

후류가 익렬유동에 미치는 영향에 대한 실험적 연구

김형주* · 주원구** · 조강래**

Study of the Effects of Wakes on Cascade Flow

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

Key Words: Axial Compressor(축류압축기), Cascade(익렬), Rotor-Stator Interaction(동익정익 간섭), Wakes(후류), Unsteady(비정상), Viscous(점성)

ABSTRACT

This paper is concerned with the viscous interaction between rotor and stator. The viscous interaction is caused by wakes from upstream blades. The cascade was composed with five blades and cylinders were placed to make wakes and their location was about 50 percent of blade chord upstream. The location of cylinders were varied in the cascade axis with 0, 20, 40, 60 and 80 percent of pitch length. The velocity distribution in the cascade passage were measured using single slanted hot-wire and the ones in the boundary layer using boundary probe. As a result, wakes decay more rapidly at suction surface and more slowly at pressure surface. And the measurement of momentum thickness of cascade shows that the momentum thickness is larger near the blade surface. From measurement of blade boundary layer, turbulent intensity is also larger near the blade surface because wakes collide the boundary layer. And wakes make boundary layer thickness smaller and delay flow separation.

1. 서론

현대의 축류 압축기는 경제적이면서도 보다 높은 효율을 목적으로 보다 작은 간격으로 동익과 정익을 배치하는 추세에 있으므로, 블레이드 간의 간섭이 더욱 중요하게 된다.

블레이드 간의 간섭은 익렬간 상대 운동으로 인한 포테셜 유동장의 변화에 의한 간섭과 전방의 익으로부터 발생하는 후류(wake)에 의한 간섭으로 나누어 질 수 있다. 후류에 의한 간섭은 점성효과에 의한 간섭으로 약 익현장 길이의 1.5배까지 지배적인 영향을 주는 것으로 알려져 있다.

지금까지 이러한 전방 익렬에 의해 발생된 후류가 후방 익렬에 주는 영향을 알기 위해 수행된 연구들은 다음과 같다. Fottner⁽¹⁾ 등은 압력과 Hot-film 측정을 통해서 익에서의 laminar separation bubble을 연구하였다. Schulte⁽²⁾ 등은 LP turbine의 경계층을 익 표면에 Hot-film을 설치함으로써 측정하였는데, 후류가 재부착(reattachment)을 발생시킴으로 정상 유동 상태에 비해서 형상 손실(profile loss)를 감소시킨다는 결론을 내렸다. Cumpsty⁽³⁾ 등은 경계층 열선을 사용하여 압축기 블레이드의 경계층의 천이 및 발달에 관하여 연구하였다. Lakshminarayana⁽⁴⁾ 등은 전방 동익 후류가 유동 박리, 공력학적 손실, 이차 유동(secondary flow)과 유로 내부에서의 3차원 속도 성분에 주는 영향을 연구하였다.

* 연세대 대학원 기계공학과

** 연세대학교 기계공학과

Gallus⁽⁵⁾ 등은 열선을 이용하여 동익의 후류가 압축기 익렬 내부의 박리 영역의 발달에 큰 영향을 준다는 사실과 이러한 영향에 의한 간섭을 확인하였다.

본 연구에서는 NACA65-0910 익형을 이용하여 후류의 상대적 위치 변화에 따른 익렬 내부 유동장을 측정함으로써 후류가 익렬 내부에서 소멸되는 성질 및 손실 메카니즘에 관한 연구를 수행하였고, 경계층을 측정함으로써 경계층의 천이 및 발달에 관한 연구를 수행하였다.

2. 실험장치 및 방법

2.1 실험장치

본 연구에서는 실험용 캐스케이드 실험장치를 Fig. 1과 같이 제작하여 실험하였다. 실험에 사용된 풍동은 취출형(Blow-down type) 풍동이다. 이 풍동 출구의 시험부 단면은 457×457(mm)이며, 실험 조건에서 난류 강도는 0.3% 미만이다. 노즐은 축소비가 2 : 1로 폭 457 mm, 높이 200 mm 인 평형덕트와 연결되어 있다. 시험부는 폭 1050 mm 이고, 높이 200 mm 의 직사각단면 형상을 가지고 내부에 5개의 익형으로 구성된 익렬을 설치할 수 있도록 설계되었다. 익렬은 5개의 익형으로 구성되었다. 익형은 NACA65-0910으로 익현장 150 mm 이고, 익형의 높이 200 mm 이다. 익형의 엇갈림각 40° 이다. 또한, 익형 간 피치 길이 177 mm 로 배열되었다.

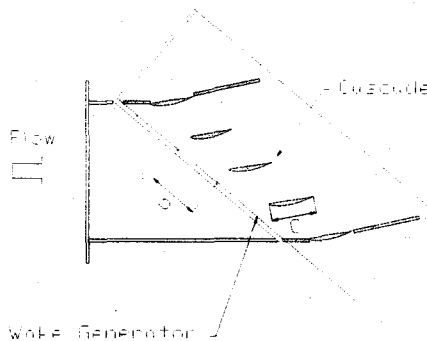


Fig. 1 Schematic diagram of experimental apparatus

2.2 실험방법

2.2.1 익렬 내부 유로 유동장 측정

본 연구에서는 후류의 영향을 보기 위하여 익렬 전방 코드 길이의 50 %에 해당되는 75mm 지점에 Fig. 2에서 제시하는 것처럼 피치길이(p)의 25%, 50%, 75%, 100%에 실린더 위치를 바꾸어 위치시키며 측정을 하였고, 이 결과를 균일 입구 조건, 즉 전방에 후류가 존재하지 않는 경우와 비교하였다. 실린더의 직경은 균일 유동장에서의 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 유동각(design inlet flow angle)이 49.4° 이며, 입사각은 0° 이었다. 본 실험은 이 유동각에서 측정되었다.

익렬 내부 유동장은 단일 경사 열선을 사용하여 측정하였다. 데이터 획득 속도는 2500 Hz로 설정하고 5,000개의 샘플을 평균내었다. 익렬 전방의 2개와 익렬 내부의 7개 단면에서 측정을 하였고, 익렬 후방에서 4개의 단면에서 3차원 유속을 측정하였다. 실험 순서는 익렬 전방과 내부에서 부압면(suction-surface)에서 압력면(pressure surface)의 방향으로 20개 점에서 측정을 하였고, 익렬 후방에서는 주기성을 확인하기 위하여 1 피치 반의 구간에 대해서 30개 점에서 측정을 하였다. 측정 위치는 Fig. 3에 나타나 있다.

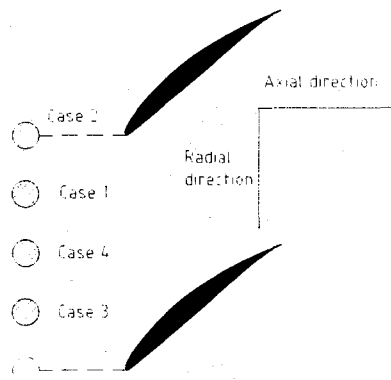


Fig. 2 Locations of cylinders

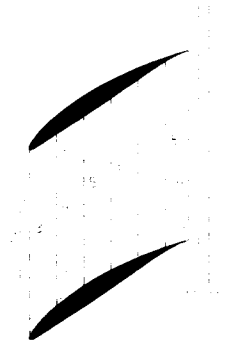


Fig. 3 Measuring planes

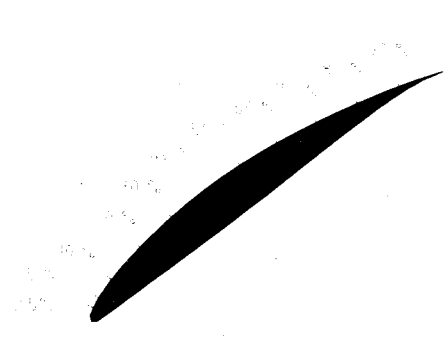


Fig. 4 Measuring planes of boundary layer

2.2.2 익 경계층 속도 측정

익 경계층의 속도 측정은 익렬 내부 유로의 속도 측정의 경우와 같이 5가지 경우에 대하여 행하였다. 사용한 센서는 TSI사의 단일 필름 프로우브 (single film type probe)를 사용하였고, 박리점이 이동하는 경우를 고려해서 데이터 획득 속도는 1,000 Hz로 설정하였고, 10,000개의 샘플을 평균하여 제시하였다. 측정은 프로우브를 익 표면에 밀착시킨 후 측정을 시작했고, 프로우브가 익 표면과 붙은 경우에는 일정한 결과값이 유지되다가 떨어지는 순간부터 올바른 결과값이 나타나는데 이러한 지점의 결과값부터 데이터를 획득하였다. 익 경계층의 속도를 측정한 측정 위치는 Fig. 4와 같다.

3. 결과 및 고찰

3.1 익렬 내부 유로 유동장 측정

익렬 내부 유로의 유동장을 측정한 결과로서 속도 벡터는 Fig. 5에 제시하였다. Fig. 5에서 보면, 후류의 위치가 변함에 따라 익렬 내부에서 후류의 궤적이 달라짐을 확인할 수 있다. Fig. 5에서 (a)를 제외한 (b),(c),(d) 그리고 (e)에서 볼 수 있는 점선은 익렬 전방의 실린더에 의해서 생기는 후류의 중심들을 대략적으로 이은 것이다. 이 들을 보면, case 1일 때는 후류가 익렬의 부압면 가까이를 지나며, case 2인 경우에 후류는 익렬 내부 유로의 약 1/3 지점을 지나는 것을 확인할 수 있다. case 3의 경우에는 후류가 익렬 내부

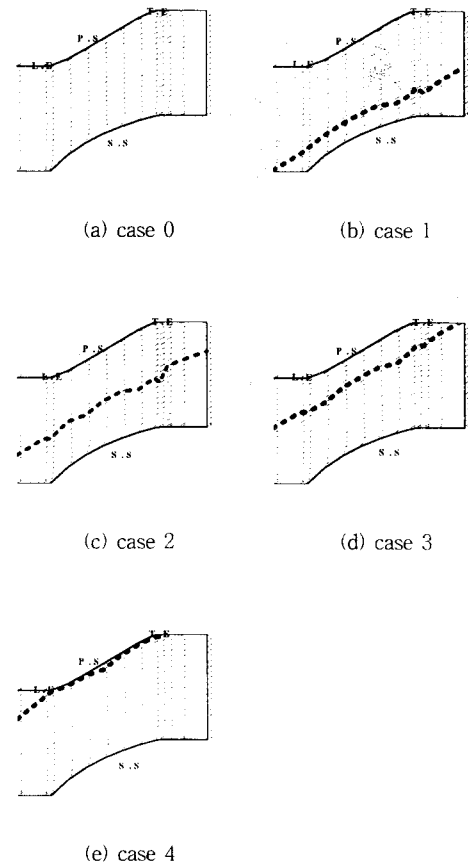


Fig. 5 Velocity vector diagram

유로의 2/3 지점을 지나는 것을 볼 수 있다. case 4 일 때는 후류가 익렬의 압력면에 붙어서 지나는 것을 확인할 수 있고, 이러한 결과로부터 후류의 상대 위치가 변함으로 후류가 익렬 내부 유로를 지나는 위치가 달라지는 것을 볼 수 있고, 또한 후류의 위치가 달라지므로 후류가 유동되어 나가면서 익렬 유동장에 영향을 주는 것을 볼 수 있다.

이러한 결과는 익렬 내부에서 후류가 소멸되는 특성을 살펴 보면서 설명할 수가 있다. 후류가 소멸되는 정도는 속도 결손 (velocity defect)에 의해 살펴볼 수 있으며, 이는 다음과 같이 정의된다

$$\text{velocity defect} = \left| \frac{U_m - u_c}{U_m} \right| \quad (1)$$

여기서 U_m 은 측정 단면에서의 속도의 평균이며, u_c 은 측정 단면에서의 후류의 중심의 속도이다. 이 계산의 결과는 Fig. 6에 제시되어 있다. 여기서, 실린더의 후류는 부압면에서 압력면으로 갈수록 후류의 속도결함이 크게 나타나고 있으므로 후류가 소멸되는 비율이 작아지는 것을 알 수 있다. 이는 익렬내부의 유동 속도를 고려할 때, 부압면에서의 속도는 압력면에서의 속도보다 크다. 따라서, 유동 속도가 빠른 부압면에서는 이러한 속도의 결손이 빨리 없어져서 속도 결손이 빨리 사라지는 것으로 해석되며, 상대적으로 속도가 느린 압력면 가까이에서는 속도의 결손이 늦게 사라지는 것을 볼 수 있다. 또한, 익렬 내부에서 내부 유로의 폭이 점점 좁아져 노즐 역할을 하는 $x/C_x = 0.5$ (plane 6)까지는 모든 경우에 있어서 속도 결손이 작아지지만, 이후로는 유로 폭이 점점 넓어져 디퓨저 역할을 하게되어서 벽면 가까이를 지나는

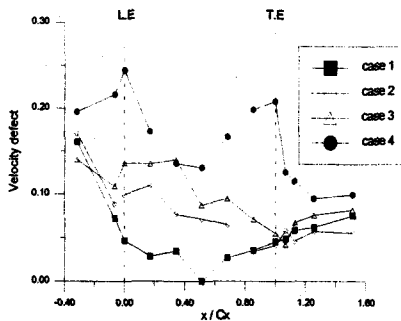


Fig. 6 Velocity decay characteristics

case 1과 case 4에서 후류의 속도 결손이 오히려 증대하는 것을 볼 수 있다

Fig. 7은 익렬 후방의 3개 단면에서의 속도 성분을 제시한 것이다. 익렬 후방의 plane 11, plane 12, plane 13에서의 결과인데, 이는 각각 익 후연으로부터 익현장 길이의 10%, 20%, 40% 떨어진 지점에 해당한다. 이들을 보면 5개 case의 경우 모두에 있어서 익 후방으로 지날수록 후류의 깊이(depth)는 작아지고, 후류의 폭(width)은 증가함을 알 수 있고, 익렬 후방에서 실린더 후류의 중심이 실린더의 위치변화에 따라 부압면에서 압력면으로 이동하는 것을 확인할 수 있다. 또한, 후류의 위치가 변하면서, 실린더에 의한 후류와 날개에 의한 후류의 상대 위치가 변하면서 서로 간섭하는 것도 볼 수 있다. 특히, case 1과 case 4의 경우에 익렬에서 발생하는 후류와 실린더에 의해 생기는 후류

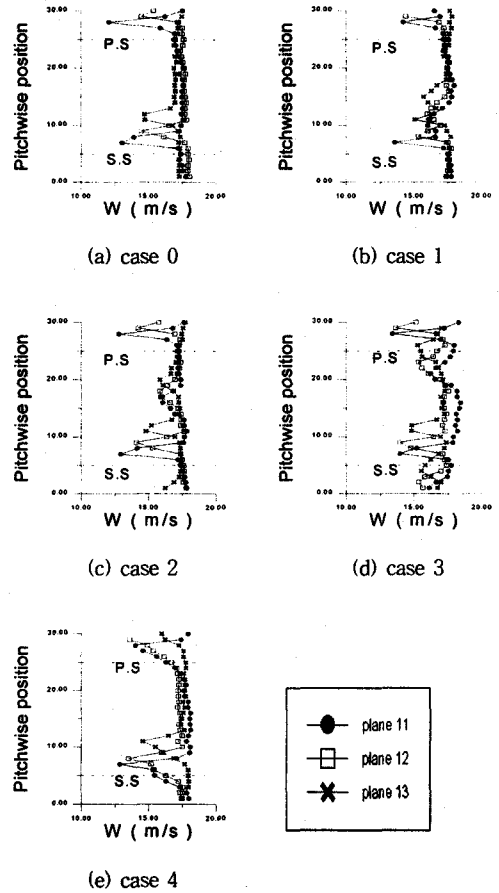


Fig. 7 Velocity distribution at Exit

가 가까이 위치하는 것을 확인할 수 있는데, 이로써 속도의 결손 부분이 다른 경우에 비해서 더 크게 나타나는 것을 볼 수 있다. 이는 손실과 관련이 있는 익 후방에서의 운동량 두께 (momentum thickness) θ 에 영향을 준다. 운동량 두께는 다음과같이 정의하였다.

$$\theta = \int_{1 \text{ pitch}(s)} \frac{u}{U} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy \quad (2)$$

$$= \sum_f \frac{u}{U} \left|1 - \frac{u}{U}\right| \cdot \Delta y$$

여기서, 절대값 개념을 사용한 이유는 익렬 후방에서 속도가 아주 균일하지는 않으므로 이들이 항상 양의 값을 갖도록 위와 같이 정의하였다. 위의 계산은 1 pitch 구간에서 계산되었다. 위와 같은 계산을 5가지 case에 대하여 적용하면, Fig.8과 같은 결과를 얻을 수 있다. 여기서 θ_0 는 실린더가 없는 case 0 경우의 익렬 후방에서의 운동량 두께이다. case 1의 경우에는 case 0에 비하여 45.0%의 증가를, case 2의 경우에는 30.4%의 증가를 보이고, case 3의 경우에는 47.6 %의 증가를, case 4의 경우에는 51.6 %의 증가를 보여준다. 이들의 결과로 볼 때, 전방에 후류를 발생시킬 수 있는 실린더가 위치할 때, 익렬의 손실이 균일 유동의 경우보다 최소 30% 가량 증가함을 확인할 수 있으며, 실린더에 의한 후류가 익렬의 경계층과 가깝게 진행되는 case 1과 case 4의 경우에 운동량 두께가 다른 경우와 비교하여 크게 나타남을 알 수 있다. 따라서, 실린더 후류의 영향은 후류가 빠르게 소멸되는 부압면에서 느리게 소멸되는 압력면으로 갈수록 더 크게 될 것이나, case 1의 경우는 경계층이 존재하는 부압면 가까이 후류가 지나면서, 후류가 경계층과 간섭을 일으켜 익렬 후방에 더 넓은 운동량 두께를 갖게 되는 것으로 생각된다.

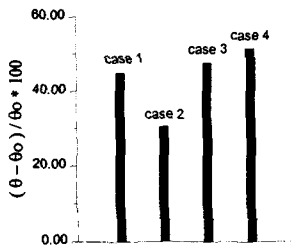
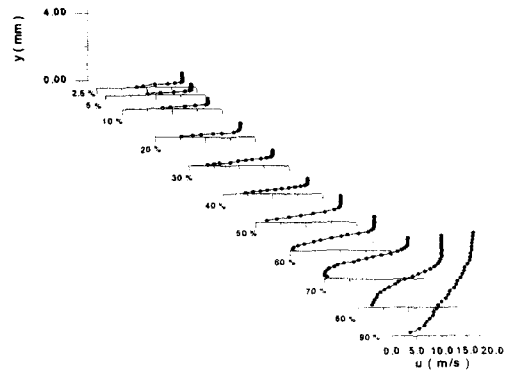


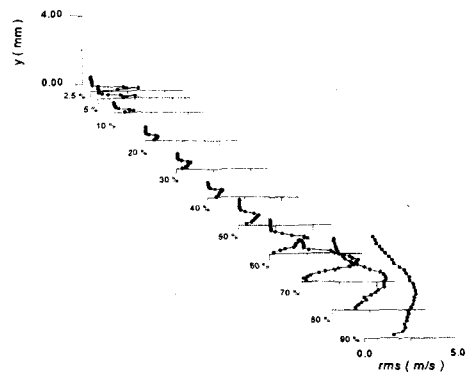
Fig. 8 Momentum thickness at x/Cx=1.5(plane 13)

4.2 익 표면 경계층 측정

Fig. 9는 균일유동인 경우(case 0)에 익 표면에서의 속도 분포 및 속도의 편차(RMS)를 표시 하였다. 익 표면을 지날수록 경계층 두께 (boundary thickness)가 증가하며, 난류 강도의 척도가 될 수 있는 속도의 편차가 익 말단으로 갈수록 증가하게 되는 것을 확인할 수 있다. 이는 익 후방으로 갈수록 난류 성분이 강해진다는 사실을 의미한다. 이는 나머지 4개의 경우들과 같은 경향을 보이고 있다. Fig. 10은 익현장의 40% 지점에서의 속도 프로파일과 속도 편차를 보여준다. 5 가지 경우에 있어서 속도 프로파일은 큰 차이를 보여주지 않으나, 후류가 익에 가장 가까이를 지나는 case 4에서는 다른 4가지 경우와 비교해서 더 큰 속도 편차



(a) Velocity profile (case 0)



(b) Velocity fluctuation (case 0)

Fig. 9 Velocity profile and fluctuaton (case 0) along suction surface

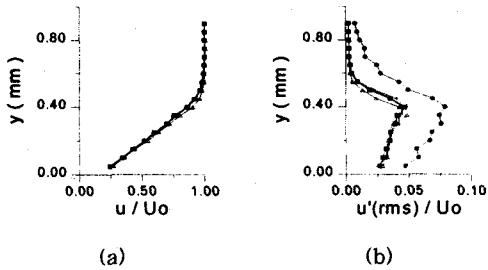


Fig. 10 Velocity profile and fluctuation at suction surface of 40% chord length
 (+:case0, ■:case1, ◇:case2, △:case3, ●:case 4)

를 갖는 것을 볼 수 있다. 이는 높은 난류 강도를 가진 후류가 익 표면에 부딪히면서 익 전연에서부터 난류 성분이 강해져서 높은 속도의 편차를 보이는 것으로 생각된다. Fig. 11은 익현장의 70%되는 지점에서의 속도 분포 및 편차이다. 이 지점부터는 후류가 경계층 가까이 지나서 case 1과 case 4의 경우에 경계층 두께가 나머지 세 경우보다 작아짐을 볼 수 있다. 또한, 후류가 익 표면을 가장 가까이 지나서 case 4의 경우에 속도 프로파일이 나머지 4가지 case와 다름을 볼 수 있다. case 4에서의 경우는 속도 형상이 익 전연부터와 비슷한 속도 형상을 보여주지만, 나머지 4개의 경우에는 속도 형상이 상대적으로 서있는 형상을 보여주므로, 약 70% 지점부터 case 4를 제외한 모든 경우에서 박리가 발생하는 것을 알 수 있으며, case 4는 전방에 위치한 실린더에 의해 발생하는 후류가 익 표면에 부딪히면서 박리를 지연시키고 있다는 사실을 볼 수 있다.

5. 결 론

1. 유로 내 속도분포의 측정 결과, case 1은 부압면에 치우쳐서, case 2는 후류가 유로의 1/3 지점을, case 3은 2/3 지점을 지났고, case 4는 압력면에 붙어서 지났다. 이들의 결과에서 후류가 부압면에서 압력면으로 갈수록 더 느리게 소멸되는 경향을 보였다. 익렬 후류에서 속도 결손이 있는 후류폭은 case 1과 case 4의 경우에는 익 경계층과의 간섭에 의해서 넓게 속도의 결손 부분이 나타났으며, 이러한 영향들로 인하여 익 후방의 운동량 두께는 더 커지는 결과를 보였다.
2. 블레이드와 거리를 두고 후류가 지나던 case 2와

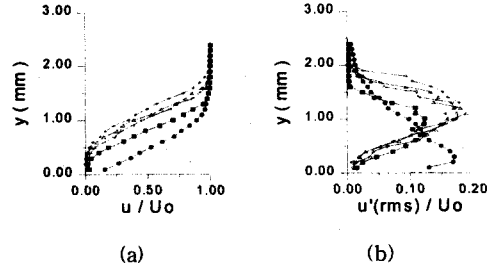


Fig. 11 Velocity profile and fluctuation at suction surface of 70% chord length
 (+:case0, ■:case1, ◇:case2, △:case3, ●:case 4)

case 3은 균일 입구 유동의 경우와 크게 다른 점은 나타나지 않았다. 그러나, 경계층 가까이 후류가 지나가는 case 1과 case 4의 경우에는 경계층이 얇아지고, 특히 case 4의 경우 박리가 지연되는 결과를 보였다.

후 기

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

참고 문헌

- (1) L. Fottner, 1995, "The Effect of Incoming Wakes on Boundary Layer Transition of a Highly Loaded Turbine Cascade", AGARD, CP-571
- (2) V. Schulte, H. P. Hodson, 1998, "Unsteady Wake-Induced Boundary Layer Transition in High Lift LP Turbines", ASME J. of Turbomachinery, Vol. 120, pp. 28~35
- (3) N. A. Cumpsty, 1990, "Compressor Blade Boundary Layers", ASME J. of Turbomachinery, Vol. 112, pp. 222~240
- (4) B. Lakshminarayana, 1990, "Three-Dimensional Separated Flow Field in the Endwall Region of an Annular Compressor Cascade in the Presence of Rotor-Stator Interaction", Vol. 112, pp. 669~690
- (5) H. E. Gallus, 1991, "Three-Dimensional Wake Decay Inside of a Compressor Cascade and Its Influence on the Downstream Unsteady Flow Field", Vol. 113, pp. 180~197