

주기적 상류 후류의 익 경계층과 손실에 미치는 영향에 대한 실험적 연구

임인원* · 조강래[†] · 주원구**
(2001년 5월 19일 접수, 2001년 10월 25일 심사완료)

Experimental Study on the Effects of Upstream Periodic Wakes on Aerofoil-Boundary Layer and Loss

In-Won Rim, Kang-Rae Cho and Won-Gu Joo

Key Words: Cascade(익렬), Rotor-Stator Interaction(동익-정익 간섭), Periodic Wakes(주기적 후류)
Boundary Layer(경계층), Turbulent Intensity(난류강도), Velocity Deficit(속도 결손)

Abstract

This paper is concerned with the effects of periodically approaching upstream wakes on cascade-flow and loss. The reduced frequency of the periodic wakes was varied in the narrow range from 0.5 to 0.7. Corresponding to a wake-passing through the cascade, two velocity deficits appeared near the boundary layer contour in the downstream from about 60% chord-length. The first velocity deficit was caused by a periodic wake and the second one appeared after some delayed time. The second velocity deficit was interpreted as the results of reattachment of flow-separation. The higher reduced frequency decreased the duration time of separation appearance and the lesser losses of blade were resulted.

기호설명

x : 익 코드 방향의 좌표 (앞전에 원점), mm
 y : 익 벽면으로부터의 수직 거리, mm
 z : 익력축 방향의 거리, mm
 C : 익현장, mm
 C_p : 압력 계수 ($=2(p-p_1)/\rho U^2$)
 p : 익면 정압, Pa
 p_1 : 익렬 입구 정압, Pa
 U : 익렬 입구 유속, m/s
 \bar{u} : 위상평균 속도, m/s
 \overline{u} : 시간평균 속도, m/s
 t : 시간, s

T : 실린더가 실린더의 1피치를 통과하는 시간(주기), s
 T_s : 박리 발생 지속 시간, s
 P_t : 총압, Pa
 ΔP_t : 총압 손실, Pa
 $\Delta P_{t,0}$: 후류가 없을 때의 총압 손실, Pa
 $P_{t,1} P_{t,2}$: 익렬 입구, 출구에서의 총압, Pa
 $\sqrt{u'^2}$: 난류도(RMS), m/s
 ρ : 공기 밀도, kg/m³
 ω : 환산 주파수($=\frac{V_c}{S_c} \frac{C}{U}$)
 V_c : 실린더 이동속도, m/s
 S_c : 실린더 피치, mm

1. 서론

축류 터보기계의 익렬에서 발생하는 익 후류는 하류 쪽 익렬의 익면 경계층이나 익과 허브 사이의 경계층 그리고 익 말단 틈새 유동 등에 상당

* 연세대학교 기계공학과
[†] 회원, 연세대학교 기전공학부
 E-mail : krcho@yonsei.ac.kr
 TEL : (02)2123-2812 FAX : (02)2123-2159
 ** 회원, 연세대학교 기전공학부, 기계전공

한 영향을 미친다.^(1,2)

상류로부터의 후류가 익 성능에 미치는 영향을 연구하는 경우, 상류 쪽의 후류는 보통 실린더 후류로 대체된다. 후류는 와류분포로 구성되어 있고, 유동에 따라 속도 결손율이 감소하는데, 이 감소로 인해 와도는 확산되어 난류운동으로 변한다. 이에 관한 연구로서 실린더 후류가 익렬통로를 통과할 때 후류의 속도결손율이 감소하고 난류강도는 오히려 증대한다는 연구결과가 있다.⁽³⁾

최근에 터빈 익렬(T106)에 대해 후류가 터빈에 진입하는 익 앞전부근의 위치에 따른 증류박리의 소멸, 천이점의 이동, 익 형상손실의 최대치와 최소치 등의 변화를 연구하여 실린더 후류가 연속적으로 이동하는 경우 후류의 특정주기와 특정 난류강도에서 부압면의 박리를 방지하고 익 형상손실을 최소화할 수 있음을 밝힌 연구가 있다.⁽²⁾

본 연구는 정지 후류가 압축기 익렬유동에 미치는 영향을 연구한 선행 연구⁽⁴⁾에 이어 주기적 후류가 부압면에 발생한 박리유동에 미치는 영향과 그 결과 나타나는 익 손실에의 영향에 초점을 맞추어 연구하여 정지 후류의 경우와 비교검토 하였다.

2. 실험 장치 및 방법

2.1 실험장치

본 연구에서 사용된 실험용 캐스케이드 및 주기적 후류를 생성하는 실험장치의 개략도는 Fig. 1과 같다. 취출형 풍동노즐의 출구단면은 457mm×457mm이며, 여기에 높이의 축소비가 약

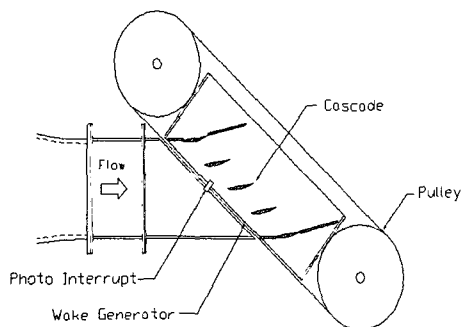


Fig. 1 Schematic diagram of experimental apparatus

2:1인 사각형 노즐(폭 457mm×높이 200mm)이 연결되어있고, 이것에 의한 균일 가속유동이 하류 익렬시험부에 균일하게 유입되도록 되어있다. 시험부(높이 200mm) 내부에는 가운데 익의 양쪽 1피치사이에서 유동의 주기성이 확보되도록 5개의 직선 익렬이 피치 177mm로 배치되어있다. 본 연구에서 익렬 전방의 유속은 20m/s로 설정하였으며, 이때의 난류강도는 0.8% 미만이었다.

주기적 후류가 익 성능에 미치는 영향을 보기 위하여 익 스패보다 약간 긴 실린더를 타이밍 벨트 위에 부착하여 이것이 익 앞전에서 익렬축과 수직전방으로 코드 길이의 50%에 해당하는 75mm의 전방을 지나가도록 회전시켰다.

풀리의 직경은 실린더가 익렬 후방을 지나갈 때 상류의 익렬유동에 미치는 영향을 가급적 작게 하기 위해 익 코드 길이보다 두 배 이상이 되도록 선정하였다. 익형은 NACA65-0910이며, 코드길이는 150mm, 종횡비는 1.33, 현절비는 0.845, 엇갈림 각은 40°, 영각은 10.7°이다. 후류 생성용 실린더의 직경은 실험용 익렬익의 뒷전에서의 운동량 손실과 같은 손실을 발생하는 3.5mm로 하였으며, 실린더 피치는 140mm로 하였다.

2.2 실험방법

주기적 후류는 후류가 익렬을 통과하는 사이에 실린더가 진행하는 거리와 실린더 피치와의 비, 즉 익렬의 한 피치구간의 입·출구사이에서 존재하는 후류의 개수를 나타내는 환산 주파수(Reduced frequency) ω 를 $\omega=0.5, 0.6, 0.7$ 로 바꾸어 압력면과 부압면 상의 압력과 경계층, 그리고 익렬 상하류에서의 총압 등을 측정하였다. 각 환산 주파수에 대한 실린더 속도는 각각 8.8, 10.1, 11.7m/s이다. 여기서 $\omega=0.7$ 은 본 실험장치의 운전에서 최대로였으며, 이 값은 일반 축류송풍기의 약 60~70% 정도의 값에 해당한다.

2.2.1 익면 정압 분포 측정

익의 스패 중앙부 표면의 정압은 압력면에 8개의 압력 측정 구멍을, 부압면에는 압력의 변화가 심할 것으로 예상하여 더 많은 13개의 정압 측정 구멍을 통하여 측정하였다. 측정은 Scanivalve Corp.사의 16ch Scanivalve가 사용되었으며, 계측기의 측정오차는 0.01% 이하이다.

2.2.2 익 경계층 속도 측정

익 경계층의 속도를 측정하기 위해 TSI사의 단일 필름센서가 사용되었다. 경계층의 속도 및 난류강도의 위상평균치의 측정에는 Photo-interrupter가 사용되었다. 이것은 Fig. 1과 같이 실험장치의 고정 프레임에 설치되었으며, 광 차단물로는 실린더의 3피치 구간의 데이터가 획득될 수 있도록 실린더의 3피치구간의 길이와 같은 길이의 것을 벨트 풀리에서의 변형을 흡수할 수 있는 두께 2mm의 스폰지판으로 만들어, 이것이 타이밍 벨트에 부착되었다. 광원과 광 센서 사이의 거리는, 광 차단물의 두께와 평면상태 그리고 이동벨트의 진동 등을 고려하여 10mm로 하고, 광원으로는 레이저 포인터를 사용하였다. Photo-interrupter의 신호는 필름센서의 신호와 함께 AD변환기에서 수신되어 한 측정점에서 항상 같은 위상의 데이터가 획득될 수 있게 하고, 샘플링 주파수는 $\omega=0.7$ 일 때 후류의 3주기 사이에서 150개의 데이터가 취득될 수 있는 4140kHz로 설정하였으며, 그리고 한 점에서 100개의 데이터가 평균되었다.

익 표면과 경계층 필름센서와의 거리는, 센서를 날개 표면에 굽은 형태로 압착시키고 최소 분해능이 0.02mm인 이송장치를 0.1mm씩 이송시켜 가면서 풍속계의 출력신호가 불연속적으로 나타나기 시작하는 위치를 측정 시작점, 즉 접촉상태에 제일 가까운 0.1mm지점으로 하여 산출하였다. 경계층 필름센서는 프롱(prone)끝의 중간선에 따라 부착되어 있으므로 경계층 필름센서가 날개 표면에 직접 닿는 부분은 필름센서부가 아니라 프롱의 하단부 이기 때문에 센서부와 날개 표면이 직접 닿는 일은 없었다. 그리고 센서의 날개에의 접촉 전후에 대한 검정특성에는 변화가 없었으며, 센서의 측정 오차는 속도검정에서 최대 3% 이내였다.

2.2.3 총압 측정

익렬 익의 손실을 측정하기 위해 소형 Kiel 총압관과 Scanivalve를 이용하여 익 앞전에서 상류 30mm 위치와 익 뒷전에서 하류 30mm 위치에서 피치방향으로 총압을 측정하였다. Kiel 총압관에 의한 측정오차는 총압관의 중심축에 대해 ± 30 범위 내의 유동에 대하여는 무시할 수 있었다.

3. 실험 결과

3.1 익면 정압 분포

Fig. 2는 익면 상의 압력분포를 무차원화 하여 표시한 것이다. 그림에서 보듯이 압력면에서의 압력 분포는 후류의 유무와 후류의 주파수변화에 대하여도 거의 차이를 보이지 않았다. 그러나 부압면에서는 후류가 유입되지 않는 (No Wake) 경우, 약 60% 코드길이의 위치에서 압력이 회복되지 못하는 압력분포가 나타나고 있다. 이에 반해 상류에서 후류가 유입되는 경우는 모든 ω 에서 순조로운 압력 회복이 나타나고 있다. 이와 같이 날개 부압면에서의 압력분포는 상류에서 유입되는 후류에 의해 크게 변하지만 유입되는 후류의 주파수 변화에 대하여는 별다른 차이를 보이지 않고 있다. 후류가 없는 경우 부압면에서의 이와 같은 압력강하는 박리의 발생에 의한 현상이라고 설명될 수 있다.⁽⁴⁾ 따라서 후류의 유무에 따른 부압면의 압력분포의 차이는 후류의 유입으로 인해 박리 발생이 감소 또는 억제된 결과인 것이다.

3.2 시간 평균 경계층 속도분포

Fig. 3은 주기적 후류가 있을 때($\omega=0.7$)와 없을 때의 시간평균 경계층 속도분포의 측정 예를 제시한 것이다. 이 속도분포를 기준으로 보았을 때 코드길이의 60%위치까지는 후류의 영향이 나타나지 않고 그 이후부터 나타나기 시작하였으며, 70% 위치부근보다 하류에서는 정지 후류(정지후류가 익 앞전에 부딪치는 후류)의 경우와 유

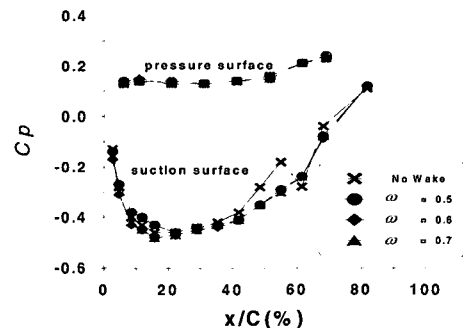


Fig. 2 Pressure distributions on blade surface

사한 속도 분포를 나타냈으며,⁽⁴⁾ 마침 정지후류에 의해 박리가 억제된 것과 똑같은 속도 분포를 나타내었다.

Fig. 4는 Fig. 3의 경우의 시간평균 난류성분의 측정결과를 제시한 것이다. 주기적 후류의 경우의 경계층 유동은 비정상 유동이다. 따라서 변동 속도 성분에는 주기적 후류에 의한 속도변동이 포함되어 있으므로 엄밀한 의미에서의 난류성분이 라고 할 수 없으나 여기서는 그러한 성분의 구별은 하지 않고 시간평균 하였다. Fig. 4와 같은 부압면 전체에 대한 난류성분분포를 검토한 결과 주기적 후류는 시간평균 경계층 유동에 난류성분을 추가하는 결과를 나타내었고, 코드길이의 60% 위치보다 하류 쪽으로 갈수록 난류성분의 피크 점은, 후류가 없는 경우 벽에서 멀어지는 것과 달리 계속 벽 가까이에서 머물고 있었다. 이것은 코드길이의 60% 하류에서 후류가 없을 때 발생하였던 유동 박리에 주기적 후류가 영향을 미친 결과 나타난 형상이라고 할 수 있다. 이와 유사한 현상이 정지후류(정지 후류가 의 앞

전에 부딪치는 후류)의 경우에도 나타나고 있었다.⁽⁴⁾

3.3 위상평균 경계층 속도분포 및 난류성분

Fig. 5는 후류가 유입되는 경우 중에서 $\omega=0.7$ 인 경우의 위상평균의 속도변화를 나타낸 것이다. Fig. 5(a)의 2.5% 코드 길이에서의 속도 변화에서 볼 수 있듯이 입구에서 유입된 후류가 날개의 표면에 부딪치고 경계층의 내부에까지 유입된 후류의 형태가 나타나고 있다.

코드 길이의 60~90%위치에서의 경계층 외곽부에서는 Fig. 5(b)(제일 위쪽의 곡선)에서 알 수 있듯이 한 주기 내에 두 개의 속도결손(velocity deficit) 즉, 두 개의 오목한 부분이 나타나고 있다. 둘 중 하나는 실린더 후류에 의한 것임이 틀림없다. 그것은 아마 속도 결함이 뚜렷이 나타나고 있는 첫 제(제1)의 것(t/T 가 작은 쪽)으로 예상되며, 이것을 일단 실린더 후류에 의한 속도결손이라고 보고, 이에 대한 합당성과 두 번 제(제2)의 속도결손의 원인은 나중에 확인하기로 한다.

다음에 위상평균속도의 시간에 따른 변화와 난류성분의 크기와와 관계를 코드위치와 벽면에서의 거리별로 조사하였다. 그 중의 한 결과가 Fig. 6에 제시되어있다. 이들 결과에 의하면 난류성분의 최대치가 나타나는 순간은 익면의 위치와 벽면으로부터의 거리에 따라 달라지지만 경계층 외곽부의 속도변화를 기준으로 제시하면 제1의 속도결손의 중심이 지나가는 순간보다 $0\sim 0.3t/T$ 정도 늦다고 할 수 있다.

한편 경계층의 속도분포의 시간에 따른 변화는 Fig. 5와 같은 익 표면에서의 거리에 따른 위상평균속도의 시간적 변화를 이용하면 구할 수 있다. 그 결과에 의하면 익 앞전에서 박리의 발생

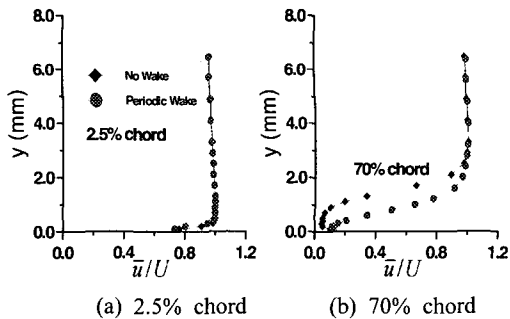


Fig. 3 Time-averaged velocity profiles($\omega=0.7$)

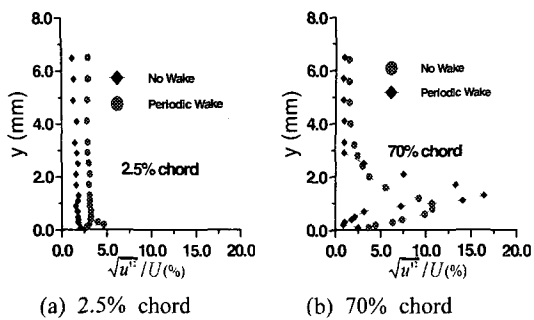


Fig. 4 Turbulent intensities in boundary layers ($\omega=0.7$)

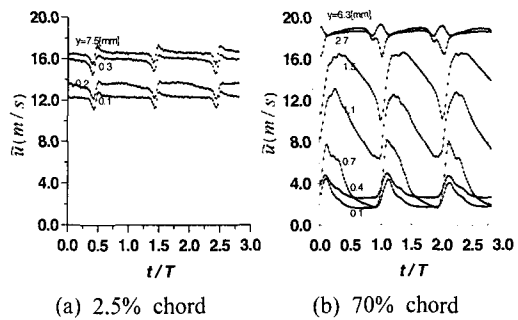


Fig. 5 Phase-averaged velocity variations($\omega=0.7$)

지점까지의 경계층 속도분포의 시간에 따른 변화는 확인될 수 없었고 후류가 없을 때와 거의 차이가 없었다. 그러나 후류가 없을 때에 박리가 발생하는 위치에서의 것은 후류의 이동과 함께 주기적으로 변화하였다. Fig. 7은 코드길이 70%와 80%의 두 지점에서의 경계층 속도분포를 나타낸 것이다. 이들 두 그림에서 제시된 속도분포의 각 순간은 Fig. 5(b)에서 볼 수 있는 경계층 외곽에서 제1의 속도결손이 지나가는 순간, 그 후 벽면에서 같은 거리 떨어진 곳에서 큰 난류성분의 피크가 지나가는 순간, 그리고 후류의 영향이 적게 나타나는 두 후류 사이의 중간 순간에 해당한다. 그림에는 이들의 순간의 위상평균 속도분포가 후류가 없을 때의 것과 비교되어 있다. 이로써 이 영역에서의 경계층의 속도분포가 주기적 후류에 의해 주기적으로 크게 변하고 있음을 알 수 있다.

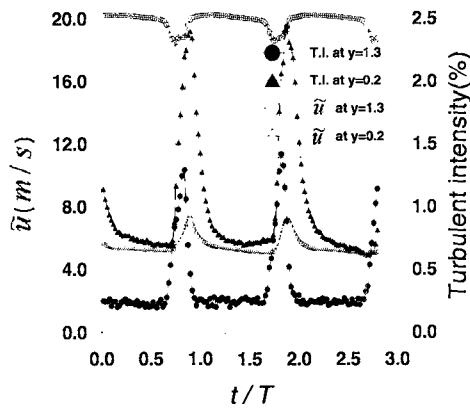


Fig. 6 Variation of velocities and turbulent intensities in boundary layer at 50% chord-length ($\omega=0.7$)

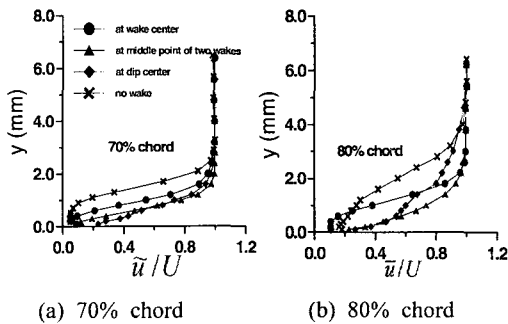


Fig. 7 Velocity profiles at specific phases

3.4 경계층 속도 분포, 두께 및 형상계수

박리영역에서의 경계층 속도분포의 변화를 상세히 알아보기 위해 박리의 발생 또는 소멸에 관한 판단 기준을 다음과 같이 하였다.

일반적인 경계층 속도분포는 익 표면에 가까워질수록 속도구배는 커지고, 박리가 일어나려고 하는 순간에 가까워지면 익 표면가까이에서 속도구배는 작아진다. 박리가 발생하기 시작하면, 박리에 의한 역류속도분포와 필름센서의 특성이 합쳐져서 이 부분에서의 속도(출력)분포는 날개에 수직방향으로 거의 일정하게 나타났다. 따라서 본 연구에서는 박리의 판정기준으로서 측정점 중 익 표면에서 가장 가까운 $y=0.1\text{mm}$ 과 $y=0.2\text{mm}$ 의 두 지점에서의 속도차가 경계층 바깥의 주유동 속도의 어느 비율이내에 들어있을 때를 박리의 발생 또는 소멸의 순간으로 보았다. 지금 그 판정비율을 2%, 3% 및 4%의 세 가지로 하여 박리가 나타나는 순간의 속도분포를 구해 보았더니 3%미만을 기준으로 한 것이 난류 경계층의 박리에 대한 형상계수 2.4와 가까웠으므로 3%미만을 박리의 판정기준으로 하였다.

Fig. 8(a)는 주기적 후류의 1주기 사이에 경계층 속도분포가 변화하는 양상을, Fig. 8(b)는 1주기 사이의 위상평균 속도의 시간적 변화를 나타내며, 세로축에 평행한 선의 번호는 Fig. 8(a)의 번호와 서로 대응하며, 같은 순간을 의미한다. Fig. 8(a)에서 박리의 발생시작은 번호 2로, 박리가 끝나는 순간은 번호 6으로 표시된 것에 해당함을 알 수 있다. 따라서 번호 2~6까지는 박리가 성장해 가는 과정을 나타낸다. 번호 7의 속도분포는 제2의 속도결손의 위상에서 지나가는 강한 난류성분으로 인하여 경계층이 천이경계층 또는 난류경계층으로 급속히 변화해 가는 과도기의 속도분포를 나타내고 있다.

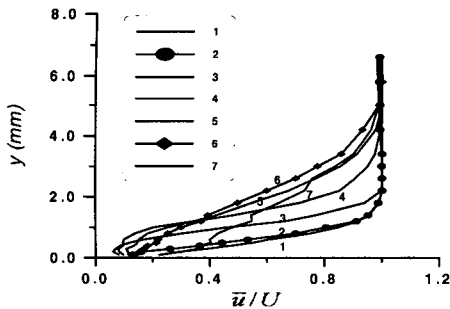
다음에 Fig. 8(a)에서의 속도분포를 기준으로 하여 경계층의 형상계수 II 와 경계층의 99%두께 $\delta_{99\%}$ 의 시간에 대한 변화를 실험된 후류가 없을 때의 것들과 비교된 것이 Fig. 9이다. Fig. 8(a)에서 번호1의 속도분포는 천이 또는 난류 경계층으로 복귀된 모습을 보이고 있으며, 이때의 경계층 두께는 Fig. 9에서 알 수 있듯이 최소치가 되고, 경계층 외곽의 속도는 연속조건을 만족시키기 위해 순간적으로 감소하여 제2의 속도결손이 나타나고 있다. 반대로 Fig. 8(a)에서 번호 6의 경우

는 Fig. 9에서 알 수 있듯이 경계층 두께는 최대치가되며, 경계층 외곽의 속도는 역시 연속조건을 만족시키기 위해 순간적으로 최대치를 나타낸다. 이상과 같은 해석에 따라 경계층 외곽부의 속도분포에서 나타난 제2의 속도결손은 박리경계층의 재부착에 의한 것으로 확인되었다. 동시에 이것에 따라 제1의 속도결손도 이것이 실린더 후류에 의한 것이라는 것이 확인되었다.

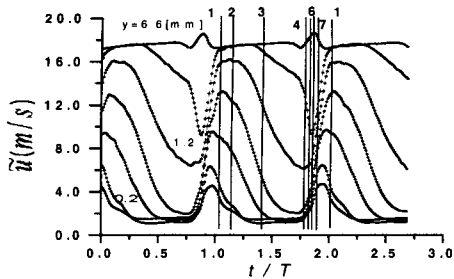
주기적 후류가 없을 때의 형상계수 H 는 3.8정도로 일정하다. 이 값은 난류경계층의 박리에 대한 $H=2.4$ 보다 크므로 틀림없는 박리 유동상태임을 알 수 있다. 그리고 경계층 두께 $\delta_{99\%}$ 도 2.5 정도의 일정한 값을 나타내고 있고, 이 두께는 주기적 후류에 의한 $\delta_{99\%}$ (2.2mm~5.0mm)의 최소치(재부착 상태)보다 크므로 이것으로도 박리 경계층에 해당함을 알 수 있다.

3.5 주파수 변화가 박리발생에 미치는 영향

후류의 환산 주파수가 익면 경계층 및 박리의 발생에 미치는 영향을 보기 위하여 코드길이가 64~



(a) Velocity profiles at the phases of separation start and end



(b) Phase-averaged velocity distribution

Fig. 8 Velocity profiles and phase-averaged velocity distribution in boundary layer(72% chord, $\omega=0.5$)

74% 지점의 구간에서 2% 간격으로 경계층의 속도분포를 측정하였다.

Fig. 10은 후류의 익렬 통과주기 T 와 익면상에서의 박리발생 지속시간 T_s 와의 비(T_s/T)를 실린더 후류의 환산 주파수 ω 에 대해 나타낸 것이다. 박리의 지속시간은 코드길이의 70%위치에서 가장 길었으며(72%), 이 위치에서 환산 주파수가 $\omega=0.5\sim 0.7$ 로 증대함에 따라 T_s/T 는 대략 72%에서 55%로 감소하고 있다. 코드길이가 68, 70, 72%의 세 가지 위치에서도 T_s/T 의 크기는 다르지만, 어느 경우나 환산 주파수의 증가에 따라 박리의 지속시간의 비율은 작아지고 유동의 안정성 면에서 안정적인 유동구조를 나타낸다고 할 수 있으며, 날개의 성능 개선에 기여할 것으로 기대된다.

3.6 주파수 변화가 총압손실에 미치는 영향

Fig. 11은 익렬의 후방에서의 총압분포를 나타낸 것이다. 그림에서 피치의 양의 값 쪽은 부압면 쪽을 나타낸다. 후류가 없는 경우는 후류가 유입되는 경우보다 후류의 깊이가 더 깊어지고 있다. 이것은 박리의 발생으로 인하여 날개표면에서 총압손실이 보다 크게 나타난 결과라고 할 수 있다. 실린더 후류가 있는 경우의 총압분포는 실린더 후류의 환산 주파수가 변해도 거의 변하지 않고 있다. 이것으로 보아 후류의 유무에 따른 차이는 뚜렷하나 주파수의 변화에 대하여는 그 영향이 작은 것으로 보인다.

Fig. 12는 익렬 상류의 총압($P_{t,1}$)과 하류 총압($P_{t,2}$)을 식 (1)에 의해 총압손실(ΔP_t)을 구하고, 이것을 후류가 없을 때의 총압손실 $\Delta P_{t,o}$ 로 무

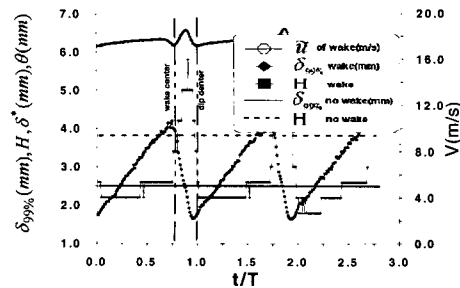


Fig. 9 Boundary layer thickness and shape factor (72% chord, $\omega=0.5$)

차원화 한 것을 나타낸 것이다.

$$\Delta P_t = \int_{1 \text{ pitch}} \frac{(P_{t,1} - P_{t,2})}{1 \text{ pitch}} dz \quad (1)$$

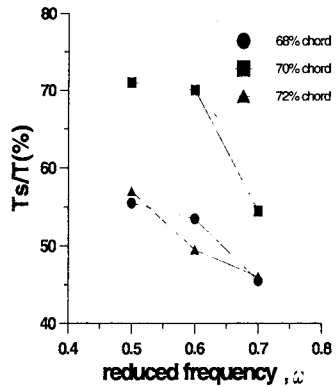


Fig. 10 Separation period at various reduced frequency

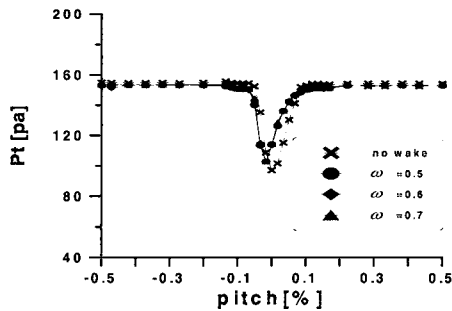


Fig. 11 Distribution of total pressure at down stream of cascade

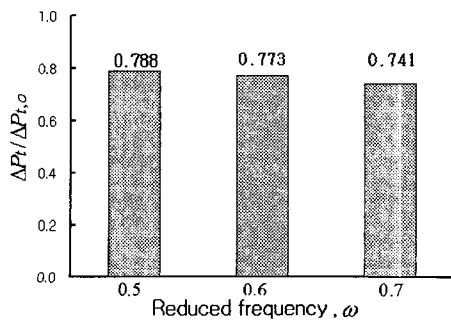


Fig. 12 Total pressure loss

이 그림에서 후류가 유입되는 경우의 $\Delta P_t / \Delta P_{t,0}$ 의 값이, ω 가 0.5, 0.6, 0.7일 때 각각 0.788, 0.773, 0.741로 나타났다. 이것으로 후류가 있음으로써 총압손실은 20% 이상 크게 감소하고, 여기에 추가해서 작기는 하지만 ω 의 증가(0.5에서 0.7로)에 대하여 총압손실이 4.9% 감소하고 있음을 알 수 있다.

후류가 유입됨으로써 박리가 억제되어 총압손실이 20% 이상 감소하는 현상은, 정지후류에서 후류가 익면 가까이를 지날 때에 나타나는 손실증가 현상과⁽⁴⁾는 상반된다. 이것은 정지후류의 경우 강한 난류성분이 계속적으로 공급됨으로써 박리영역을 포함한 상류 쪽의 경계층이 일찍 천이 또는 난류 경계층으로 변함으로써 손실이 증가한 것으로 볼 수 있으며, 이에 대해 주기적 후류의 경우는 경계층에 난류성분이 주기적으로 공급되므로 정지후류의 유입의 경우에 비하여 난류 강도가 약하며 박리의 발생 억제에 의한 긍정적인 효과가 상대적으로 크게 나타난 결과라고 설명될 수 있다. 또한 ω 의 증가에 대하여 총압손실이 감소하고 있는 것은 환산 주파수의 증가에 따라 한 주기 당의 박리발생의 지속시간이 짧아지고 이로써 총압손실이 감소하여 날개 성능 개선에 긍정적인 효과가 나타난 결과라고 설명될 수 있다.

4. 결론

본 연구는 익렬축에 수직한 방향으로 코드길이의 50% 전방의 위치에서 후류를 발생시키는 실린더를 익렬축 방향으로 이동시키면서 익 부압면 상의 경계층의 속도분포와 난류성분을 측정하였고, 또한 주기적 후류로 인한 익 손실에의 영향을 보기 위해 익렬 입구와 출구에서의 총압을 측정하였다. 이들의 실험 결과로부터 다음의 결론을 얻었다.

(1) 실린더 후류가 빠른 속도로 익렬 날개를 지날 때, 부압면 전체의 날개 경계층 내외에서 실린더 점성 후류의 속도결손(제1의 속도결손)이 나타나며, 이어서 후류주기의 0~30% 정도 지연되어 지나가는 강한 난류로 인해 코드길이의 약 60~70%위치에서 나타나고 있는 박리경계층이 재부착하여 이로 인해 경계층 외곽에서의 유동에 제2의 속도결손이 발생하였다.

(2) 익렬 전방의 주기적 후류가 경계층 속도분포에 미치는 영향은 코드길이의 60%의 위치 부근보

다 하류에서 나타나며, 후류의 주기적 통과와 함께 경계층 속도분포도 주기적으로 변화한다. 제1의 속도결손이 통과하는 순간에는 발달된 박리형의 속도분포가, 제2의 속도결손이 통과하는 순간에는 박리가 소멸되고 재부착으로 이행해 가는 형태의 속도분포가, 그리고 한 주기의 중간에서는 비교적 안정된 난류형 경계층 속도분포가 나타났다.

(3) 환산 주파수가 $\omega=0.5\sim0.7$ 사이에서 변화하는 경우 박리는 코드길이의 70% 위치에서 가장 장시간 발생하였으며, 이 위치에서의 박리 지속시간은 $\omega=0.5$ 일 때 후류 주기의 약 72%였으며, ω 의 증대와 함께 감소하여 $\omega=0.7$ 일 때는 약 55%로 감소하였다.

(4) 익렬 전방의 주기적 후류로 인해 박리발생이 부분적으로 억제되어 익 손실이 약 20% 정도 감소하는 효과가 나타났으며, 환산주파수가 $\omega=0.5\sim0.7$ 로 증가함으로써 박리의 발생률이 감소하여 익 손실도 약 4.9% 감소하였다.

후 기

본 연구는 한국과학재단 특정연구 과제(2000-2-0772)로 수행되었으며, 지원에 감사합니다.

참고문헌

- (1) Engber, M. and Fottner, L., 1995, "The Effect of Incoming Wakes on Boundary Layer Transition of a Highly Loaded Turbine Cascade," *AGARD*, CP-571.
- (2) Schulte, V. and Hodson, H. P., 1998, "Unsteady Wake-Induced Boundary Layer Transition in High Lift LP Turbines," *T. of ASME J. of Turbomachinery*, Vol. 120, pp. 28~35.
- (3) Poengen, C. and Gallus, H. E., 1991, "Three-Dimensional Wake Decay Inside of a Compressor Cascade and Its Influence on the Downstream Unsteady Flow Field: Part I Wake Decay Characteristics in the flow passage," *T. of ASME, J. of Turbomachinery*, Vol. 113, pp. 180~189.
- (4) 김형주, 조강래, 주원구, 2001, "상류후류의 익렬 유동에 미치는 영향에 대한 실험적 연구," *대한기계학회논문집 B권*, 제25권, 제3호, pp. 330~338.