

상류 후류의 익렬 유동에 미치는 영향에 대한 실험적 연구

김형주* · 조강래† · 주원구**
(2000년 6월 21일 접수, 2001년 1월 15일 심사완료)

Experimental Study on the Effects of Upstream Wakes on Cascade Flow

Hyung-Joo Kim, Kang-Rae Cho and Won-Gu Joo

Key Words: Axial Compressor(축류송풍기), Cascade(익렬), Rotor-Stator Interaction(동익-정익 간섭), Wake(후류), Boundary Layer(경계층), Turbulent Intensity(난류강도), Velocity Defect(속도 결손)

Abstract

This paper is concerned with the effect of cylinder wakes upstream on blade characteristics of compressor cascade(NACA 65 series). At first, it is found that the velocity defect ratio of cylinder wake varies according to the acceleration and deceleration in a flow field but, is conserved nearly constant at flow downstream the cascade, irrespective of the flow path in the cascade. When a cylinder wake flows along near the suction surface of the blade, or impinges on the leading edge, the turbulent velocities are supplied on or inside the outer edge of boundary layer near the leading edge of suction surface, and the transition to a transitional or turbulent boundary layers is induced, so that the laminar separation is prevented, but the profile loss increases. The transition of boundary layer to a transitional or turbulent one is strongly related with the strength of added turbulent velocities near the leading edge on the suction surface, which is influenced by the flow path of a cylinder wake.

기호설명

- x : 익렬축 방향과 수직 방향 좌표 (전연이 원점)
- y : 익 벽면으로부터의 수직 거리
- z : 익렬축 방향
- C : 익 현장
- C_x : x방향으로의 익현장
- C_p : 압력 계수 (= (p - p₁) / 0.5ρ U²)
- p : 익 표면 정압
- p₁ : 입구 압력
- P_t : 총압

- U : 익렬 전방 유속
- U_m : 측정 방향 위치에서의 평균 유속
- U₀ : 주 유동속도
- u : 평균유출 방향의 속도성분, 경계층 내의 속도
- u_c : 후류 중심에서의 속도
- $\sqrt{u'^2}$: 난류도(RMS)
- ρ : 공기 밀도
- L.E : 익 전연
- T.E : 익 후연
- P.S : 압력면
- S.S : 부압면

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

1. 서론

축류터보기계의 익렬에서 발생하는 익후류는 하류쪽 익렬의 익면 경계층이나 익과 허브 사이의 경계층 그리고 익말단 틈새유동 등에 상당한

영향을 미친다. 익과 허브 사이에서 발생하는 말발굽와류와 거기서 발생하는 유동박리는 상류후류로인해 억제되어 익렬성능의 저하가 방지되는 효과가 있는 것으로 알려져 있다.^(1,2)

한편 중간 스패의 익경계층은 상류의 후류로 인해 익 전연 가까이에서부터 천이경계층 및 난류경계층이 형성되어 부압면에 발생하고 있는 층류박리가 억제된다.^(1,3) 그러나 층류박리의 소멸에도 불구하고 익 형상손실은 증가한다. 이 손실의 증가원인으로서 경계층의 천이점이 상류쪽으로 이동한다는 것⁽³⁾ 또는 익말단에서의 유동의 영향⁽⁴⁾ 등 때문이라고 한다.

상류로부터의 후류가 익성능에 미치는 영향을 연구하는 경우 상류쪽 후류는 보통 실린더 후류로 대체된다. 실린더 후류가 익렬통로를 통과할 때 겪는 후류의 변화는 후류가 자유유동장을 지나갈때와 다르다.⁽⁵⁾ 후류는 와류분포로 구성되어 있고 유동에 따라 속도결손율이 감소하는데, 이 감소로 인해 와류는 확산되어 난류운동으로 변한다. 이에 관한 연구로서 실린더 후류가 익렬통로를 통과할 때의 후류의 속도결손율은 감소하고 난류도는 오히려 증대한다는 연구결과가 있다.⁽⁵⁾ 따라서 실린더 후류가 익렬에 미치는 영향은 익렬에 대한 상대위치에 따라 크게 달라질 것이므로 후류의 위치가 경계층내의 속도분포와 난류도에 미치는 영향 등을 검토하여 이들의 영향이 익성능에 미치는 관계를 연구할 필요가 있다.

최근에 터빈익렬(T106)에 대해 후류가 터빈에 진입하는 익 전연부근의 위치를 기준으로 하여 층류박리의 소멸, 천이점의 이동, 익 형상손실의 최대치와 최소치등에 관한 연구결과가 발표되었다.⁽⁶⁾ 또 실린더 후류가 연속적으로 이동하는 경우 후류의 특정주기와 특정 난류도에서 부압면의 박리를 방지하고 익 형상손실을 최소화할수 있다는 연구결과가 있다.⁽⁷⁾

이상으로 지금까지의 연구는 주로 상류 후류 속에 있는 터빈 익에 주목하여 하류익의 익 성능에 미치는 영향이 연구되어 왔다. 본 연구는 압축기 익으로 많이 사용되는 NACA 65계열 익에 대해 상류후류의 하류 익렬에 대한 상대 위치를 광범위하게 바꾸어 상류후류의 하류익렬에 대한 상대 위치에 따른 영향을 검토하고, 후류의 영향이 크게 나타나는 후류 위치에 대해 부압면 박리점을 중심으로 익면 경계층의 거동을 난류도와

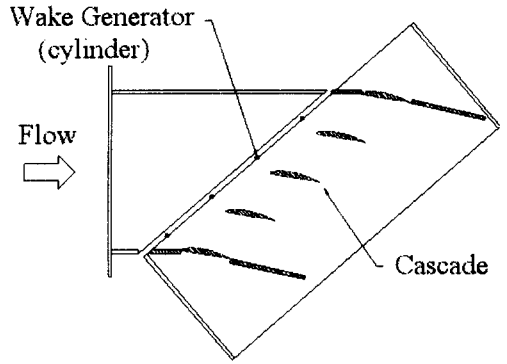


Fig. 1 Schematic diagram of experimental apparatus

관련시켜 후류의 영향을 규명한다. 그리고 익 형상 손실은 실린더 후류가 합류된 하류 쪽 유동에서의 총압손실과 운동량 손실로부터 산출하여 익형상 손실의 증대와 실린더 후류에 의한 난류도 증대와와의 관계를 규명한다.

2. 실험 장치 및 방법

2.1 실험장치

본 연구에서 사용된 실험용 캐스케이드 실험장치는 Fig. 1과 같으며, 실험에 사용된 풍동은 취출형(Blow-down type)이다. 이 풍동 출구의 시험부 단면은 457×457(mm)이며, 실험 조건에서의 난류 강도는 0.3% 미만이다. 여기에 축소비가 2:1인 사각형 노즐(폭457mm×높이200mm)이 연결되었다. 여기에 이어서 연결된 시험부는 폭 1050 mm 이고, 높이 200 mm 의 사각단면 덕트이며 내부에 5개의 익이 직선익렬로서 배치되어 있다. 익형은 NACA65-0910으로 익현장은 150 mm 이고, 익형의 높이(스팬)는 200 mm 이다. 익형의 엇갈림 각은 40°이며, 익렬 피치는 177 mm 이다. 레이놀드 수는 익현장과 입구유속을 기준으로 18,000에서 실험하였다.

2.2 실험방법

본 연구에서 후류가 익에 미치는 영향을 보기 위하여 익렬 축과 수직전방으로 익현 길이의 50%에 해당되는 75mm 지점에 실린더를 두고 Fig. 2에서와 같이 제시된 것처럼 후류가 날개의 전연

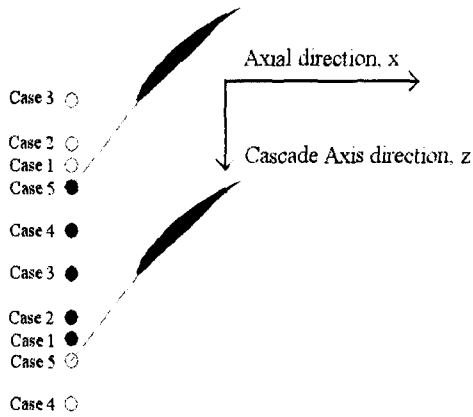


Fig. 2 Locations of cylinders

에 부딪치는 위치(case5)에서 익렬 축방향으로 피치 P의 12.5%, 25%, 50%, 75%, 100%의 위치로 그 위치를 바꾸었다. 실린더 후류의 궤적이 부압면에서 압력면으로 나타나는 순서대로(Fig. 4 참조) case 1, case 2, case 3, case 4, case 5로 명명하여 실린더가 없는 경우를 case 0이라고 한다. 실린더의 직경은 균일 유동장에서 같은 익형의 후연이 실린더 위치와 같은 위치에 있을 때 하류 쪽 익렬 전연에서 익렬 후류의 운동량 두께(momentum thickness)와 같은 운동량 두께를 갖도록 정하였다. 그 결과로서 실린더의 직경은 3.5mm로 정하였다. 본 실험에 사용되는 익형은 NACA65-0910으로서 설계 입구 유동각은 49°이며, 이 때의 입사각은 0°이었다. 본 실험은 이 유동각에서 실시되었다.

2.2.1 익 표면 정압 분포 측정

익의 스펠 중앙부 표면의 정압은 압력면에 8개의 압력 측정 탭을, 압력의 변화가 심할 것으로 예상되는 부압면에는 더 많은 13개의 정압 측정 탭을 통하여 측정되었다. 측정은 Scanivalve Corp.사의 16ch scanivalve가 사용되었으며, 계측기의 측정오차는 0.01% 이하이다.

2.2.2 익렬 내부 유로 유동장 측정

익렬 내부 유동장은 단일 경사 열선을 사용하여 3차원 유속을 측정하였다. 단일 경사열선의 측정오차는 속도검정에서 최대 3%, 각도 검정에서 최대 4%였다. 데이터 획득 속도는 2500 Hz로 설정하고 5,000개의 샘플을 평균 내었다. 속도의

측정 위치는 익의 전연을 기준으로 $x/Cx=0$ 으로 하고 상류쪽을 음의 방향, 하류쪽을 양의 방향이라고 하였을 때, x/Cx 가 -0.32, -0.06, 0, 0.17, 0.34, 0.51, 0.68, 0.85, 1, 1.06, 1.13, 1.26, 1.51인 13개로 하고, 익렬 축방향으로의 유속 측정점은 익렬 전방에서의 1피치구간과 익렬 내부의 부압면(suction-surface)과 압력면(pressure-surface) 사이의 20개 점에서 측정하였다. 익렬 후방에서는 주기성을 확인하기 위하여 1 피치 반의 구간에 대해서 30개 점에서 측정 하였다. 또한, 후류의 위치변화에 따른 익렬의 총압손실을 구하기 위하여 익 전연에서 익현 길이 40% 상류 지점에서의 1피치와 익 후연에서 익현 길이 50% 하류 지점에서의 1피치구간에서 20개 점을 kiel-probe를 사용하여 측정하였다.

2.2.3 익 경계층 속도 측정

경계층 측정에 사용된 센서는 TSI사의 단일 필름 프로브(single film type probe)를 사용하였고, 박리점이 이동하는 경우를 고려해서 데이터를 짧은 시간에서 측정할 수 있도록 데이터 획득 속도를 1,000 Hz로 높게 설정하였다. 데이터 개수도 두배로 많은 10,000개의 데이터를 평균하였다. 필름 프로브의 측정오차는 속도검정에서 최대 3%였다.

유속 측정은 프로브를 익 표면에 밀착시킨 상태에서 시작하였다.

3. 결과 및 고찰

후류의 궤적이 익과 비교적 멀리 떨어져 지나가는 경우인 case 3, case 4의 경우의 익면 압력 분포 및 경계층 속도 분포는 균일 유동 조건인 case 0의 경우와 거의 유사하게 나타났다. 따라서 본 연구에서는 주로 case 0, case 1, case 2, case 5의 측정결과를 제시하고 고찰한다.

3.1 익 표면의 정압 분포

후류의 위치에 따라 나타나는 압력 분포를 후류가 없을 때의 것과 비교한 것이 Fig. 3이다. Fig. 4는 익렬 통로 내부의 속도벡터와 실린더 후류의 궤적(굵은 파선)을 제시한 것이다. Fig. 3에서 압력면상에서의 압력분포는 후류의 유무에 따라 큰 변화는 없으나 상세히 보면 후류가 익면에

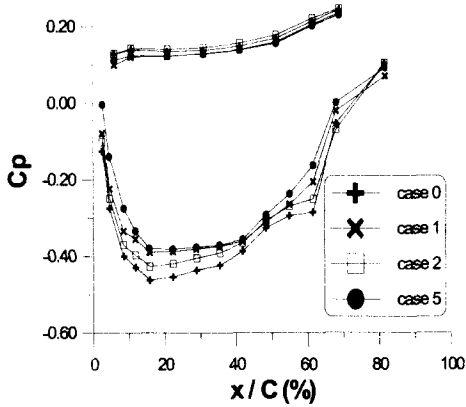


Fig. 3 Pressure distributions on blade surface

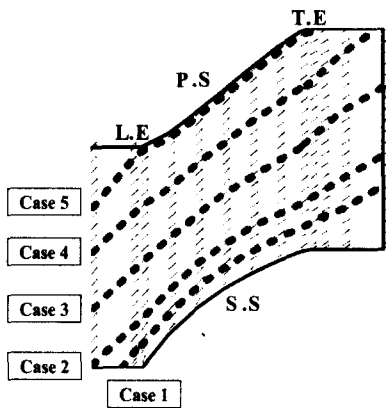


Fig. 4 Traces of wakes and velocity vector diagram

가까울수록, 즉 case 2, case 1, case 5의 순으로 분포형태에는 거의 변함이 없으나 압력의 크기는 약간이기는 하지만 작아지고 있다.

한편 부압면상의 압력분포는 후류의 존재로 인해, 그리고 후류의 위치에 따라 압력분포의 형태와 그 값이 압력면의 그것들에 비해 변화가 크다. 즉, 압력의 크기는 후류가 익면 가까이를 지나갈수록, 즉 case 2, case 1, case 5의 순으로 높아지고 있다. 압력 분포가 후연까지 측정되지 않았기 때문에 양력의 크기로 제시할 수는 없으나 양력의 상당부분을 담당하는 익형 80%까지의 압력 분포가 유사하게 변화하고 있는 것으로 보아 위의 압력분포의 변화로부터 후류가 존재함으로써

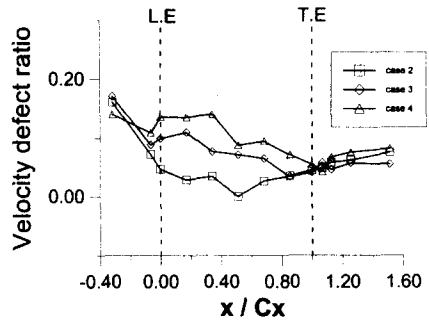


Fig. 5 Wake decay characteristics

양력은 감소한다고 할 수 있다. 본 연구의 경우 후류의 통과 위치가 case 5의 경우, 즉 후류가 익 전연에 부딪치고 있는 경우 양력의 크기는 제일 작게, 그리고 실린더 후류가 부압면에 제일 가까운 case 1의 순으로 작게 나타나고 있다. 다음에 부압면의 압력분포는 $x/C_x = 60\%$ 에서 후류가 없는 case 0에서 압력 상승이 크게 둔화되고 case 2의 경우도 유사한 경향을 보이고 있다. 그러나, 후류가 부압면에 보다 접근한 case 1과 후류가 전연에 부딪치고 압력면에 접근해서 지나가는 case 5의 경우 후연으로의 압력회복이 둔화됨이 없이 빠르게 나타나고 있음을 확인할 수 있다. 이것은 나중에 경계층의 검토에서 설명되는 유동 박리의 소멸로 인한 결과라고 설명될 수 있다. 그러나 이와 같은 유동 박리의 소멸에도 불구하고 양력은 유동 박리가 있는(case 0, 2) 경우보다 오히려 감소하고 있으며 양력 개선에는 효과가 없음을 알 수 있다.

3.2 익렬 내부의 유동장 및 손실

익렬 통로 내부의 유동장과 실린더 후류의 궤적은 Fig. 4와 같다. 후류의 속도결손율(velocity defect ratio)은 후류의 궤적에 따라 변화한다.

후류의 속도 결손율(velocity defect ratio)은 다음과 같이 정의된다.

$$velocity\ defect\ ratio = \frac{U_m - u_c}{U_m} \quad (1)$$

여기서 U_m 은 측정 방향위치에서의 평균속도이며, u_c 는 같은 측정 방향위치에서의 후류 중심의 속도이다. 익면 부근을 지나는 후류의 경우

후류로서의 형태를 식별하기 어려웠으므로 case 1과 case 5의 속도 결손율 분포는 제시할 수 없으나, case 2에서 case 4까지의 속도 결손율 분포는 Fig. 5와 같다. 실린더 후류의 속도 결손율은 익 전방에서 모두 크게 감소하고 있다. 그리고 익 통로 구간에서 부압력면 쪽을 지나는 후류(case 2)의 경우를 보면 익 통로 중간 위치까지 후류의 속도 결손율은 크게 감소하면서 중간 이후는 다시 증대하는 변화를 보이고 익렬 출구에 이르러 실린더의 모든 후류의 속도 결손율은 후류의 경로에는 거의 관계없이 일정한 값으로 되어 있다. 이와 같은 익렬 통로 내에서의 속도 결손율의 변화는 유동이 가속되는 곳(익 전연 바로 전방과 익렬 통로 중간 정도까지의 부압면 쪽)에서는 작은 속도일수록 크게 가속되어 속도 결손율이 감소로 나타나는 점을 고려하면 위의 속도 결손율의 변화는 익 통로내의 가속과 감속의 영향을 받은 결과라고 설명될 수 있고, 그 결과 익렬 통로 출구 이후의 유동장에서 거의 같은 속도 결손율로 나타난거스로 설명된다.

다음에 실린더 후류에 의한 익렬 유동의 운동량 손실을 검토한다. 익렬 하류에는 익의 후류와 실린더 후류가 겹치게 되며 case 1과 case 5의 경우 두 개 후류를 구별할 수 없게 된다. 그러므로 평균 유속에 의한 유동장과 두 가지 후류가 합친 유동장이 평균 유출방향으로 갖는 운동량(하첨자 u)의 차이, 즉, 익의 단위길이당의 운동량 결손량 $\Delta\theta_u$ 를 다음과 같이 계산한다.

$$\begin{aligned}\Delta\theta_u &= \rho U_m^2 \int_{1pitch} \left\{ 1 - \left(\frac{u}{U_m} \right)^2 \right\} dz \\ &= \rho U_m^2 \sum \left\{ 1 - \left(\frac{u}{U_m} \right)^2 \right\} \Delta z\end{aligned}\quad (2)$$

실린더 후류가 없는 균일 유동 유입일 때의 익렬 익의 후류에 의한 운동량 결손량을 $(\Delta\theta_u)_0$ 라고 하면, 실린더 후류와 익렬익의 후류로 인한 운동량 결손량 $\Delta\theta_u$ 의 $(\Delta\theta_u)_0$ 에 대한 비 $\Delta\theta_u / (\Delta\theta_u)_0$ 는 Fig. 6과 같다. 실린더 후류가 부압면 가까이를 지나는 case 1의 경우는 균일 유입 유동의 경우에 비해 운동량 결손이 약 2.7배로 나타나고 있다. 반면에 case 2와 case 3과같이 후류가 익에서 떨어져 있는 경우는 거의 1과 같고, case 4, case 5와같이 압력면에 접근함에 따라 1.2배와

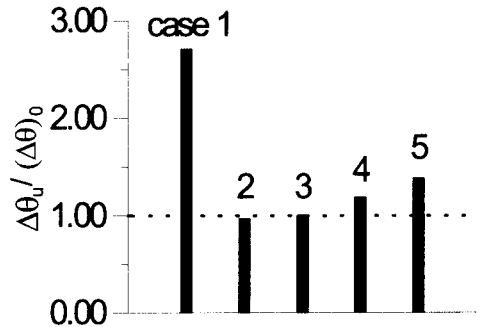


Fig. 6 Momentum defect ratio at $x/C_x=1.5$

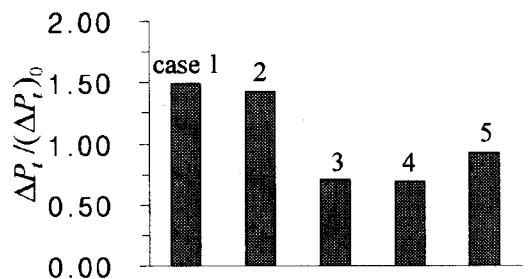


Fig. 7 Total pressure loss ratio at $x/C_x=1.5$

1.4배로 증대한다. Fig. 7은 익렬의 총압손실 ΔP_t 를 실린더가 없는 경우의 총압손실 $(\Delta P_t)_0$ 와의 비를 실린더의 위치변화별로 나타낸 것이다. 총압손실은 식(3)과 같이 계산하였고, 식(3)의 $P_{t, inlet}$ 와 $P_{t, outlet}$ 은 각각 익 전연에서 익현길이 40% 상류와 익 후연에서 익현 길이 50% 하류 위치를 익렬축방향으로 kiel-probe로 측정된 총압이다.

$$\Delta P_t = \int_{1pitch} (P_{t, inlet} - P_{t, outlet}) dz \quad (3)$$

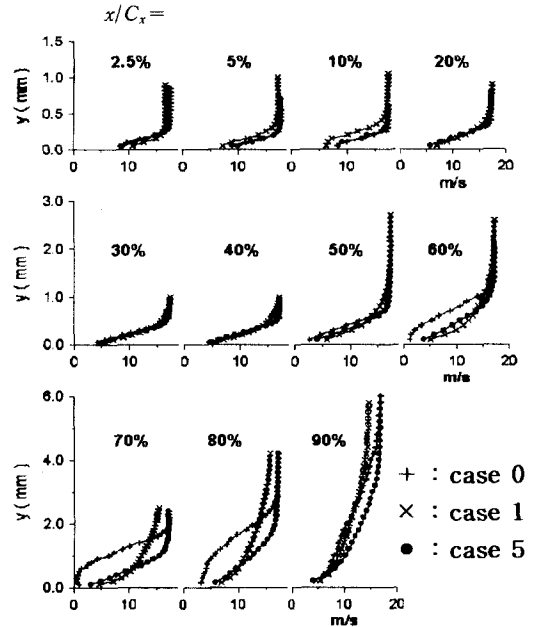
Fig. 7에서 후류가 날개의 부압면에 가장 가깝게 지나는 경우인 case 1에서 총압손실이 가장 크게 나타나고, 후류가 날개의 표면에서 멀리 떨어져서 지나는 case 3, 4에서 적게 나타나고 있는 것을 볼 수 있다. 그러나, 부압면에 비교적 가깝게 지나가는 case 2의 운동량손실(Fig. 6)은 제일 작게 나타났는데도 불구하고 총압손실은 상당한 크기를 보이고 있다. 이 차이에 대하여는 앞으로 보다 상세한 연구가 있어야 할 것이다.

3.3 익 표면 경계층 측정

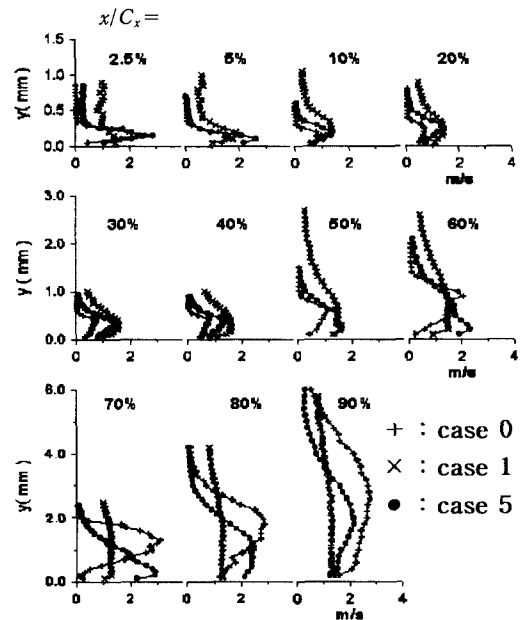
3.3.1 경계층 속도분포

Fig. 8은 case 0, 1, 5의 세 경우의 익 부압면에서의 속도 분포 및 난류도($\sqrt{u'^2}$: RMS)를 표시한 것이다. Fig 8(a)에서 경계층 두께는 익 표면을 지날 수록 증가하며, 익 현장 60% 위치에서 case 0의 경우, 부압면 경계층의 박리가 시작함을 확인할 수 있다. 이는 익 부압면 상의 정압 분포의 결과와 부합한다. 또한, 약 80%와 90%, 특히 80%지점에서는 case 0의 속도분포가 벽 근처 부근에서 다른 것에 비해 일그러진 형상을 갖는 것을 볼 수 있다. 이는 박리가 일어난 후 벽 근처에서 역류가 발생하고 있음을 나타내고 있는 것인데 열선의 특성 상 역류와 정류를 구별하지 못함으로써 생기는 결과이다. Fig. 8(b)에서 익 부압면 전연 부근의 경계층 외곽에서 난류도의 크기가 case 별로 달리 부가되고 있음을 알 수 있다. 즉, case 0의 경우는 주류부의 난류도와 같은 0.3% 미만의 작은 크기이며, case 5의 경우는 실린더 후류가 익 전연에 부딪치고 후류의 난류도의 일부가 부압면 쪽으로 전달되고, 익현의 약 20% 하류에서는 주류의 낮은 난류도로 감소하고 있다. case 1의 경우는 부압면 경계층에 인접한 실린더 후류로부터 계속 난류성분이 공급되고 있음을 알 수 있다.

Fig. 9는 부압면 경계층에 대해서 경계층 두께, 배제 두께, 운동량 두께와 형상계수를 제시한 것이다. 경계층 두께를 보면, 익현장의 약 60%까지는 case 0, 2, 5의 값이 비슷함을 볼 수 있으나, 그 이후부터는 박리를 발생하는 case 0의 경계층 두께가 박리를 발생하지 않는 case 5의 경우보다 더 큰 것을 알 수 있다. 배제 두께 역시, case 0의 경우에 익현장의 약 50%의 위치에서부터 급격히 증대함을 알 수 있으며, case 2의 익현장 위치 60~80% 사이에서 보이는 불균일한 변화는 속도 분포에서 미루어 보건데 약 70%에서 박리가 생긴 후의 재부착에 의해 생기는 것이라고 설명할 수 있다. 이것은 형상 계수(배제 두께/운동량 두께)에 의해 보다 확실하게 확인할 수 있다. case 0에서 박리가 발생 할 것으로 예상되는 약 60%

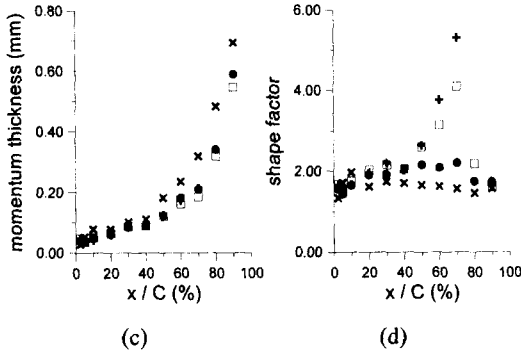
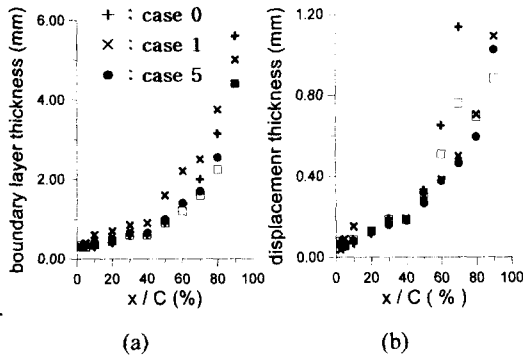


(a) Velocity profile (u)



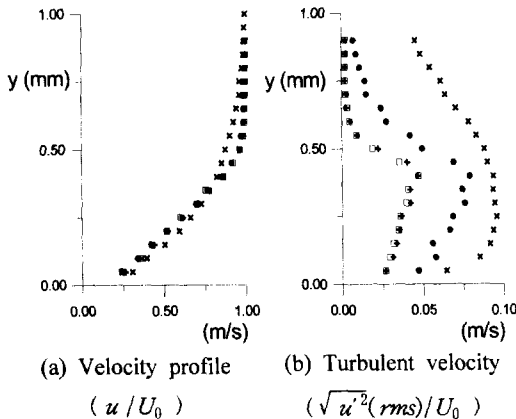
(b) Turbulent intensities ($\sqrt{u'^2}$: rms)

Fig. 8 Velocity and turbulent velocity along the suction surface



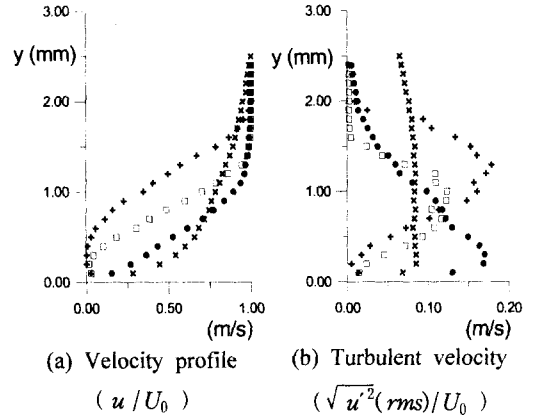
(+:case 0 X:case 1 □:case 2 ●:case 5)

Fig. 9 Boundary layer characteristics



(+:case 0 X:case 1 □:case 2 ●:case 5)

Fig. 10 Velocity profile and turbulent velocity at 40 % chord length on the suction surface



(+:case 0 X:case 1 □:case 2 ●:case 5)

Fig. 11 Velocity profile and turbulent velocity at 70 % chord length on the suction surface

에서 형상계수가 층류의 박리점의 형상계수 3.5 보다 훨씬 크게 증가하는 것을 볼 수 있으며, 박리가 발생하지 않는 case 1,5의 경우에는 형상계수가 낮은 값으로 유지되고 있는 것을 확인할 수 있다. case 2의 경우는 박리로 인해 형상계수가 증대하고 재부착함으로써 감소하고 있음을 확인할 수 있다

한편 Fig 9(a)에서 부압면의 유동박리가 소멸되었다고 보여지는 case 1의 경우 경계층 두께가 다른 case보다 전연부근에서부터 두껍게 나타나고 경계층 두께의 익형방향에대한 분포가 다소 불규칙하다. 이것은 case 1의 경우 실린더 후류가 부압면 가까이를 지나가고 있으므로 후류의 영향을 직접 받아 경계층의 천이가 전연 부근에서 일어난 결과라고 해석된다. 이것은 Fig. 8(a)의 경계층 속도분포에서도 확인할 수 있다.

3.3.2 난류도

본 실험에서 풍동 유동의 난류강도는 0.3% 이하로 되어 있다. 그러므로 실린더 후류가 없는 case 0의 경우 또는 실린더 후류가 익면에서 떨어진 곳을 지나가는 case 2~4의 경우는 익 전연에서부터 층류경계층이 발생한다.

실린더 후류가 익에 제일 접근하고 있는 case 1과 case 5의 경우 Fig. 8(b)에서 알 수 있듯이 부압면 경계층 바깥 쪽에서 case 0의 경우에 비해

몇 배에 해당하는 큰 난류도가 공급되고 하류로 유동함에 따라 경계층 두께의 증대와 함께 후류에 의한 난류도가 경계층 내부에 위치하게 되고 보다 하류 쪽에서는 후류로 인한 난류도는 벽면 부근까지 확산된다. 반면에 case 0의 경우는 벽면 부근의 난류도는 하류로 유동하여도 별로 증감은 없으나 박리점 부근에서 벽면 부근의 난류도는 경계층 속도분포와 유사하게 0 가까이까지 감소하고 경계층 외곽부근에서 크게 증대하고 있다. Fig. 8(b)에서 보이는 case 1과 case 5의 난류강도의 관계는 후류의 전연에 부딪치는 위치와 후류가 부압면을 접근하여 지나가는 위치에 따라 달라질 것이다.

Fig. 10은 익 현장의 40% 위치에서의 경계층 속도분포와 난류도의 분포를 제시한 것이다. case 2와 case 5의 경계층 속도분포는 case 0의 층류경계층 속도분포와 일치한다. 그러나 case 1의 경계층 속도분포는 천이 경계층으로 되어 있음을 보이고 있다.

한편 난류도는 case 1의 경우 경계층 두께의 중간위치부근에서 최대 10%의 큰 난류도를 가진다. case 5의 경우는 역시 경계층 두께의 중간 위치부근에서 최대 8%의 난류도를 가지고 경계층 내에서의 분포 형태는 case 0의 경우와 유사하며 크기는 약 두 배 정도로 커지고 있다. case 5의 경우의 난류도의 증가는 실린더 후류가 익 전연에 부딪친 결과이며, 이와 같은 난류도의 증대에도 불구하고, 익 현장 40% 위치에서는 평균속도의 분포는 case 0의 경우와 변함이 없었다.

Fig. 11은 익 현장의 70% 지점에서의 속도분포와 난류도 분포를 제시한 것이다. 속도분포에서 case 0와 case 2의 경우 박리가 일어나는 상태를 나타내고 있다. 후류가 부압면 가까이를 지나가는 case 1의 속도분포는 난류경계층에 가깝다. 이 경우의 경계층 내의 난류도는 벽면 가까이에서부터 거의 균일하게 6~8%의 큰 강도로 분포되어 있다. 이것은 경계층 바깥 쪽의 실린더 후류에서 난류 성분의 공급을 받은 결과이다. 한편 case 5의 부압면 경계층의 밑 부분에서 최대 17%에 달하는 대단히 큰 난류도를 가지며, 벽면에서 멀어짐에 따라 급격히 감소하고 있다. 이것은 Fig. 8(b)에서나 Fig. 10에서 보았듯이 case 5의 경우 익 전연에서부터 상당한 난류성분을 전달 받았던 유동이 하류로 갈수록 난류운동의 확산에 의해

벽면 근처에서의 난류도가 더욱 증대하여 익 현장의 70% 위치에서 약한 천이 경계층으로 발달한 것으로 볼 수 있다.

이상으로 박리가 일어나는 익 현장 70% 위치 부근에서는 case 1과 case 5는 함께 실린더 후류로 인해 천이 경계층 또는 난류 경계층이 되어 있어서 박리가 억제된 것으로 해석된다. 이것은 Fig. 3에서의 부압면의 압력 변화가 박리의 유무에 의한 것임을 뒷받침한다.

한편 박리를 일으키고 있는 case 0의 경우 Fig. 11(b)에서 알 수 있듯이 경계층 내의 윗 부분에서 난류도가 20%에 달하고, 그 위치보다 윗쪽으로는 급속하게, 그 아래 쪽으로는 다소 완만하게 0% 가까이까지 감소하고 있다. case 2의 경우도 최대 난류도는 12%로서 case 0의 경우와 유사한 분포를 나타내고 있다. 이와 같이 박리 유동의 경우에는 경계층 아래 쪽이 아닌 윗 쪽부분에서 상당히 큰 난류도를 가지게 되는데, 이것은 박리에 의한 경계층 외곽부분의 불안정한 유동에 의한 것이라고 할 수 있으며, 박리를 억제하는데 아무런 도움이 되지 않고 있음을 나타내고 있다.

Fig. 3의 압력 분포에서 보듯이 익현장의 60% 위치 부근의 부압면에서의 박리가 case 1과 case 5의 후류의 효과로 인해 소멸되어 있었다. 이것은 후류가 부압면 가까이를 지나가거나 익전연에 부딪침으로써 익 부압면 유동에 난류도가 부가되게 되어, case 1의 경우는 익 전연 가까이에서부터 천이 경계층이, case 5의 경우는 전연 가까이에서는 아니지만 박리점보다 상류쪽에서 천이 경계층으로 발달한 결과라고 설명할 수 있다.

그리고 부압면의 경계층의 천이 또는 난류경계층으로의 발달로 인해 박리가 소멸되었음에도 불구하고 익 형상손실은 오히려 Fig. 6과 Fig. 7에서와 같이 증대하고 있다. 천이가 일찍 발생하는 case 1의 경우 익 형상손실이 제일 크게 나타나고 있는데, 이와 같은 형상 손실의 증대는 천이 또는 난류경계층으로의 발달에 의한 것으로 설명될 수 있다.

이상으로 case 1과 case 5의 경우와 같이 실린더 후류로 인해 부압면의 전연에 가까운 곳에서부터 경계층 외곽에 큰 난류도가 부가되고 이것이 경계층 내부 그리고 벽면 쪽으로 확산됨으로써 유동박리의 억제효과를 나타내는 것으로 설명될 수 있다. 그리고, 난류도가 부가되는 크기는

실린더 후류가 익면을 지나가는 상대위치에 따라 다르며, 따라서 후류의 위치에 따라 난류경계층으로의 천이점 및 난류경계층으로의 발달 양상이 달라지며, 그 결과 박리의 소멸에도 불구하고 익형상손실이 증대하는 현상이 나타난다고 할 수 있다.

4. 결론

실린더 후류가 NACA 65 계열의 압축기 익면을 통과할 때 익면익이 받는 양력과 형상손실을 경계층 속도분포 및 난류도의 크기와 분포면에서 후류의 익에 대한 상대 위치별로 검토하였다. 그 결과는 다음과 같다.

(1) 유로내의 부압면 가까이 후류가 유입되는 경우의 실린더 후류의 속도결손율은 익면 통로내의 가속영역에서 감소하고 감속영역에서는 증대하는 변화를 보였다. 그 결과 익면 하류에서의 속도결손율은 후류의 경로에 거의 관계없이 일정한 값을 나타내었다.

(2) 실린더 후류가 익면익면(압력면 및 부압면) 가까이를 지나갈수록 익면익의 양력은 감소하며, 익형상손실은 후류의 경로가 부압면에 가까운 후류일 수록 급격히 증대한다.

(3) 익의 압력면 또는 부압면 가까이를 지나가는 실린더 후류는 경계층 외곽에서의 난류도를 증대시키며, 하류로 유동함에 따라 벽면 부근에 까지 확산되어 부압면의 경계층박리를 억제한다.

(4) 경계층 외곽에 부가되는 난류성분은 실린더 후류의 익에 대한 상대위치에 따라 달라지며, 따라서 후류의 위치에 따라 난류경계층으로의 천이점과 난류경계층으로의 발달 양상이 달라지므로 그 결과 박리의 소멸에도 불구하고 익형상손실은 증대한다.

후 기

본연구는 한국과학재단 특정연구 과제(98-02-00-13-01-3)로 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Shulz, H.D., Gallus, H.E. and Lakshminarayana, B., 1990, "Three-Dimensional Separated Flow Field in the Endwall Region of an Annular Compressor Cascade in the Presence of Rotor-Stator Interaction," *T. of ASME, J. of Turbomachinery*, Vol. 112, pp. 669~690.
- (2) Poensgen, 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 II - Unsteady Flow Field Downstream of the Stator," *T. of ASME, J. of Turbomachinery*, Vol. 113, pp. 190~197.
- (3) Dong, Y. and Cumpsty, N. A., 1990, "Compressor Blade Boundary Layers," *T. of ASME J. of Turbomachinery*, Vol. 112, pp. 222~240.
- (4) Dong, Y. and Cumpsty, N.A., 1990, "Compressor Blade Boundary Layers : Part 2 - Measurement with Incident Wakes," *T. of ASME, J. of Turbomachinery*, Vol. 112, pp. 231~240.
- (5) 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.
- (6) Engber, M. and Fottner, L., 1995, "The Effect of Incoming Wakes on Boundary Layer Transition of a Highly Loaded Turbine Cascade," AGARD, CP-571.
- (7) 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.
- (8) 강신형, 박태춘, 전우평, 2000, "주기적 후류내의 익형 위 천이경계층에 관한 실험적 연구," 2000년도 대한기계학회 유체공학부문 학술강연회 강연집, pp.44~60