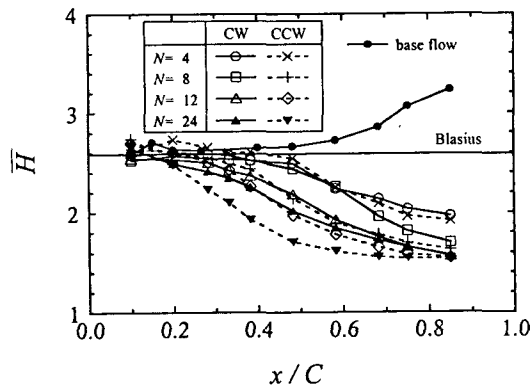


Fig. 4 Time-averaged mean integral parameters with wake-passing frequency

으로 발달한 것을 알 수 있다.

최근 Wu 등⁽⁸⁾은 난류 패치가 통과 후류의 충돌로 인해 평판 선단에서부터 즉시 형성되는 것이 아니라, 충돌 후 층류경계층 안으로 직접 확산되는 난류는 벽 근처 유동의 큰 점성 확산때문에 곧 감쇠하여 완전 소멸되고, 이후 경계층 불안정성으로 경계층내 난류레벨이 다시 높아지면서 난류 패치가 생성된다고 보고하였다. 본 실험에서는 CCW의 경우 후류 발생 주파수가 높을수록 이 현상이 잘 관찰되는데, 익형 선단부에서 후류의 직접적인 영향으로 인한 난류 패치가 나타나 곧 사라지고 경계층내 새로운 패치가 생성됨을 Fig. 3과 동일한 좌표축에서 8%의 등고면을 도시함으로써 확인할 수 있었다.

후류 발생 주파수별 시간평균 속도 분포로부터 계산한 경계층의 형상계수의 변화를 Fig. 4에 나타내었다. 기본 유동의 경우 선단에서 2.6의 일정한 값을 갖다가 하류로 갈수록 역압력구배에 의해 점차 증가하여 마지막 측정점에서 약 3.2의 값을 갖는다. Blasius 분포와 평판 위 완전 발달된 난류경계층의 형상계수가 각각 2.59와 1.3~1.5임을 고려할 때 계측된 익형 위 기본 유동은 층류경계층임을 확인할 수 있다.

주기적 후류의 교란이 존재할 때, 익형 선단에서는 통과 후류의 주파수와 상관없이 약 2.5~2.7의 값을 가지다가 그 이후에서는 주파수가 높을수록 더 상류에서 감소하기 시작하고 그 비율 또한 급격하다. 형상계수의 감소는 초기의 층류경계층이 순간적 천이가 주기적으로 진행되다가 결국 시간평균 의미의 경계층 천이로 발달함을 의

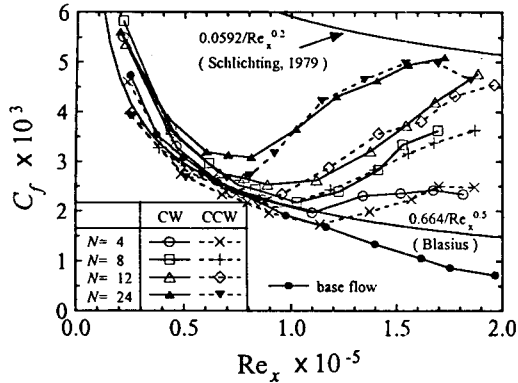


Fig. 5 Time-averaged mean skin-friction coefficients on the airfoil with wake-passing frequency

미한다. CCW의 경우 형상계수 감소의 시작점이 CW 경우보다 상류에 위치하는데, 이로부터 CCW의 경우 더 빨리 천이가 시작됨을 알 수 있다. $N=4$ 의 경우 CW와 CCW 모두 $x/C=0.38$ 에서 형상계수가 감소하기 시작하여 $x/C=0.85$ 에서 1.9~2.0의 값을 가지는데, 이는 아직 난류경계층까지 발달하지 못하였기 때문이고, $N=24$ 의 경우 CW일 때 $x/C=0.3\sim 0.4$ 에서, CCW일 때 $x/C\approx 0.2$ 에서 급격히 감소하기 시작하여 하류에서는 난류경계층으로 완전 발달하여 약 1.5의 값을 갖는다.

통과 후류 주파수에 따른 벽마찰계수의 분포를 Fig. 5에 도시하였는데, 형상계수 분포와 마찬가지로 주기적 후류에 의한 익형 위 경계층의 천이를 잘 보여주고 있다. 그림에서 레이놀즈수의 특성길이는 익형의 선단에서 중심코드를 따른 길이이며, 특성속도는 각 x 위치에서 경계층의 선단속도 U_e 이다. 벽마찰계수는 벽근처($y^+ < 30$)에서 계측한 시간평균 속도를 수치 프레스톤 방법(CPM)에 적용시켜 구하였다.⁽⁹⁾ 기본 유동의 경우 압력구배의 변화에 따라 전형적인 층류경계층의 벽마찰율 분포를 보인다.⁽¹¹⁾

C_f 의 최소점에 도달하는 위치를 천이의 시작점으로 가정하면, 후류의 교란이 있는 경우 그 발생 주파수가 높아질수록 천이의 시작점이 상류로 이동한다. CW일 때, $N=4$ 의 경우 $Re_x=1.10 \times 10^5$ 에서 경계층의 천이로 인해 C_f 가 증가하고, $N=8$ 의 경우 $Re_x=1.02 \times 10^5$ 부근에서, $N=12$ 일 때 $Re_x=0.90 \times 10^5$, $N=24$ 일 때 $Re_x=0.6\sim 0.8 \times 10^5$ 에서 증가하기 시작한다. 한편 대체적으로 역압력구배가

강화되는 CCW의 경우 CW의 경우보다 천이가 더 상류에서 발생함을 알 수 있다. 천이가 시작된 직후 CCW의 C_f 가 CW 경우보다 더 증가하지만 더 하류로 내려가면 강화된 역압력구배에 의해 CW의 경우보다 작아진다.⁽¹¹⁾

한편 천이점 상류의 층류 지역에서 벽마찰계수의 분포를 보면, 후류에 의한 평균압력 분포의 변화로 인해 기본 유동의 값과는 달라진다. CW의 경우 후류로 인해 부가된 순압력구배의 영향으로 다소 증가하며, CCW의 경우 부가된 역압력구배때문에 반대로 크게 감소한다. 하지만 $N=4$ 의 CCW 경우 첫 측정점에서 기본 유동의 값보다는 작고 Blasius해보다 더 큰 값을 가지는데, 이는 역압력구배가 강화되더라도 첫 측정점은 순압력구배 지역이기 때문이다(Fig. 2 참조). $N=4$ 의 경우 하류에서 C_f 의 변화가 크지 않지만, 후류 발생 주파수가 높은 경우에는 천이가 더 상류에서 발생하고 난류경계층으로 훨씬 접근함을 알 수 있다. $N=24$ 의 경우 마지막 측정점에서 완전 발달한 난류경계층의 값으로 도달하는 것을 볼 수 있는데, 특히 CCW의 경우 난류로 발달한 후 C_f 가 감소함을 알 수 있다.

Fig. 6은 경계층내 위상평균 속도의 주기적 성분인 \tilde{u} 의 근제곱평균값(rms) u_p 를 후류의 발생 주파수에 따라 도시한 것이다. 전체적으로 Liu와 Rodi⁽⁶⁾의 결과와 유사한 경향을 보이며, 벽근처에서의 분포는 본 실험에서 보다 자세히 제공할 수 있었다. 경계층 밖에서는 후류에 의해 2~3%의 주기속도 섭동량을 가지고, 경계층 내에서는 대체로 u_p 의 극대치가 두 개 나타난다. 이는 순간적인 천이로 인하여 벽근처에서는 속도의 증가후 회복을, 경계층 외층에서는 감소후 회복 및 정정 지역⁽²⁾의 존재 이유로 증가후 회복을 반복하기 때문이다. 따라서 내층과 외층의 중간 지역에는 그 섭동량이 최소가 되는 점이 존재하게 된다. 후류의 발생 주파수가 낮아 주기섭동량 변화 추이를 가장 잘 볼 수 있는 $N=4$ 의 경우 주기적 섭동량이 CW와 CCW 모두 마지막 측정점까지 계속 증가하고, 주기섭동 최소점도 같이 증가한다. CW의 경우 상류에서는 경계층 내층의 섭동량이 더 크다가 하류로 가면 외층에서의 섭동량이 더 커지게 된다. 반면 CCW의 경우 경계층 외층의 섭동량이 더 크다가 하류에서 오히려 내층의 섭동량이 더 커진다. 경계층 내층에서의 주기속도 섭동

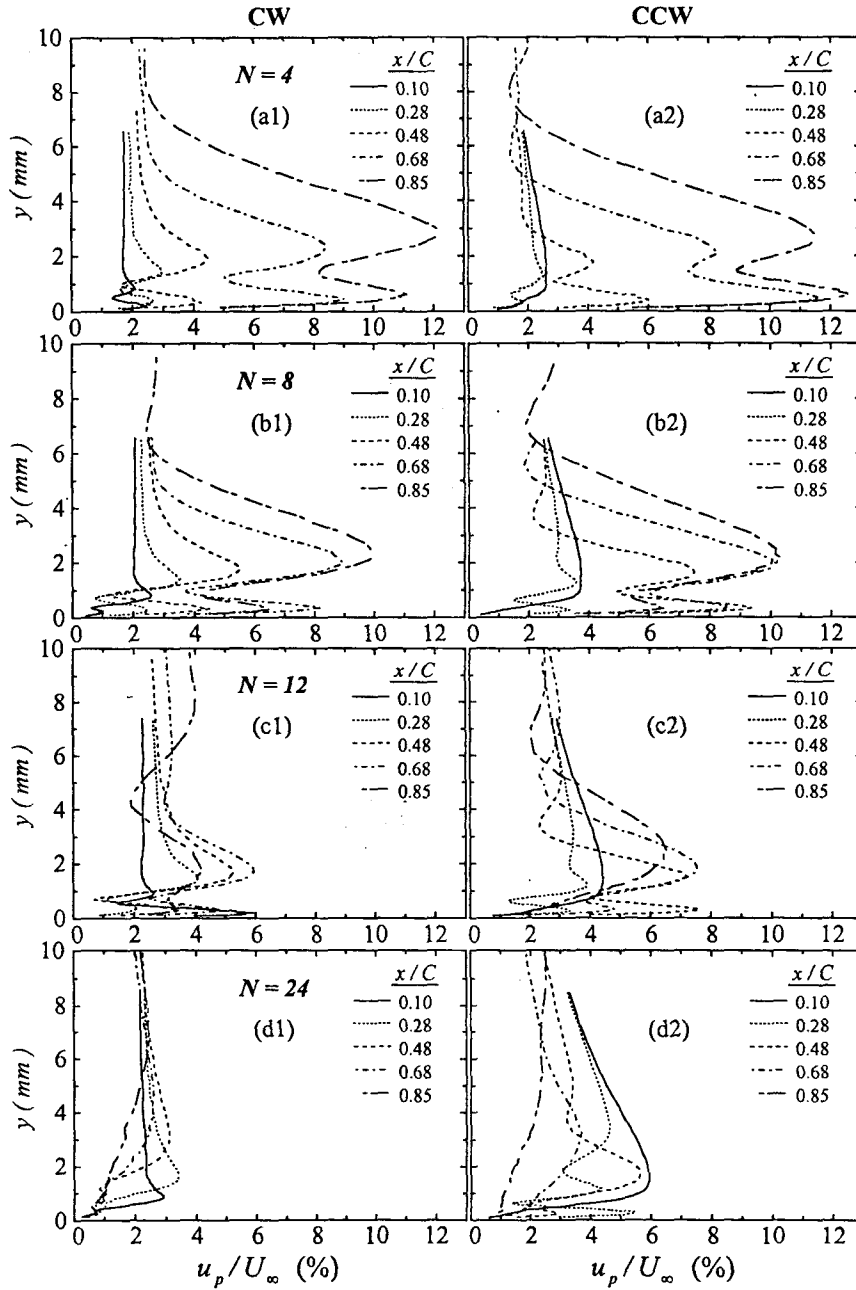


Fig. 6 Distributions of r.m.s. values of periodic fluctuating velocity at five streamwise locations with wake-passing frequency

량이 CW의 경우에 비해 CCW의 경우가 더 크다는 사실로부터 CCW의 경우 벽근처에서 경계층이 더 빨리 발달함을 알 수 있다. 그리고, CW의 경우 첫 측정점인 $x/C=0.1$ 에서부터 u_p 의 극대치가

두 개가 보이는 반면, CCW의 경우 하나의 극대치만 존재하다가 그 하류로 가면서 두 개의 극대치를 가진다. 이는 익형 선단에서 CW의 경우 순압력구배의 강화로 약해진 후류가 익형면까지 직

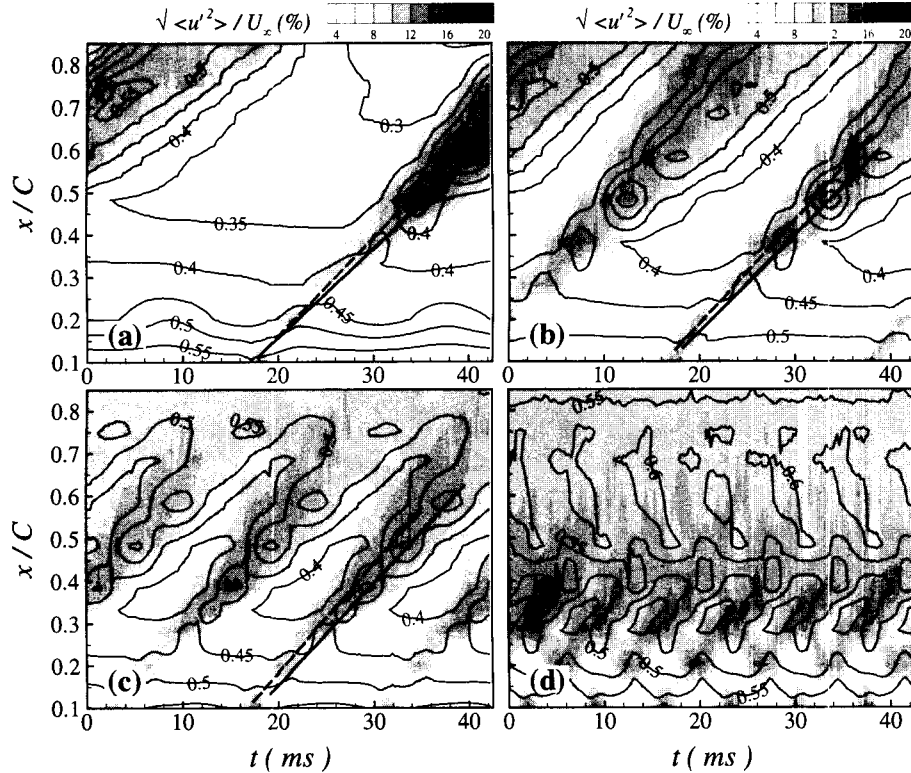


Fig. 7 Shadings of the phase-averaged turbulence intensity (%) at $y=0.64\text{mm}$ and contours of the friction velocity for the CCW cases of (a) $N=4$, (b) $N=8$, (c) $N=12$ and (d) $N=24$

접적으로 침투하지 못하는 반면, CCW의 경우 역압력구배로 강화된 후류가 그 바닥까지 직접적으로 침투하여 주기속도가 경계층 전역에서 동일하게 변화하기 때문이다.

천이가 활발하게 진행되는 $N=8$ 의 경우를 보면, 하류로 갈수록 경계층 외층에서의 u_p 값이 계속 증가하는 반면 내층에서의 값은 시간평균 천이점 이후 감소한다. 이는 난류 패치가 합체한 후 벽 근처 평균속도의 주기적 성분은 감소하기 때문이다. $N=12$ 의 경우 하류로 내려가면 결국 내외층에서의 u_p 값은 모두 감소한다.

$N=24$ 의 경우에는 하류에서 난류경계층으로 완전 발달하여 주기속도 섭동이 없어지기 때문에 경계층 내외층의 섭동 최소점과 극대치가 사라진다. 경계층밖 후류의 주기속도 섭동량은 CW의 경우 2%로 일정한 반면 CCW의 경우 하류로 가면서 3.5%에서 2%까지 감소함을 볼 수 있는데, 이는 CW 경우 하류에서 후류의 속도 결핍이 확

산되지 않고 일정한 것처럼 보이는 반면, CCW의 경우는 하류로 갈수록 속도 결핍이 감소하기 때문이다.

후류유도 난류 패치의 거동을 보다 정확하게 이해하기 위해 CCW의 경우 경계층내 $y=0.64\text{mm}$ 에서의 난류 강도와 CPM 원리로 예측한 익형 위 벽마찰속도를 Fig. 7에 $x-t$ 평면상의 등고선으로 도시하였다. 박태훈 등⁽²⁾과 같이 유동방향으로 난류 패치가 크게 형성되는 벽으로부터의 거리를 선택하였고, 난류강도 4%의 기준값으로 난류 패치의 선후단 위치를 정의하였다.

벽마찰속도는 전체적으로 난류강도와 비슷한 분포를 보이지만, 최대 벽마찰속도의 전파속도(실선)는 난류 패치 중앙의 전파속도(점선)보다 상대적으로 작은 값을 가진다. $N=4$ 의 경우인 Fig. 7(a)에서 난류 패치와 벽마찰속도의 전파속도는 각각 약 7m/s 와 6.4m/s 의 속도를 가진다. 난류 패치의 통과에 따른 난류강도와 최대 벽마찰계수의

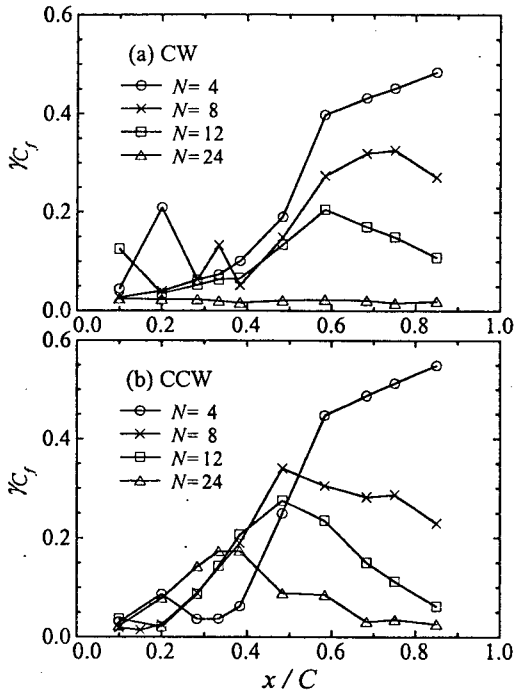


Fig. 8 Steamwise profiles of γ_{C_1} with wake-passing frequency for the (a) CW and (b) CCW cases

위상차를 비교하면, 난류 패치가 지나간 이후 벽마찰속도가 다소 늦게 증가하며 다시 원래 값으로의 회복 또한 난류강도의 회복보다 다소 늦어진다. 이는 난류 패치로 인해 난류강도가 증가하고 그 후 경계층의 불안정성에 의해 속도분포가 변하기 때문이다. 천이 이전의 층류 지역인 익형 선단에서는 벽마찰속도가 높다가 하류로 갈수록 작아지는데, 후류가 통과하면 순간적인 천이가 진행하여 벽마찰계수가 다시 증가하게 된다. $N=24$ 의 경우 익형 위 후류의 교란이 심하므로 경계층내 난류강도와 벽마찰계수가 복잡하게 나타난다.

Fig. 8은 C_f 의 주기적 성분의 산포도인 γ_{C_1} 를 나타낸 것이다. 이 값은 C_f 의 시간평균량에 대해 표준편차를 나타낸 것으로 층류경계층이나 완전 난류지역에서는 이론상 0의 값을 가진다.⁽²⁾ γ_{C_1} 의 최대값이 존재하는 x 위치는 경계층이 가장 강한 천이 특성을 보이는 곳으로, 후류의 발생 주파수가 높아질수록 그 값은 점차 작아지고 위치는 상류로 이동한다. 이는 천이가 더욱 활발해져서 천

이의 시작점이 상류로 이동하고 난류경계층으로 발달함을 의미한다. $N=24$ 의 CW의 경우 난류경계층으로 완전 발달하여 x 의 위치에 상관없이 0.02 이하의 값을 가진다. 한편 Fig. 7(a)에서 벽마찰속도 분포를 보면, 한 주기동안 하나의 후류가 존재하지만 익형 선단에서는 하모닉 성분이 존재한다. 그 결과 Fig. 8(b)의 $N=4$ 일 때 $x/C=0.2$ 에서 작은 피크(peak)가 존재한다. Dong과 Cumpsty⁽⁵⁾에 따르면, 후류의 교란에 의한 영향이 적은 경우, 상류 지역에서 난류 반점이 두가지 이유로 발생하게 되는데, 그 첫번째는 후류에 의해 발생하고, 두번째는 T-S파의 붕괴로 인해 발생한다고 하였다. 어떠한 위상에서 $x-y$ 평면에 난류강도를 도시하였을 때, 경계층 밖 후류가 존재하지 않더라도 상류 지역에 난류 패치가 존재하는 것을 볼 수 있는데, 이 또한 T-S파의 붕괴에 의한 현상이라 예측할 수 있다. 그러나 후류의 교란과 그 하모닉 성분의 존재는 좀더 깊은 연구가 요구된다.

4. 결론

주기적 통과 후류의 유입 방향과 발생 주파수에 따라 초기의 익형 위 층류경계층이 변화하는 천이의 거동을 실험적으로 고찰하였다. 본 연구의 결과로부터 얻은 결론은 다음과 같다.

(1) 익형면에서의 압력 분포는 '음 제트' 효과로 인해 통과 후류의 유입 방향에 따라 크게 변화한다. 특히 후퇴후류(CCW)의 경우 상대적으로 역압력구배가 강화되어 난류 패치의 확산속도가 빨라지기 때문에 천이의 시작점이 접근후류(CW)의 경우보다 상류에 나타난다.

(2) 시간평균된 형상계수와 벽마찰계수를 고려할 때, 후류의 발생 주파수가 높아질수록 천이가 상류에서 시작되고 하류에서 완전 발달된 난류경계층으로 더욱 접근한다.

(3) 통과 후류의 주파수를 증가시킬수록 벽마찰계수의 표준편차 γ_{C_1} 의 최대점이 상류로 이동하고 그 값은 점차 작아진다. 즉 주파수가 높을수록 같은 시간동안에 더 많은 난류 패치가 생성되어 천이 특성이 강해지고 난류경계층으로의 접근 또한 빨라짐을 알 수 있다.

(4) 후류의 발생 주파수가 상대적으로 낮은 $N=4$ 와 8의 경우 후류의 교란 외에도 하모닉 성분의 난류 패치가 나타나는데, 이는 난류 패치에

비해 빠른 후류가 상류에서 패치를 생성시키고 하류로 진행하면서 또다른 패치를 생성시키기 때문이다.

후 기

본 연구는 2001년도 두뇌한국21사업과 과학기술부의 창의적 연구진흥사업에 의하여 지원되었으며 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- (1) 박태춘, 전우평, 강신형, 2001a, "'주기적 후류 내의 익형 위 천이경계층에 관한 실험적 연구: Part I-시간평균된 유동특성,'" 대한기계학회 논문집(B), 제25권 제6호, pp. 776~785.
- (2) 박태춘, 전우평, 강신형, 2001b, "'주기적 후류 내의 익형 위 천이경계층에 관한 실험적 연구: Part II-위상평균된 유동특성,'" 대한기계학회 논문집(B), 제25권 제6호, pp. 786~798.
- (3) Jeon, W.-P., Park, T.-C., Kang, S.-H., 2001, "Experimental Study of Boundary Layer Transition on an Airfoil Induced by Periodically Passing Wake," *Exps. Fluids* (in print)
- (4) 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.
- (5) 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.
- (6) Liu, X. and Rodi, W., 1991, "Experiments on Transitional Boundary Layers with Wake- Induced Unsteadiness," *J. Fluid Mechanics*, Vol. 231, pp. 229~256.
- (7) 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.
- (8) 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*, Vol. 398, pp. 109~153.
- (9) Nitsche, W., Thunker, R. and Haberland, C., 1983, "A Computational Preston Tube Method," *Turbulent Shear Flow 4*, Springer, pp. 261~276.
- (10) 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.
- (11) 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.
- (12) 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.
- (13) Orth, U., 1993, "Unsteady Boundary Layer Transition in Flow Periodically Disturbed by Wakes," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 115, pp. 707~713.