

< 논문 >

자유유동 난류강도에 따른 익형 위 후류유도 경계층 천이의 거동

박태춘* · 전우평† · 강신형**

(2006년 6월 12일 접수, 2006년 7월 7일 심사완료)

Wake-Induced Boundary Layer Transition on an Airfoil at Moderate Free-Stream Turbulence

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

Key Words: Wake-Induced Transition(후류유도 천이), Free-Stream Turbulence(자유유동 난류강도), Turbulent Patch(난류 패치), Wall Skin-Friction Coefficient(벽마찰계수)

Abstract

Wake-induced boundary-layer transition on a NACA0012 airfoil with zero angle of attack is experimentally investigated in periodically passing wakes under the moderate level of free-stream turbulence. The periodic wakes are generated by rotating circular cylinders clockwise or counterclockwise around the airfoil. The free-stream turbulence is produced by a grid upstream of the rotating cylinder, and its intensities (Tu_∞) at the leading edge of the airfoil are 0.5 and 3.5 %, respectively. The Reynolds number (Re_C) based on chord length (C) of the airfoil is 2.0×10^5 , and Strouhal number (St_C) of the passing wake is about 1.4. Time- and phase-averaged streamwise mean velocities and turbulence fluctuations are measured with a single hot-wire probe, and especially, the corresponding wall skin friction is evaluated using a computational Preston tube method. The patch under the high free-stream turbulence ($Tu_\infty=3.5\%$) grows more greatly in laminar-like regions compared with that under the low turbulence ($Tu_\infty=0.5\%$) in laminar regions. The former, however, does not greatly change the turbulence level in very near-wall region while the latter does it. At further downstream, the former interacts vigorously with high environmental turbulence inside the pre-existing transitional boundary layer and gradually loses its identification, whereas the latter keeps growing in the laminar boundary layer. The calmed region is more clearly observed under the lower free-stream turbulence level and with the receding wakes.

기호설명

C : 익형의 코드 길이
 C_f : 벽마찰계수
 C_p : 압력계수

f : 후류의 발생 주파수
 N : 후류발생용 원형실린더의 개수
 Re_x : 레이놀즈수(= $U_e x / \nu$)
 St_C : 스트루스수(= $f C / U_\infty$)
 Tu : 난류강도
 Tu_∞ : 익형 상류 자유유동 난류강도
 t : 시간
 U : 주유동 방향 평균 속도
 U_∞ : 익형 상류 자유유동 속도
 u : 주유동 방향 순간 속도

† 책임저자, 서울대학교 정밀기계설계공공연구소

E-mail : wpjeon@snu.ac.kr

TEL : (02)888-8243 FAX : (02)889-6205

* 회원, 서울대학교 마이크로열시스템연구센터

** 회원, 서울대학교 기계항공공학부

- u' : 난류 섭동성분 속도 또는 근계속평균 (RMS)량
 \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

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

1. 서론

다단 축류 터보기계의 내부 유동장에는 정익과 동익의 상호작용으로 인하여 매우 복잡한 비정상 현상들이 존재하는데, 특히 익형면 위의 경계층은 상류에서 발생하는 주기적 후류의 영향을 가장 크게 받는다고 알려져 있다. Park 등^(1,2)과 Jeon 등⁽³⁾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 발달한다.

한편 기존의 후류유도 천이에 관한 많은 연구가 1% 이하의 낮은 자유유동 난류레벨 하에서 후류의 발생 주파수, 레이놀즈수, 주유동방향 압력구배 등 주요 인자에 따른 후류유도 천이의 영향을 조사한 반면[Jeon 등,⁽³⁾ Pfeil 등,⁽⁴⁾ Liu와 Rodi,⁽⁵⁾ Funazaki와 Koyabu,⁽⁶⁾ Wu 등⁽⁷⁾], 최근에는 실제 터보기계의 내부 유동장과 비슷한 2~10% 정도의 난류레벨 상태에서 후류유도 천이 과정에 관한 연구들이 새로이 수행되고 있다.

Mayle⁽⁸⁾는 천이의 모드를 자연 천이, 바이패스 천이, 박리 천이 등 세 가지로 구분하고, 후류유도 천이는 후류에 의한 난류 패치의 발생과 그러한 패치들 사이에서 다른 모드의 천이가 가능하

다고 지적하며 복합모드로 진행된다고 주장하였다. 복합모드 경계층 천이를 이해하는 데에는 Halstead 등⁽⁹⁾과 Schulte와 Hodson⁽¹⁰⁾이 체계적으로 정리한 시간-공간상의 선도에서 교란 지역을 후류유도 난류 패치 지역과 그 패치들의 사이 지역, 두 곳으로 구분하는 것이 편리하다. 특히 Hughes 등⁽¹¹⁾은 압축기 날개 위 벽마찰응력의 웨이브릿 해석(wavelet analysis)을 통해 패치 사이 지역에서 Tollmien-Schlichting(T-S) 파에 대응하는 파형을 계측함으로써 자연 천이가 지배적이라는 증거를 제시하였다. Walker 등⁽¹²⁾은 입구각에 따른 작동 부하의 범위와 IGV(inlet guide vane)의 클락킹(clocking)에 따른 입구 교란 지역을 각각 변화시킬 때 주기적 천이에 미치는 영향을 계측하면서 패치 사이 지역에서의 자연 천이를 검증하였다.

후류유도 난류 패치에 의한 천이가 지배적인 낮은 입구유동 난류강도의 경우와 달리, 높은 입구유동 난류강도의 경우 난류 패치뿐만 아니라 백그라운드 난류량에 의한 천이 또한 지배적으로 나타난다.

본 연구는 이러한 복합모드 후류유도 천이가 높은 난류레벨의 유동장에서 어떻게 발달하는지 조사하기 위해, NACA0012 익형 상류에 난류 그리드(turbulence grid)를 장착하여 입구유동 난류강도의 값을 증가시켜 후류 발생 주파수에 따른 경계층 천이를 계측하였다. 모든 속도 데이터는 위상평균법으로 처리하여 위상에 따른 유동장의 주기적 변화를 고찰하였고, 특히 벽근처 평균 속도에 수치 프레스톤 방법(Computational Preston Tube Method, CPM)⁽¹³⁾의 원리를 적용시켜 시간평균 및 위상평균 벽마찰계수를 예측하였다.

2. 실험장치 및 방법

실험장치는 풍동과 후류 발생기, 익형, 계측기기, 이송장치 및 데이터 검출기기로 구성된다. 사용한 풍동은 폐쇄 순환식으로 시험부의 폭, 높이, 길이는 각각 0.6m, 0.3m, 2.0m이다. 기존 시험부의 익형 상류 0.3m 지점에 Fig. 1과 같이 난류발생 그리드(M20)를 설치하여 자유유동 난류강도를 조절하였고, 자유유동 속도 10m/s에서 그리드의 장착여부에 따라 익형선단에서의 난류강도가 각각 0.5%와 3.5%이다.

Table 1 Experimental cases of incident wakes

Case	base flow (N00)	N08	grid flow (G00)	G08
Tu_∞	0.5 %		3.5 %	
N	0	8	0	8
f (Hz)	0	47.2	0	47.2
St_C	0	1.4	0	1.4

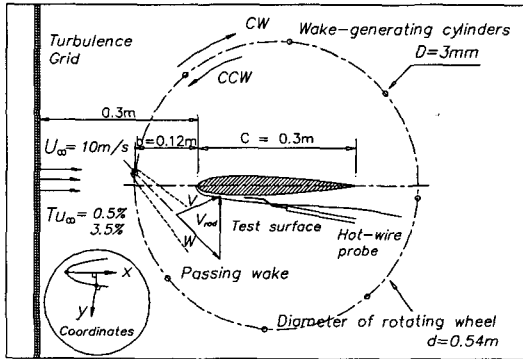


Fig. 1 Schematic of the test airfoil and wake-generating system

익형 코드 길이와 자유유동 속도를 특성치로 한 레이놀즈수는 2×10^5 이고, 후류발생기는 10m/s의 접선속도로 시계방향 및 반시계방향으로 회전한다. 시계방향의 경우 그림에서 도시한대로 익형 위 측정면으로 접근하는 후류가 발생되고 (approaching wake, AW), 반시계방향의 경우 이와 반대로 후류가 계측면으로부터 멀어진다(receding wake, RW).⁽¹⁾ 이는 각각 압축기에서의 압력면과 흡입면으로 모사하기 위한 것이다. 각 경우의 시험에 따른 자유유동 난류강도, 후류발생 주파수, 스트로울수는 Table 1에 나타내었다.

익형 위 유동방향 순간속도는 경계층 측정용 I형 열선 프로브(DANTEC 55P15)를 이용하여 계측하였다. 또한 포토센서를 디스크에 설치하여 후류의 발생 시간과 경계층에서 계측되는 신호의 위상을 동기화하였다. 벽면 정압분포 측정을 위하여 24채널의 스캐니 밸브(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 8750Hz로 56초 동안 490000개로 취득하였다.

한편 충분히 수렴된 위상평균속도를 구하기 위

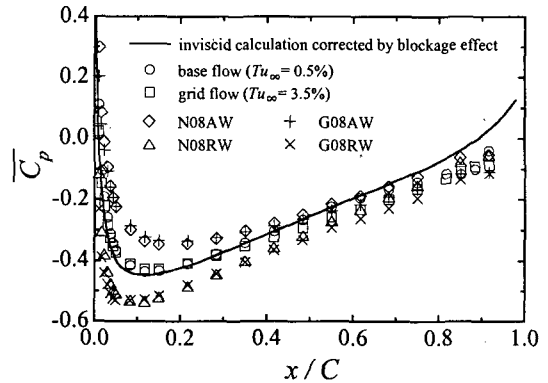


Fig. 2 Distributions of static pressure coefficients on the airfoil with the level of free-stream turbulence

해 주기 취득수를 늘려가며 계측된 위상 평균 속도장을 관찰하였다. 충분히 수렴된 위상 평균 속도를 얻기 위해서, 후류발생 주기에 따라 2640번의 주기를 평균하였고 각 주기마다 185개의 데이터를 측정하였다.

3. 실험결과 및 토의

3.1 정압 분포

통과 후류의 교란이 존재할 때(N=8) 입구유동 난류강도에 따른 익형 위 주유동방향 시간평균 압력 분포를 통과 후류가 존재하지 않을 경우와 함께 Fig. 2에 도시하였다. Park 등^(1,3)에서 살펴본 것같이, 입구유동 난류강도가 낮은 기본 유동(base flow)의 정압 분포는 풍동 벽면의 차폐 효과를 고려한 비점성 수치해와 잘 일치하고, 통과 후류가 존재할 때에는, 접근 후류(AW)의 경우 익형 전반에 걸쳐 압력이 상승하고 압력 최소점이 하류로 이동하는 반면, 후퇴 후류(RW)의 경우 압력이 감소하고 최소점이 상류로 이동한다. 입구유동 난류강도는 높지만 통과 후류가 존재하지 않는 그리드 유동(grid flow)의 경우, 익형 전영역에 걸쳐 기본 유동의 정압 분포와 거의 일치한다. 입구유동 난류강도가 높고 통과 후류가 존재하는 경우에도 익형 선단부에서는 낮은 난류강도의 경우와 잘 일치하고, 후단부에서는 높은 난류강도에 의해 역압력구배가 약 20% 정도 완화됨을 알 수 있다. 이렇듯 통과 후류의 진행 방향과 발생 주파수에 따라 큰 영향을 받는 압력구배의 변

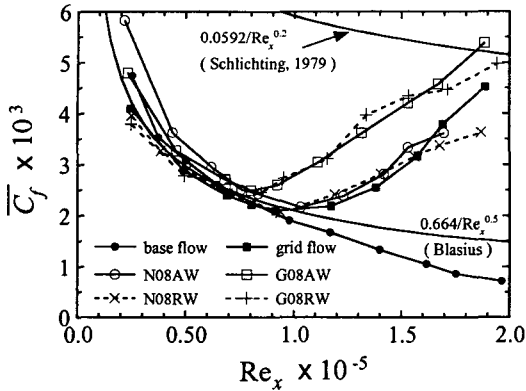


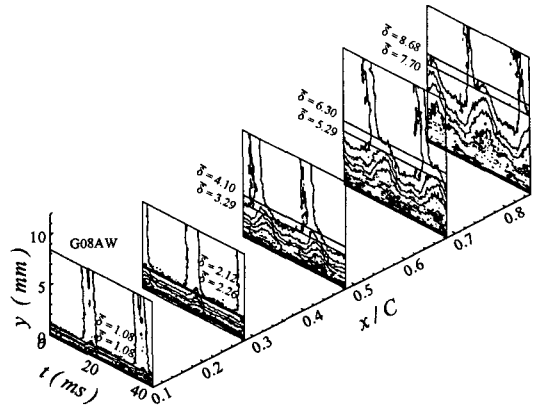
Fig. 3 Distributions of time-averaged mean skin-friction coefficients on the airfoil with the level of free-stream turbulence

화는, 낮은 입구유동 난류강도의 경우와 마찬가지로, 앞으로 살펴볼 경계층 천이 과정의 경향에 많은 영향을 미친다.

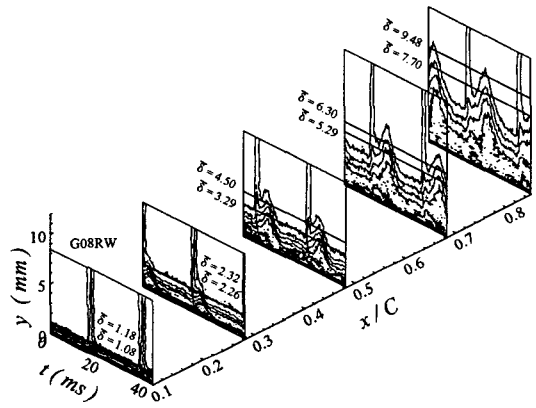
3.2 시간평균 특성

입구유동 난류레벨과 주기적 후류의 존재 여부에 따른 시간평균 벽마찰계수의 분포를 Fig. 3에 나타내었다. 익형 선단에서의 벽마찰계수 분포는 통과 후류에 의해 추가되는 압력구배의 변화로 인해 AW의 경우 강화된 순압력구배에 의해 Blasius 값에 비해 다소 증가하며, RW의 경우 반대로 역압력구배에 의해 감소한다.

한편 벽마찰계수의 최소점을 천이의 시작점이라 가정할 때,⁽¹⁾ 기본 유동의 경우 익형 전역에서 천이가 발생하지 않고 역압력구배 지역 내 층류 경계층의 특성을 보이는데, 통과 후류의 교란이 존재하는 N08AW와 RW의 경우 $Re_x \approx 0.9 \sim 1.0 \times 10^5$ 부근에서 천이가 시작되고, 자유유동 난류강도가 높은 그리드 유동(G00)의 경우에는 $Re_x \approx 0.9 \times 10^5$ 정도에서 시작된다. 높은 백그라운드 난류레벨과 주기적 후류의 두 가지 효과가 복합적으로 존재하는 G08의 경우에는 더 상류($Re_x \approx 0.8 \times 10^5$)에서 천이가 시작되고, 천이 후 다른 경우에 비해 벽마찰계수가 20~30% 더 증가함을 알 수 있다. 하지만 자유유동 난류강도가 낮은 기본 유동에서의 통과 후류의 영향에 비해 백그라운드 난류레벨이 큰 그리드 유동에서의 통과 후류의 영향은 그다지 크지 않다. 이는 높은 백그라운드 난류레벨의 영향이 지배적이어서 통과 후류의 교란에 의한



(a) G08AW



(b) G08RW

Fig. 4 Contours of the phase-averaged turbulence intensity (%) in *y-t* plane in the cases of (a) G08AW and (b) G08RW

효과가 상대적으로 두드러지지 못하기 때문이다.

3.3 위상평균 특성

3.3.1 난류 패치 특성

Fig. 4 (a)와 (b)는 입구유동 난류강도가 높을 때 후류의 진행 방향에 따라 익형 위에서 형성되는 난류강도를 4%에서부터 2% 간격으로 도시한 것이다. 그림에서 시간 $t=0$ 은 회전 실린더가 익형 선단과 일렬로 배치했을 때의 위상을 나타내고, 익형면 수직방향으로 높게 세워져 있는 난류강도 4%의 등고선은 통과 후류를 나타낸다. 또 t -축에 평행한 두 실선과 숫자는 각각 G08 경우(위)와 G00 경우(아래)에 각 x 위치에서의 시간평균 경계층두께를 비교하기 위해 나타낸 것이다.

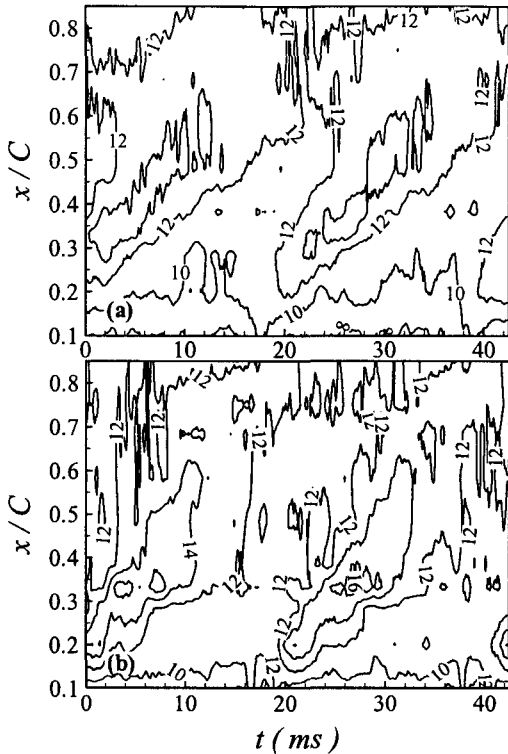


Fig. 5 Contours of the phase-averaged turbulence intensity (%) in $x-t$ plane near the wall ($y=0.66\text{mm}$) in the cases of (a) G08AW and (b) G08RW

입류유동 난류강도가 낮을 때와는 달리 어느 시각에서나 경계층 내에 8% 이상의 난류량을 지니고 있다. 경계층 밖에 후류가 통과하면서 경계층 내부에 교란을 일으키지만 주류동에 가해진 높은 난류량 때문에 벽근처에서는 후류유도 난류 패치와 백그라운드 난류량을 구분하기 어렵다. 특히 입류유동 난류강도가 낮을 때에는 $x/C \approx 0.6$, $y^+ = 10 \sim 30$ 에서 두 난류 패치가 서로 합쳐되는 모습을 명확히 관찰할 수 있었지만,⁽²⁾ G08의 경우 그리드 난류가 전체 위상으로 존재하므로 패치가 병합을 하는 것인지, 경계층 내부의 높은 난류량과 상호작용을 하는 것인지 결정하는데 어려움이 따른다. 다만 두 패치의 경계층 외층에서의 거동으로부터 내층에서 합체가 진행될 것임을 유추할 수 있다.

접근 후류(AW)와 후퇴 후류(RW)의 두 경우 모두 익형 선단에 출현한 후류로 인해 $y^+ = 15 \sim 20$ 부근에서 큰 난류강도를 가진 난류 패치가 발생된

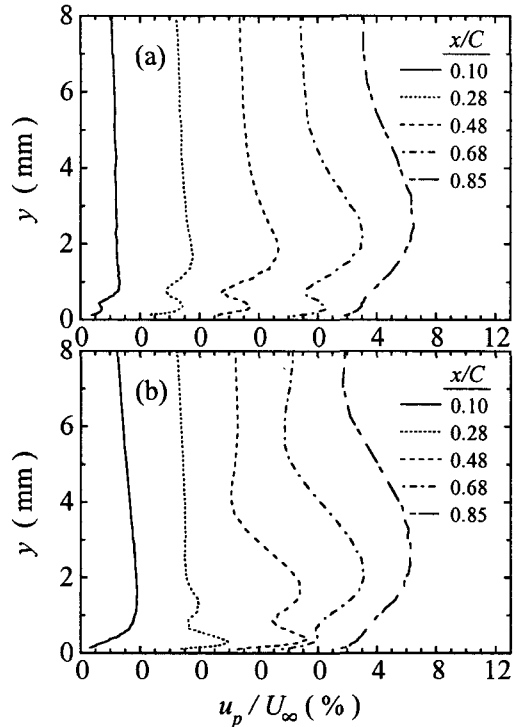


Fig. 6 Distributions of rms values of periodic fluctuating velocity at five streamwise locations in cases of (a) G08AW and (b) G08RW

다. 난류 패치는 시간이 흐를수록 주류동방향과 익형면 수직방향으로 커지고 중심 난류강도 또한 커지면서 하류로 전파된다. Park 등⁽²⁾에서 고찰한 대로, 난류 패치 선단부의 전파속도는 자유유동과 같은 속도로 확산되는 후류의 전파속도와 거의 비슷하지만 후단부는 상대적으로 느리게 전파된다. AW의 경우 패치의 중심 난류강도가 약 12%인데 비해 RW의 경우 14%까지 성장한다. RW 경우의 난류 패치가 AW 경우보다 사이즈가 더 큰 것은, RW의 경우 역압력구배가 강화되어 그 결과 난류 패치 후단부의 전파속도가 더 느려지고 넓은 영역으로 분포하기 때문이다.⁽²⁾ 뿐만 아니라 RW의 경우 더 빨리 하류로 전파되어 더 상류에서 서로 합체하며 합체 후에도 보다 활발히 성장한다. 한편 입류유동 난류강도가 낮은 경우와 마찬가지로 경계층 외층에서 후류와 난류 패치의 위상 분리를 관찰할 수 있다. 특히 RW의 경우 더욱 분명한데, 이 또한 강화된 역압력구배로 인해 후류의 전파 속도에 비해 난류 패치의 속도가 더 느려졌기 때문이다.

백그라운드 난류량이 높을 때 후류유도 난류 패치의 거동을 고찰하기 위해 $x-t$ 평면상에 경계층 내 $y=0.66\text{mm}$ 에서 난류강도의 등고선을 Fig. 5 (a)와 (b)에 도시하였다. 벽면 수직방향 위치를 입구유동 난류강도가 낮을 때와 동일하게 설정한 것은 난류 패치가 활발히 형성되는 위치일 뿐만 아니라 두 자료간의 비교를 용이하게 하기 위함이다. 입구유동 난류강도가 낮은 경우 4%의 기준값으로 난류 패치의 윤곽선을 정의하였지만⁽²⁾ 백그라운드 난류레벨이 높은 G08의 경우 12%의 등고선을 따라 후류의 교란으로 인해 발생한 난류 패치의 모습을 확인할 수 있고 이를 통해 전체적인 발달 과정을 유추할 수 있다. AW의 경우 $x/C \approx 0.55$, RW의 경우 $x/C \approx 0.33$ 부근에서 합체함을 알 수 있다.

한편 본 실험에서 사용된 이송장치의 분해능은 0.01mm 로 매우 작지만 최초 열선이 익형벽면으로부터 떨어진 거리는 정확히 측정할 수 없고 그 uncertainty가 $\pm 0.1\text{mm}$ 이다. 그러나 이러한 에러 범위내의 y 일정 면에서 Fig. 5와 같은 난류강도의 분포와 난류패치의 벽근처 거동은 매우 유사함을 확인할 수가 있었다.

3.3.2 주기속도 섭동량 분포

Fig. 6 (a)와 (b)는 높은 입구유동 난류강도의 경우 후류의 진행 방향에 따라 경계층 내 위상평균 속도의 주기적 성분 \tilde{u} 의 근제곱평균값(rms) u_p 를 도시한 것이다. 자유유동 난류레벨이 낮은 경우와 마찬가지로 경계층 밖에서는 후류에 의해 2~3%의 주기속도 요동을 가지고, 경계층 내에서는 대체로 u_p 의 극대치가 두 개 나타난다.⁽²⁾ 이는 후류가 통과하는 순간의 경계층 천이로 인해 벽근처에서는 속도가 증가하고 경계층 외층에서는 감소하여 그 두 지역에서 주기속도 섭동량이 증가하기 때문이다. 따라서 경계층의 내층과 외층 사이의 중간 지역에는 주기적 변화가 적어 섭동량이 최소가 되는 점이 존재하게 되는데, 자유유동 난류강도가 낮은 경우에 비해 하류로 갈수록 최소점은 사라지고 그 값이 뚜렷하게 감소하여 난류경계층의 분포로 근사함을 알 수 있다.

Fig. 6에서 경계층 외층의 u_p 극대값은 후류의 통과 방향에 관계없이 유사한 분포를 나타내지만, 경계층 내층의 극대값은 상당한 차이를 가진다. RW의 경우 AW 경우보다 내층 극대값이 더

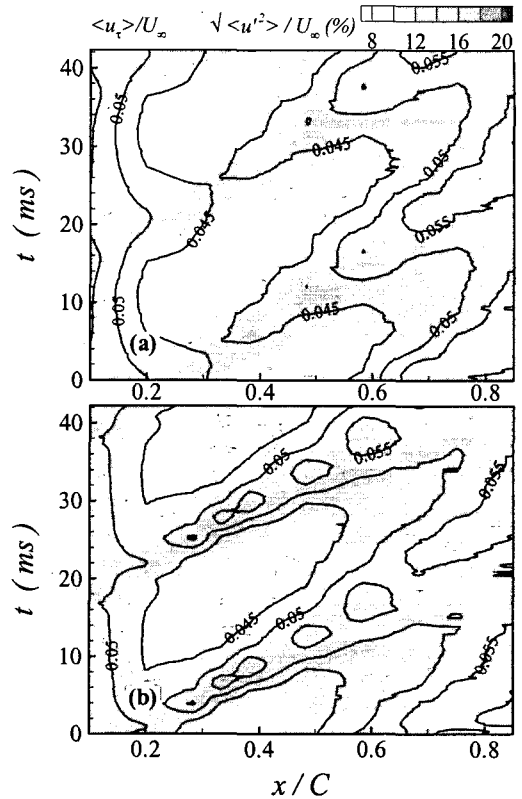


Fig. 7 Contours of the normalized phase-averaged friction velocity (line) and turbulence intensity (shading) at $y=0.42\text{mm}$ in the $x-t$ plane in cases of (a) G08AW and (b) G08RW

큰데, 이로부터 후퇴후류에 의해 유도된 난류 패치가 더 활발히 천이를 진행시킴을 알 수 있다. 시간평균 천이점 이후의 하류에서는 경계층 내층의 u_p 값이 감소하는데, 이는 난류 패치가 합체한 후 벽근처 평균속도의 주기적 성분이 감소하기 때문이다.

3.3.3 벽마찰계수 분포

Fig. 7은 높은 백그라운드 난류레벨의 경우 후류의 진행 방향에 따라 벽근처에서의 난류 강도와 CPM 원리^(1,13)로 예측한 익형 위 벽마찰속도를 $x-t$ 평면상에 등고선으로 도시한 것이다. 높은 백그라운드 난류량을 고려하여 난류레벨 범위를 8~20%로 선정하였고, 벽마찰속도와의 비교를 위해 Fig. 5의 $y=0.66\text{mm}$ 보다 익형 표면에 더 근접한 0.42mm 에서의 난류강도 분포를 선택하였다. 난류 패치의 선후단 위치는 난류강도 10%의 기

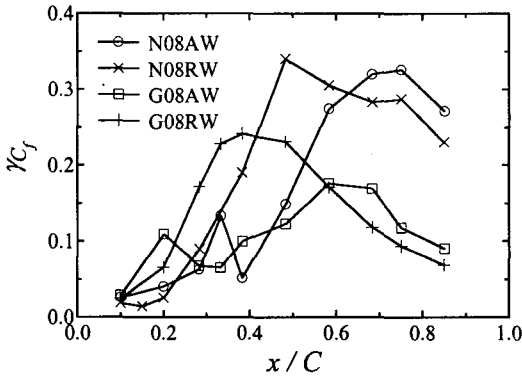


Fig. 8 Streamwise variation of rms periodic skin-friction fluctuation coefficient

준값으로 정의할 수 있다.

천이 이전의 층류 지역인 익형 선단에서는 벽마찰속도가 높다가 곧이어 감소하고 후류가 통과하면 순간적인 천이가 진행하여 벽마찰계수가 다시 증가한다. 3.3.1절에서 고찰한 바와 같이 AW의 경우보다는 RW의 경우에 벽마찰계수의 분포가 더 큰 값을 가진다. 낮은 입구유동 난류강도의 경우와 마찬가지로, 벽마찰속도는 전체적으로 난류강도와 비슷한 경향을 보이고, 최대 벽마찰응력의 전파속도는 난류 패치 중앙의 전파속도보다 상대적으로 작은 값을 가진다.

난류 패치가 먼저 발달하고 난 뒤 벽마찰계수가 증가한다는 사실로부터 경계층 발달에 미치는 난류량의 중요성을 알 수 있다. 난류 패치의 통과에 따른 난류강도와 최대 벽마찰계수의 위상차를 비교하면, 입구유동 난류강도가 높더라도 난류 패치가 지나간 이후 벽마찰속도가 다소 늦게 증가하며 다시 원래 값으로의 회복 또한 난류강도의 회복보다 다소 늦어진다. 이로부터 난류 패치로 인해 난류강도가 증가하고 그 후 경계층의 불안정성에 의해 속도분포가 변한다는 사실을 알 수 있다.

Fig. 7의 $x-t$ 선도에서 x -축에 수직한 세로선을 그으면 어느 x/C 위치에서의 벽마찰속도 변화를 고찰할 수 있다. 예를 들어 RW 경우 $x/C=0.5$ 에서의 u_x 분포를 살펴보면, $t=0ms$ 에서는 통과 후류의 교란이 없어 낮은 벽마찰속도를 가지다가, 후류가 통과하기 시작하는 $t=8ms$ 에서부터 증가하기 시작하여 $t=12ms$ 일 때 최대에 도달하고, 다시 감소하면서 후류가 지나가버린 $t=20ms$ 이후 최소값을 가진다. 다음 통과 후류가 접근하면 이러한

과정을 반복한다. 이와 같이 시간에 따라 변화하는 벽마찰속도를 시간평균량에 대한 표준편차를 Fig. 8에 나타내었는데, x/C 값은 층류경계층이나 완전 난류지역에서는 이론상 0의 값을 가지고 가장 강한 천이 특성을 보이는 곳에서 최대값을 가진다.^(2,3,7) G08의 경우 N08의 경우보다 최대값이 더 작고 그 위치가 상류로 이동하였는데, 이는 높은 자유유동 난류량으로 인해 벽마찰계수의 편차가 감소하였고 천이 시작점이 상류로 이동하여 더 일찍 난류경계층으로 발달하였음을 의미한다. 또한 RW의 경우 AW 경우보다 더 상류에서 최대값을 가지는데 앞서 살펴본 시간평균 특성이나 난류 패치의 거동과 잘 일치한다.

4. 결론

상류에서 주기적 통과 후류의 교란이 존재할 때 자유유동 난류강도가 NACA0012 익형 위 경계층의 천이 과정에 미치는 영향을 실험적으로 고찰하였다.

상대적으로 높은 자유유동 난류강도가 존재하는 경우, 낮은 자유유동 난류강도의 경우에 비해 상류에서 경계층 천이가 시작되었고 하류로 갈수록 보다 빨리 완전 발달된 난류경계층으로 접근하였다. 이는 후류유도 난류 패치가 높은 자유유동 난류에 의해 이미 형성된 천이경계층 내의 난류 성분과 활발히 상호 작용하여 더 빨리 성장하고, 따라서 보다 상류에서 합체하기 때문이다. 높은 자유유동 난류가 존재할 때 경계층내 난류 패치는 벽 근처에서의 활발한 난류생성으로 인해 원래 난류 패치의 특성을 빨리 잃어버린다. 자유유동 난류강도가 익형 위 천이경계층 발달에는 크게 영향을 미치는데 반해, 최초 통과 후류의 익형 선단에서의 충돌로 야기된 유동방향의 익형 표면 위 압력 분포는 자유유동 난류강도의 크기와는 무관하게 일정하였다.

본 연구에서는 자유유동 난류강도의 변화에 따른 익형 위 후류유도 천이경계층의 특성의 차이를 고찰함으로써, 실제 축류형 다단 터보기계의 익형 위 후류유도 천이의 특성을 보다 실제에 가깝게 파악할 수 있었다.

후 기

본 연구는 한국과학기술 평가원 국가지정연구

실 사업, 국방과학연구소 및 서울대학교 비행체 특화연구센터의 연구비로 지원되었으며 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Park, T.-C., Jeon, W.-P. and Kang, S.-H., 2001a, "Experimental Study of Boundary Layer Transition on an Airfoil Induced by Periodically Passing Wake: Part I - A Time-Averaged Characteristic," *Trans. of the KSME(B)*, Vol. 25, No. 6, pp. 776~785.
- (2) Park, T.-C., Jeon, W.-P. and Kang, S.-H., 2001b, "Experimental Study of Boundary Layer Transition on an Airfoil Induced by Periodically Passing Wake: Part II - A Phase-Averaged Characteristic," *Trans. of the KSME(B)*, Vol. 25, No. 6, pp. 786~798.
- (3) Jeon, W.-P., Park, T.-C. and Kang, S.-H., 2002, "Experimental Study of Boundary Layer Transition on an Airfoil Induced by Periodically Passing Wake," *Exps. Fluids*, Vol. 32, No. 2, pp. 229~241.
- (4) 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.
- (5) Liu, X. and Rodi, W., 1991, "Experiments on Transitional Boundary Layers with Wake- Induced Unsteadiness," *J. Fluid Mechanics*, Vol. 231, pp. 229~256.
- (6) 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.
- (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*, Vol. 398, pp. 109~153.
- (8) Mayle, R. E., 1991, "The Role of Laminar-Turbulent Transition in Gas Turbine Engines," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 113, pp. 509~537.
- (9) 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.
- (10) Schulte, V. and Hodson, H. P., 1998, "Prediction of the Becalmed Region for LP Turbine Profile Design," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 120, pp. 839~846.
- (11) Hughes, J. D., Walker, G. J. and Gostelow, J. P., 1999, "Identification of Instability Phenomena in Periodic Transitional Flows on Turbomachine Blades," *Proc. 14th Int'l Symposium on Air Breathing Engines*, Florence.
- (12) Walker, G. J., Hughes, J. D. and Solomon, W. J., 1999, "Periodic Transition on an Axial Compressor Stator: Incidence and Clocking Effects: Part I- Experimental Data," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 121, pp. 398~407.
- (13) Nitsche, W., Thunker, R. and Haberland, C., 1983, "A Computational Preston Tube Method," *Turbulent Shear Flow 4*, Springer, pp. 261~276.