

주기적 상류 후류의 익 경계층과 손실에 미치는 영향에 대한 실험적 연구

임인원* · 조강래** · 주원구**

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. According to a wake-passing through the cascade, two velocity deficits appear near the boundary layer contour in the downstream from about 60% chord-length. The first velocity deficit is caused by a periodic wake and the second one appears after some delayed time. The second velocity deficit may be interpreted as the results of reattachment of flow-separation. The higher reduced frequency decreases the duration time of separation appearance and the lesser loss of aerofoil is resulted.

기호설명

x : 익 코드 방향의 좌표 (전연이 원점), mm
 y : 익 벽면으로부터의 수직 거리, mm
 C : 익현장, mm
 Cp : 압력 계수 ($= (p - p_1) / 0.5 \rho U^2$)
 p : 익면 정압, Pa
 p₁ : 익렬 입구 정압, Pa
 U : 익렬 입구 유속, m/s
 \bar{u} : 위상평균 속도, m/s
 \overline{u} : 시간평균 속도, m/s
 t : 시간, sec
 T : 실린더가 실린더의 1피치를 통과하는 시간(주기), sec

P_t : 총압, Pa
 ΔP_t : 총압 손실, Pa
 $\Delta P_{t,0}$: 후류가 없을 때의 총압 손실, Pa
 P_{t,in}, P_{t,out} : 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 이동 속도, m/s
 S_c : 실린더 피치, mm

1. 서론

축류터보기계의 익렬에서 발생하는 익 후류는 하류 쪽 익렬의 익면 경계층이나 익과 허브사이의 경계층 그리고 익 말단 틈새 유동 등에 상당한 영향을 미친다.^(1,2)

상류로부터의 후류가 익 성능에 미치는 영향을 연구하는 경우, 상류 쪽의 후류는 보통 실린더

* 연세대학교 기계공학과 대학원

** 회원, 연세대학교 기전공학부

후류로 대체된다. 후류는 와류분포로 구성되어 있고, 유동에 따라 속도 결손율이 감소하는데, 이 감소로 인해 와류는 확산되어 난류운동으로 변한다. 이에 관한 연구로서 실린더 후류가 익렬통로를 통과할 때 후류의 속도결손율은 감소하고 난류강도는 오히려 증대한다는 연구결과가 있다.⁽³⁾

최근에 터빈 익렬(T106)에 대해 후류가 터빈에 진입하는 익 전연부근의 위치를 기준으로 하여 층류박리의 소멸, 천이점의 이동, 익 형상손실의 최대치와 최소치 등에 관한 연구결과가 발표되었다. 또 실린더 후류가 연속적으로 이동하는 경우 후류의 특정주기와 특정 난류강도에서 부압면의 박리를 방지하고 익 형상손실을 최소화할 수 있다는 연구결과가 있다.⁽²⁾

본 연구는 정지 후류가 압축기 익렬유동에 미치는 영향을 연구한 선행 연구⁽⁴⁾에 이어 주기적 후류가 부압면에 발생한 박리유동에 미치는 영향을 후류 주기와 박리 발생의 주기와의 관계 및 후류 주기와 익손실과의 관계에 초점을 맞추어 연구하여 정지 후류의 경우와 비교검토 하였다.

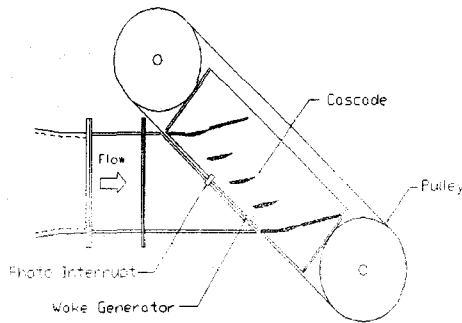


Fig. 1 Schematic diagram of experimental apparatus

2. 실험 장치 및 방법

2.1 실험장치

본 연구에서 사용된 실험용 캐스케이드 및 주기적 후류를 생성하는 장치의 개략도는 Fig.1과 같으며, 실험에 사용된 풍동은 취출형이다. 풍동 출구의 시험부 단면은 457×457(mm)이며, 실험 조건에서의 난류 강도는 0.3% 미만이다. 여기에 축소비가 2:1인 사각형 노즐(폭 457mm×높이 200mm)이 연결되어 있고, 이어서 연결된 사각형

(폭 1050mm×높이 200mm)단면 덕트의 시험부 내부에 5개의 익형으로 된 직선 익렬이 피치 177mm로 배치되어 있다.

본 연구에서 주기적 후류가 익성능에 미치는 영향을 보기 위하여 타이밍 벨트 위에 익 스펠보다 약간 긴 실린더를 부착하여 익 전연에서 익렬축과 수직전방으로 코드 길이의 50%에 해당하는 75mm 지점을 실린더가 지나가도록 회전시켰다.

풀리의 직경은 익렬 후방으로 지나가는 실린더가 상류의 익렬유동에 미치는 영향을 최소화하기 위해 익 코드 길이보다 두배 이상이 되도록 선정하였다. 익형은 NACA65-0910이며, 코드 길이는 150mm, 중횡비는 1.33, 현절비는 0.845, 엇갈림 각은 40°, 영각은 10.7° 이다. 후류생성을 위한 실린더의 직경은 실험용 익렬 익 후연에서의 운동량 손실과 같은 손실을 갖는 3.5mm 직경의 실린더를 사용하였으며, 실린더 피치는 140mm로 하였다.

2.2 실험방법

주기적 후류는 후류가 익렬을 통과하는 사이에 실린더가 진행하는 거리와 피치와의 비, 즉 한 피치에 유입되는 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. 환산 주파수에 대한 실린더 속도는 각각 8.8, 10.1, 11.7m/s이다.

2.2.1 익면 정압 분포 측정

익의 스펠 중앙부 표면의 정압은 압력면에 8개의 압력 측정 탭을, 부압면에는 압력의 변화가 심할 것으로 예상하여 더 많은 13개의 정압 측정 탭을 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 사용한 센서는 TSI사의 단일 필름 프로우브를 사용하였고, 측정속도는 환산 주파수가 제일 큰 $\omega=0.7$ 일 때에 주기적 후류의 한 주기 내에서 50개의 데이터를 획득할 수 있는 4,140 Hz로 설정하였고, 위상 평균 속도 및 위상 평균 속도 변동량은

Photo-interrupter를 사용하여 같은 위상에서 150개의 데이터를 획득하여 평균하였다.

익 표면과 센서와의 거리는, 경계층 열선을 날개 표면에 접촉시킨 상태에서 최소 분해능이 0.02mm인 이송장치를 사용하여 0.1mm씩 이동하면서 풍속계의 출력을 측정해가며 신호가 불연속적으로 나타나기 시작하는 위치를 측정 시작점으로 하여 여기를 0.1mm지점으로 하여 산출하였다. 경계층 열선의 필름은 프롱(prone)끝의 중심지점에 부착되어 있으므로 경계층 열선이 날개 표면에 직접 닿는 부분은 열선의 센서부가 아니라 프롱의 하단부이었기 때문에 센서부와 날개 표면과의 접촉은 없었다. 그리고 경계층 열선을 날개에 접촉시킨 전후에 대한 열선 검정곡선에는 변화가 없었으며, 열선의 측정 오차는 속도검정에서 최대 3%였다.

2.2.3 총압 측정

익렬 익의 손실을 구하기 위해 소형 Kiel 총압관과 Scanivalve를 이용하여 익 전연에서 상류 30mm 위치와 익 후연에서 하류 30mm 위치에서 피치방향으로 총압을 측정하였다. Kiel 총압관의 중심축에 대해 $\pm 30^\circ$ 범위 내의 유동에 대하여는 오차를 무시할 수 있었다.

3. 실험 결과

3.1 익면 정압 분포

Fig. 2는 익면 상의 압력분포를 무차원 표시한 것이다. 그림에서 보듯이 후류의 유무에 관한 4가지 경우에 대하여 압력면에서의 압력 분포는 큰 차이를 보이지 않는다. 그러나 부압면에서는

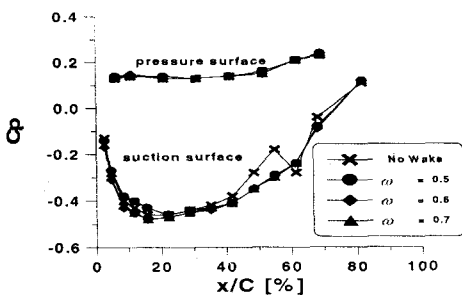


Fig. 2 Pressure distributions on blade surface

후류가 유입되지 않는 No Wake의 경우에, 약 60% 코드 길이의 위치에서 날개 표면의 압력이 회복되지 못하고 떨어지는 분포를 보이고 있지만 상류에서 후류가 유입되는 경우는 모든 ω 에서 순조로운 압력 회복을 보이고 있다. 이와 같이 날개 표면에서의 압력분포는 상류에서 유입된 후류의 유무에 따라 차이가 있지만 유입된 후류의 주파수 변화에 따른 차이는 나타나지 않았다. 후류가 없는 경우 부압면에서의 이와 같은 압력강하는 박리의 발생에 의한 현상으로 생각할 수 있다.⁽⁴⁾ 따라서 후류가 없는 경우에 발생하는 박리가 후류의 유입으로 감소 또는 억제되고 있는 것으로 볼 수 있다.

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. 주기적 후류는 시간평균 경계층 속도분포를 기준으로 보았을 때 코드길이 60%위치보다 하류에서 그 영향이 나타나기 시작하였으며, 70% 위치부근보다 하류에서는 정지 후류(정지후류가 익 전연에 부딪치는) 경우와 유사한 속도 분포를 나타내었고, 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 변동속도 성분에는 주기적 후류에 의한 속도변동이 포함되어 있으므로 엄밀한 의미에서의 난류성분이

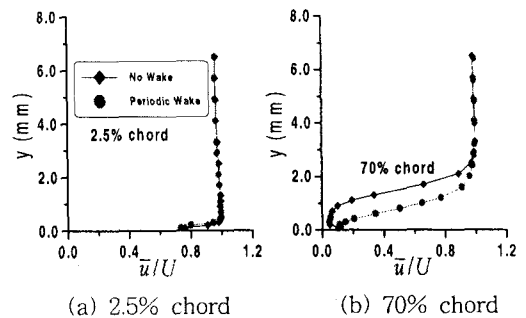


Fig. 3 Time-averaged velocity profiles($\omega=0.7$)

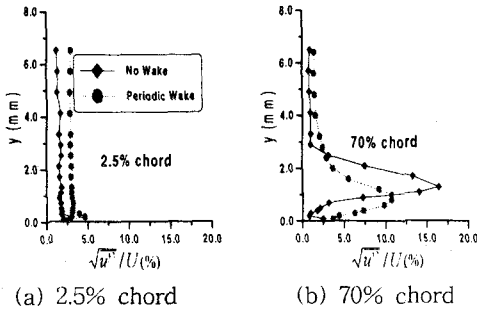


Fig. 4 Turbulent intensities in boundary layers ($\omega=0.7$)

라고 할 수 없으나 여기서는 그러한 성분의 구별은 안 하기로 한다. Fig.4와 같은 부압면 전체에 대한 난류성분분포를 검토한 결과 주기적 후류는 시간평균 경계층 유동에 난류성분을 추가하는 효과를 나타내었고, 코드길이 60%위치보다 하류에서의 난류성분의 피크 점은 후류가 없을 때는 벽에서 멀어지는 것에 비해 계속 벽 가까이 머물고 있다. 이것은 코드길이 60%하류에서 후류가 없을 때 발생하였던 유동 박리에 주기적 후류가 영향을 미친 결과라고 할 수 있다. 이와 거의 유사한 현상이 정지후류(정지 후류가 익 전면에 부딪히는) 경우에도 나타나고 있었다.

3.4 위상 평균 경계층 속도분포 및 난류성분

Fig.5는 후류가 유입되는 경우 중에서 $\omega=0.7$ 인 경우의 위상 평균 속도 변화를 나타낸 것이다. 이것을 보면, 2.5% 코드 길이에서의 속도 변화에서 볼 수 있듯이 입구에서 유입된 후류가 날개의 표면에 부딪쳐서 경계층의 내부까지에도 유입된 후류의 형태가 나타나고 있는 것을 볼 수 있다.

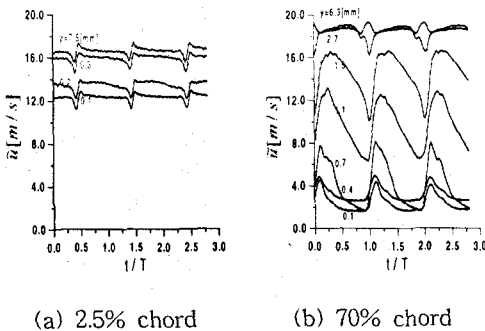


Fig. 5 Phase-averaged velocity variations ($\omega=0.7$)

코드 길이가 60~90%위치에서의 경계층 외곽부에서는 한 주기 내에 두 개의 속도결손(deficit) 즉, 두 개의 오목한 부분이 나타나고 있다. 둘 중 먼저 나타나는 것(t/T 가 작은 쪽, 이것을 제1의 속도 결손이라고 함)이 실린더 점성후류에 의한 것이며, 이어서 나타나는 것(t/T 가 큰 쪽, 이것을 제2의 속도 결손이라고 함)은 실린더 후류에 의한 난류성분이 경계층 내부에 유입된 결과 박리 경계층이 재부착하여 천이 경계층 혹은 난류 경계층으로 변화함으로써 날개 표면가까이에서는 보다 큰 속도구배(Fig.3 참조)를 가지게 되고, 경계층 내의 상부 쪽에서는 완만한 속도구배를 가지는 속도분포로 되기 때문에 나타나는 연속조건에 관련된 현상이라고 할 수 있다. 그리고, 후류에 의해 경계층 내부에 유입된 난류성분의 최대치가 나타나는 위상차이는 Fig.6의 예에서 알 수 있듯이 익면의 위치와 벽면에서의 거리에 따라 달리 나타나지만 점성후류의 중심보다 $(0\sim 0.3)t/T$ 정도의 위상차를 두고 나타나고 있다.

경계층 내의 속도 분포는 주기적 후류로 인해 주기적으로 변화할 것이다. 그러나 박리가 나타나지 않는 코드 길이 50~60%지점까지의 속도분포는 후류가 존재하지 않는 경우와 별다른 차이가 없었다. 후류가 없을 때 박리가 나타나는 코드길이 70%와 80%지점을 살펴본 것이 Fig.7이다. 이 그림은 점성에 의한 가장 큰 속도 결손(제1의 속도 결손)의 후류의 중심이 지날 때와 후류가 지난 후에 $(0\sim 0.3)t/T$ 정도의 위상 차를 두고 따라오는 큰 난류성분의 피크가 지날 때, 그리고 후류의 영향이 적게 나타나는 두 후류사이의 중간 위상에서의 속도분포를 후류가 없을 때의 것과 비교되어 있다. 이것으로 경계층의 속도분포가

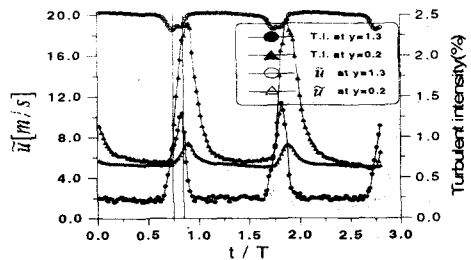
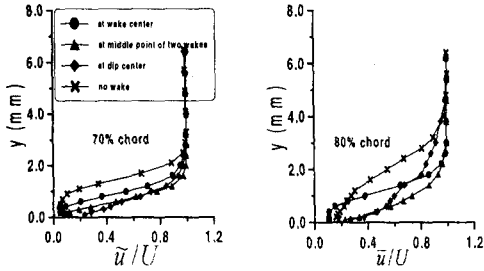


Fig. 6 Variation of velocities and turbulent intensities in boundary layer at 50% chord-length ($\omega=0.7$)



(a) 70% chord (b) 80% chord

Fig. 7 Velocity profiles at specific phases

주기적 후류에 의해 주기적으로 변하고 있음을 알 수 있다.

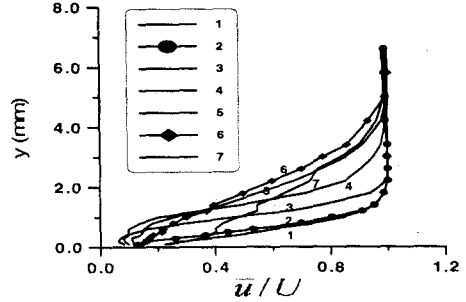
3.5 경계층 속도 분포, 두께 및 형상계수

Fig.8(a)는 주기적 후류의 1주기 사이에 경계층 속도분포가 변화하는 양상을, Fig.8(b)는 1주기 사이의 위상 평균 속도의 시간적 변화를 나타내며, 세로축에 평행한 선의 번호는 그림(a)의 번호와 서로 대응한다. 그림(a)중에서 박리발생시작은 번호 2로, 박리가 끝나는 순간은 번호 6으로 표시된다. 번호 2~6까지는 박리가 성장해 가는 과정을 나타내며, 번호 7은 제2의 속도결함위상에서 강한 난류성분의 통과로 인해 경계층이 급속히 천이 경계층 또는 난류 경계층으로 변화하는 과도기의 속도분포를 나타내고 있다. 번호 1은 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 감소한다. 반대로 번호 6의 경우는 Fig.9에서 알 수 있듯이 경계층 두께는 최대치가 되며, 경계층 외곽의 속도는 역시 연속조건을 만족시키기 위해 순간적으로 최대치를 나타낸다.

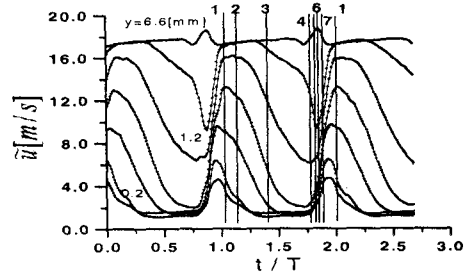
주기적 후류가 없을 때의 형상계수 H 는 3.8정도로 일정하게 나타나고 있으며, 틀림없는 박리 유동상태임을 알 수 있다. 그리고 경계층 두께 $\delta_{99\%}$ 도 2.5정도의 일정한 값을 나타내고 있다. 이 두께는 주기적 후류에 의한 $\delta_{99\%}$ (2.2mm~5.0mm)의 최소치(재부착 상태)보다 크므로 이것으로도 박리 경계층에 해당한다고 할 수 있다.

3.6 주파수 변화가 박리발생에 미치는 영향

후류의 환산 주파수의 변화가 익면 경계층 및



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



(b) Phase-averaged velocity variation

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

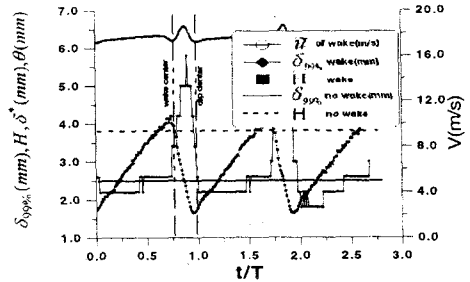


Fig. 9 Boundary layer thickness and shape factor(72% chord, $\omega = 0.5$)

박리의 발생에 미치는 영향을 보기 위하여 코드 길이가 64~74%지점의 구간을 2%간격으로 경계층의 속도 분포를 측정하였다.

Fig.10은 박리가 발생하는 위치인 68%지점에서 ω 가 0.5, 0.6, 0.7일 때의 위상평균 속도변화를 나타낸 것이다. 환산 주파수가 클 수록 후류의

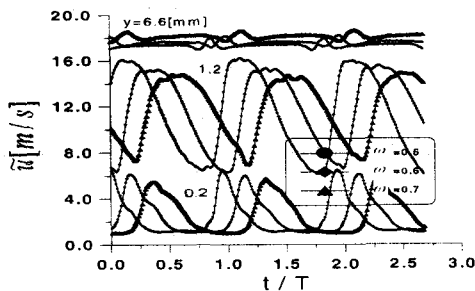
위상이 늦게 나타나고 있다. 그것은 그림의 가로 축의 값, t/T 의 T 가 실린더의 1 피치 구간의 통과 시간이므로 ω 가 클수록 T 가 작아지기 때문에 나타나는 현상이다. 환산 주파수는 3가지로 변경되었으나 시간 평균 속도분포에는 큰 차이가 나타나지 않았다.

또한, 한 주기당 박리가 발생하는 박리의 지속 시간(T_s)을 환산 주파수의 변화에 대해 비교해 보았다.

Fig.11은 후류의 통과주기 T 중에서 박리가 일어나고 있는 시간 T_s 와 T 와의 비 T_s/T 를 후류의 환산 주파수 ω 의 변화에 대해 나타낸 것이다. 코드길이의 70%위치에서 박리의 지속시간이 가장 길었으며, 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 주파수가 커질 수록 박리의 지속시간의 비율이 짧아져서 유동의 안정성 측면에서 안정적인 유동구조를 나타낼 것이며, 날개의 성능 개선에도 기여할 것으로 기대된다.

3.7 주파수 변화가 총압손실에 미치는 영향

Fig.12는 익렬의 후방에서의 총압분포를 나타낸 것이며, 그림에서 피치의 양 값은 부압면 쪽을 나타낸다. 후류가 없는 경우는 후류가 유입되는 경우보다 후류의 깊이가 더 깊게 나타나고 있다. 이것은 박리의 발생으로 날개 표면에서 총압손실이 보다 크게 나타난 결과라고 할 수 있다. 후류가 있는 경우의 총압 분포는 후류의 환산 주파수가 변해도 거의 같게 나타나고 있다. 이것으로



(a) 68% chord

Fig.10 Velocity variation at various reduced frequencies

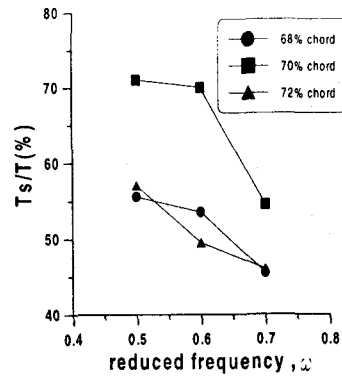


Fig. 11 Separation period at various reduced frequency

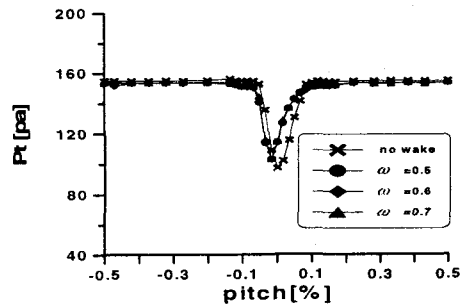


Fig. 12 Distribution of total pressure at down stream of cascade

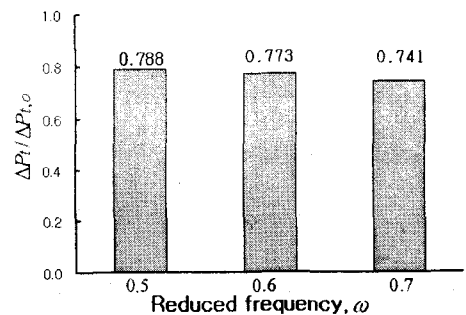


Fig. 13 Total pressure loss

보야 후류의 유무에 따른 차이는 뚜렷하나 주파수의 변화에 대하여는 그 차이가 미소한 것으로 보인다.

Fig.13은 익렬 상류의 총압($P_{t,in}$)과 하류 총압($P_{t,out}$)을 식 (1)에 의해 총압 손실(ΔP_t)을 구하여 후류가 없을 때의 총압손실 $\Delta P_{t,0}$ 로 무차원

화한 것을 나타낸 것이다.

$$\Delta P_t = \int_1^{pitch} \frac{(P_{t,in} - P_{t,out})}{1 \text{ pitch}} dy \quad (1)$$

이 그림에서 후류가 유입되는 경우의 $\Delta P_t / \Delta P_{t,o}$ 의 값이, ω 가 0.5, 0.6, 0.7 일 때 각각 0.788, 0.773, 0.741로 나타나 후류가 없을 때보다 총압손실이 20%이상 감소한 것을 알 수 있고, ω 가 증가할수록 작기는 하지만 총압손실이 작아지고 있음을 알 수 있다. 후류가 유입됨으로써 박리가 억제되어 총압손실이 20%이상 감소되는 현상은, 정지후류에서 후류가 익면 가까이를 지날 때에 나타나는 손실증가 현상과는 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 공급되는 것이므로 정지후류의 경우에 비하면 난류 강도가 약하며 박리 억제에 의한 긍정적인 효과가 나타난 결과라고 설명될 수 있다. 한편 ω 의 변화에 대해서는 환산 주파수의 증가에 따라 한 주기당의 박리발생 지속시간이 감소로 나타나며, 그 결과 총압손실이 감소하여 날개 성능 개선에 긍정적인 효과가 나타난 것이라고 설명할 수 있다.

4. 결론

1. 실린더 후류가 빠른 속도로 익털 날개를 지날 때, 부압면 전체의 날개 경계층 내외에서 실린더 점성 후류의 속도결손(제1의 속도결손)이 나타나며, 코드 길이의 약 60%위치 부근(후류가 없을 때 박리유동이 발생하기 시작하는 위치 부근) 부터는 벽면의 위치와 벽면에서의 거리에 따라 후류 주기의 (0~30)%정도 지연된 후에 난류 강도 분포의 피크 점(강한 난류 집단)이 지나가므로 인해 제2의 속도결손이 발생하였다.
2. 주기적 후류가 경계층 속도분포에 미치는 영향은 코드길이의 60%위치 부근보다 하류에서 나타나며, 후류의 주기적 통과와 함께 경계층 속도분포도 주기적으로 변화한다. 제1의 속도결손

이 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, $\omega=0.5 \sim 0.7$ 사이에서 변화하는 경우 박리는 코드길이의 70%위치에서 가장 장시간 유지되었으며, 이 위치에서 박리지속시간은 $\omega=0.5$ 일 때 후류 주기의 약 70% 이었다. 그리고 ω 의 증대와 함께 감소하여 $\omega=0.7$ 에서 약 55%로 감소하였다.

4. 주기적 후류는 박리발생을 부분적으로 억제함으로써 익 손실을 약 20%정도 감소시킬 수 있는 효과를 나타냈으며, 후류의 주기가 $\omega=0.5 \sim 0.7$ 로 증가함에 따라 박리의 발생율은 감소하여 익 손실도 약 4.9%의 감소를 나타내었다.

후 기

본 연구는 한국과학재단 특정연구 과제(98-02-00 -13-01-3)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 1 Wake Decay Characteristics in the flow passage", *T. of ASME, J. of Turbomachinery*, Vol. 113, pp. 180~189.
- (4) 김형주, 조강래, 주원구, 2001, "상류후류의 익털 유동에 미치는 영향에 대한 실험적 연구", *대한기계학회논문집 B권*, 제25권, 제3호, pp.330~338.