

## 터보기계에서의 3차원 유동

주원구\*

### Three-Dimensional Flow in Turbomachinery

Won-Gu Joo\*

#### 1. 서 론

터보기계내의 유동은 매우 복잡한 3차원 유동이다. 이들 유동은 날개에 작용하는 부하(loading)와 환형관(annulus)내의 선회유동(swirling flow)으로 인해 강한 압력구배가 야기된다는 점에서 다른 내부유동들과 다르다. 전통적으로 이 유동은 두개의 2차원 유동의 조합으로 해석해 왔다. 이 방법은 3차원 유동을 Fig. 1의 익간 유면(blade-to blade stream surface, S1)과 자오 유면(meridional, or, hub-to-casing, stream surface, S2) 위를 흐르는 유동으로 나누어 접근하는 방법이다. 이와 같은 접근법은 정확성의 한계에도 불구하고 현재 터보기계 설계의 중심을 이루고 있는 통과유동법(throughflow method)의 기본이 된다. 그러나 터보기계 내에서 이러한 통과유동법으로는 예측할 수 없는 몇몇의 완전 3차원 유동특성이 있다.

최근 3차원 유동의 대부분이 수치계산방법을 사용하여 정확히 예측하는 것이 가능하지만 그들의 거동은 간단한 유체역학적 이론에 의해서만 정성적으로 이해될 수 있다. 이 강의는 간단한 이론을 사용하여 이러한 3차원 유동의 물리적 현상에 대해 설명하고자 한다.

먼저 터보기계내에서 나타나는 대표적인 완전 3차원 유동인 이차유동(secondary flow)과 팁 틈새유동(tip clearance flow)의 특성을 살펴본다. 다음으로 유동의 3차원성이 터보기계설계에 이용되는 방법을 알아본다. 이것의 대표적인 방법으로 현재 3차원 날개설계의 기본을 이루는 날개의 스위프(blade sweep), 린(blade lean),

엔드벤드(end-bend) 등의 기법이 있다.

#### 2. 터보기계내의 3차원 유동의 종류

S1-S2모델(throughflow model)은 터보기계내의 유동을 빠르게 계산할 수 있지만 많은 단점들이 있다. 예를 들어 이차유동의 특성을 계산할 수 없고, 팁에서의 누설 유동(leakage flow)의 영향을 쉽게 포함시킬 수 없다. 이 절에서는 이들 3차원 유동특성에 대해 알아본다.

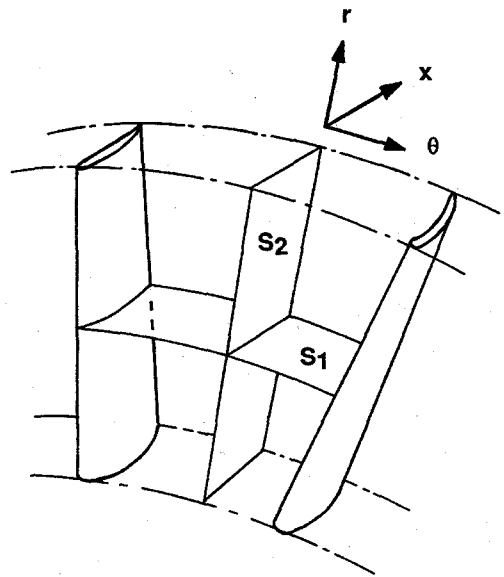


Fig. 1 Conceptual decomposition of the three-dimensional blade passage flow into two, simpler, two-dimensional S1 and S2 flows.

\* 연세대 기계공학과

2.1. 이차유동

날개에 대한 상대 주유동(bulk or primary flow)에 의해 설정되는 압력장은 날개의 부하와 선회유동과 관련되어 나타나는 압력장의 결합된 형태이다. 익면 경계층에서의 저 에너지(저속) 유체는 주 유동에 의해 부과된 압력구배와 균형을 이루기 위해 유선의 곡률반경이 작아지고 유체의 전향(turning)이 커지게 된다. 그 결과로 이차유동이 나타나는데, 하나의 예로 터빈 캐스케이드(turbine cascade)에서의 이차유동이 Fig. 2에 제시되어 있다<sup>(1)</sup>. 입구의 엔드월(endwall) 경계층은 전연(leading edge)에서의 전압장에 의해 말려져 말발굽 와류(horseshoe vortex)를 만든다. 전연에서 압력면(pressure surface) 위로 갈라지는 말발굽 와류는 부압면(suction surface)으로 향하는 압력구배에 의해 부압면 쪽으로 이동한다. 이 와류는 익 통로(blade passage)를 가로질러 움직이면서 입구 엔드월 경계층 유체의 대부분을 휩쓸어가면서 성장한다. 와류가 부압면에 도달하면 저 에너지의 유체는 날개의 스펠 뒷방향으로 움직이고, 따라서 엔드월에서 약간 떨어진 지점에서 이 통로와류(passage vortex)는 항상 나타나게 된다. 전연에서 부압면 위로 갈라지는 말발굽 와류의 다른 끝은 종종 엔드월과 부압면 구석에서 아주 약하게 반대로 회전하는 대향 와류(counter vortex)를 형성한다.

Fig. 3은 고압 가스터빈 날개의 선형 캐스케이드 엔드월에서의 유선들을 나타내고 있다.<sup>(2)</sup> 수치계산으로 예측된 오일유동은 익렬에 대한 Navier-Stokes 해로부터 특정 유체입자를 추적하여 구한 것이다. 입구 경계층이 말발굽 와류로 말리기 시작하는 안장점(saddle point)을 볼 수 있으며 날개의 양쪽면으로 말발굽 와류의 두 다리가 지나가는 길이 분명해지며, 엔드월을 가로지르는 강한 유동

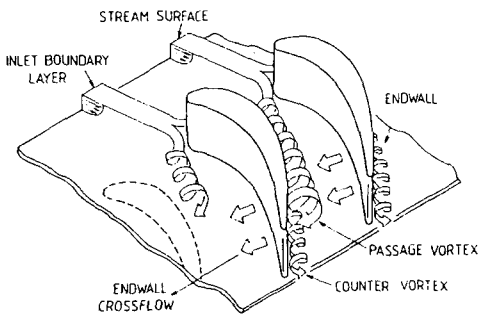
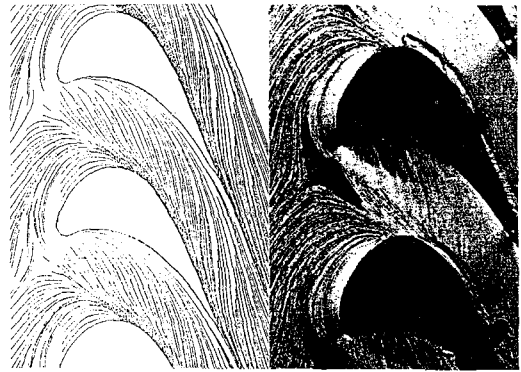


Fig. 2 The complex three-dimensional flow near the endwall of a turbine cascade



(a) Numerical simulated oil flow (b) Experimental oil flow

Fig. 3 Numerically simulated and measured endwall flow showing the horseshoe vortex structure

(cross flow)도 볼 수 있다. 이와 같은 저 에너지유체 이동은 익렬 출구에서 매우 불균일한 손실분포의 원인이 된다.

Fig. 4는 저압 터빈익의 선형캐스케이드 출구에서의 손실분포를 보여준다<sup>(3)</sup>. Fig. 4에는 두 개의 다른 난류모델을 사용하여 계산한 값들을 함께 보여준다. Fig. 5는 손실계수와 원주방향의 유동각의 한 피치(pitch)에 대한 평균값이 반경방향으로 어떻게 변하고 있는가를 나타낸 그림이다. 그림으로부터 최대 손실은 엔드월에서 좀 떨어진 곳에서 나타나는데 이것은 엔드월에 의한 작은 손실과 평균유동의 상당히 큰 과다전향(overturning)과 과소전향(underturning)에 의한 것이다. 과다전향은 엔드월 근처에서 일어나며 전술한 익 통로내의 직교류(cross flow)에 의해 야기된다. 좀 더 바깥쪽에서는 과소전향이 일어나는데 이것은 통로와류의 결과이다.

여기서 중요한 문제는 이차유동이 얼마나 큰 손실을 야기시키느냐는 것이다. 출구면에서 손실의 대부분은 입구 엔드월 손실이 재분배되는 것이다. 새로운 손실은 입구경계층이 말발굽 와류로 말려진 후 다시 성장하는 새로운 매우 얇은 엔드월 경계층에 의해 나타난다. 유동이 익렬의 하류에서 혼합되어질 때 이차 운동 에너지(secondary kinetic energy)의 소산(dissipation)은 추가적인 손실을 만든다. 이 새로운 손실들은 입구 경계층의 두께에 강하게 영향을 받는 것 같지는 않으며, 날개의 종횡비(aspect ratio)와 전향(turning)의 크기와 밀접하게 관련되어 있다. 또한, 후방에 위치하는 익렬도 상류 익렬의 이차유동과 관련된 비정상 불균일 유동에 의해 그들의 익렬성능이 감소될 수 있다.

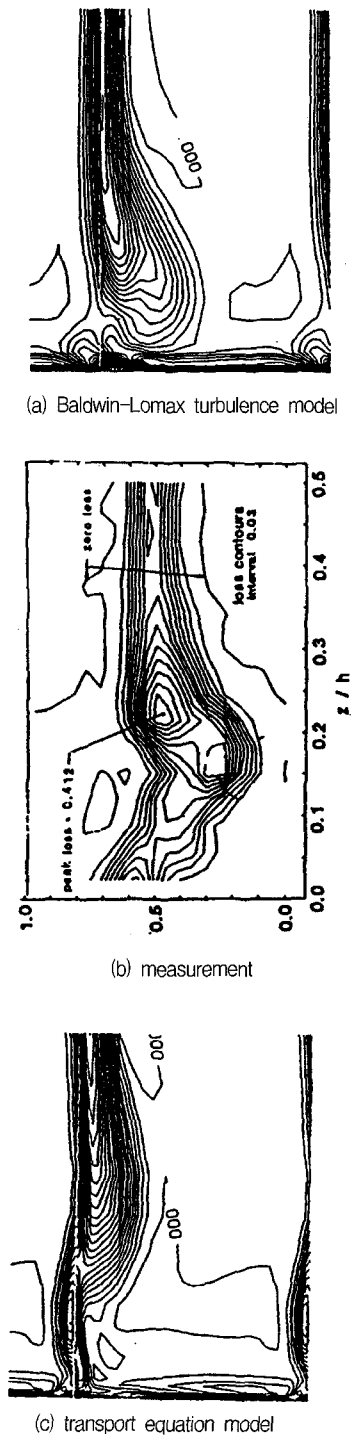


Fig. 4 Comparison of measured and predicted loss coefficients at the exit of a cascade of low-pressure gas turbine blades(two different turbulence models)

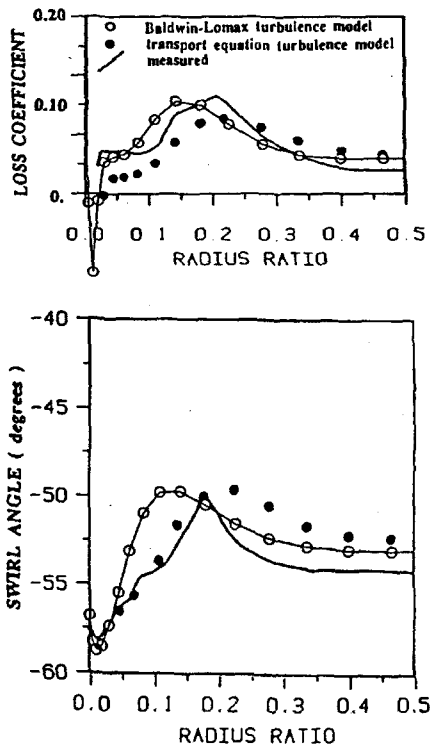


Fig. 5 Comparison of measured and predicted circumferentially averaged less coefficient and swirl angles at the exit of a cascade of low-pressure gas turbine blades(two different turbulence models)

Fig. 6은 환형관(annulus)안에 설치된 터빈 노즐 안내 깃의 세 위치에서 정압과 손실의 분포를 나타낸 것이다<sup>(4)</sup>. 코드(chord) 중앙에 위치한 plane 3에서는 작은 원주방향 속도만 있고 압력구배는 날개와 날개사이(blade-to-blade) 면의 유선곡률에 의해 나타난다. 후연(trailing edge) 직전(plane 4)까지는 상당한 크기의 원주방향 속도가 발생하며 이에 의한 압력구배는 유선곡률에 의한 압력구배와 유사하여 등압선이 비스듬히 높게 된다. 후연 하류(plane 4)에서는 날개에 의해 주어지는 힘이 더 이상 없기 때문에 후류를 제외하고는 등압선이 거의 원주방향으로 나타난다. 손실은 부압면과 엔드월 구석에 집중되어 있다. 이 손실은 후연에 가까워지면서 반경방향 안쪽으로 향하는 압력구배의 증가에 따라 반경방향 안쪽으로 퍼져간다. 또한 후연 하류에서도 반경방향 압력구배가 저 에너지를 갖는 후류내에서의 유동을 반경방향의 안쪽으로 흐르게 함으로서 손실을 반경방향 안쪽으로 확산되게 만든다.

이차유동은 원심식 터보기계에서도 매우 중요하다. Fig. 7은 원심압축기의 부압면, 압력면과 슈라우드(shroud)

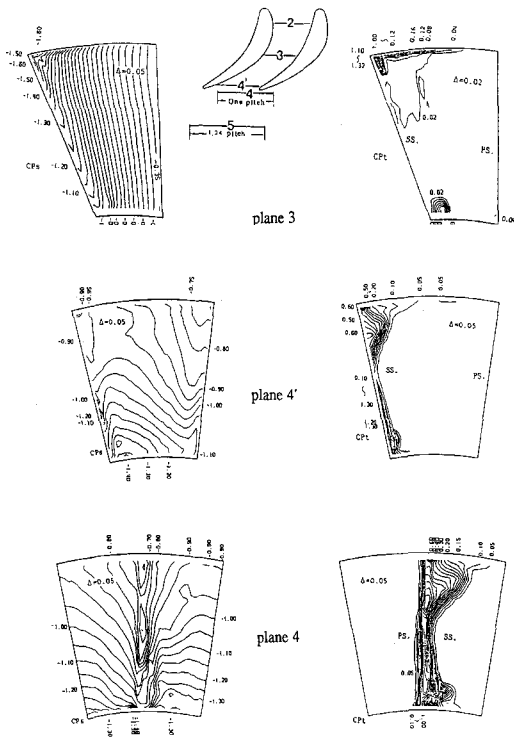


Fig. 6 Static pressure coefficient(CPs) and loss coefficient(CPL) in three cross-flow planes in an annular cascade of nozzle guide vanes

근처에서 3차원 Navier-Stokes 수치계산코드<sup>(5)</sup>를 사용하여 예측된 속도벡터를 나타낸다. 낮은 상대 전압을 가진 유체는 자오면의 유선곡률 반경방향의 압력구배에 의해 슈라우드쪽으로 모인다. 슈라우드근처에서는 경계층의 저속유체가 날개의 부하 압력장에 의해 압력면에서 부압면으로 강한 이차유동을 만든다. 따라서 이들 두 이차유동은 슈라우드와 부압면 구석에 축적되어 저속의 후류영역을 만든다. 이에 비해 이러한 영향을 받지 않고 임펠러를 통과하는 유동은 제트(jet)유동처럼 보이기 때문에 임펠러 출구유동이 제트-후류(jet-wake) 구조를 갖는다고 말한다. Fig. 8에서 보는바와 같이 임펠러 내부에서 여러 개의 유동단면에서 얻은 속도의 계산결과와 실험결과는 제트-후류 구조의 분명한 성장을 보여준다. 이와 같은 이차유동의 형태는 반경류 터빈에서도 유사하게 나타난다<sup>(6)</sup>.

## 2.2. 팁 누설(틈새)유동(Tip Leakage, or Clearance, Flow)

슈라우드가 없는 날개에서는 팁 끝에서 날개 양면의 압

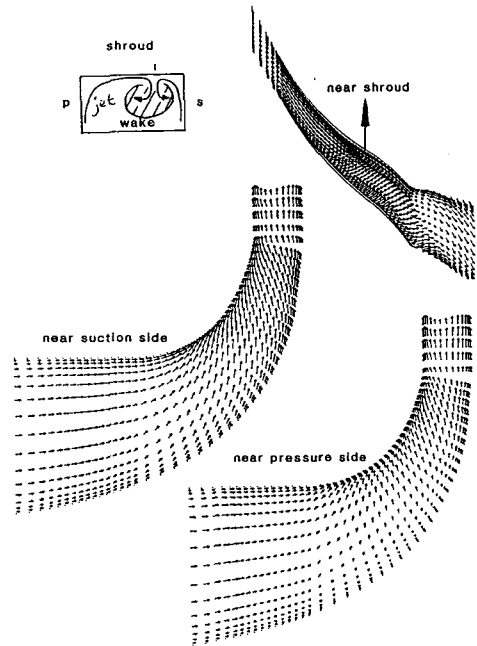


Fig. 7 Predicted velocity vectors near the section and pressure surfaces and the shroud of a centrifugal impeller showing the strong secondary flows

력차에 의해 팁 틈새를 통해 흘러가는 누설유동이 발생한다. 이 틈새유동은 아주 강하게 나타나며 엔드월 근처의 상당한 영역에 걸쳐 유동장의 구조에 영향을 미친다. 따라서, 이 틈새유동은 전체 손실계수, 압축기에서의 안정성(stability), 터빈에서의 열전달 특성과 밀접한 관련이 있다.

팁 누설유동에 대한 실험데이터가 한정되어 있기 때문에 완전 3차원 계산결과는 누설유동해석에 크게 도움이 된다. 예를 들어 Fig. 9는 높은 허브-케이싱비의 일단 저속압축기에서 로터의 틈새유동에 대해 예측된 유체입자의 궤적을 보여준다. 팁 틈새유동은 날개 챔버선에 거의 수직하며 거의 직선을 따라 누설와류로 말리는 것을 분명하게 볼 수 있다.

3차원계산이 실험데이터를 해석하는데 유용하지만, 팁 누설유동에 대한 물리적인 미커니즘(mechanism)을 이해하는 데에는 단순화된 실험과 단순모델이 필요하다. 틈새의 크기가 팁 주변의 압력장에 미치는 영향을 알아보기 위해 Storer & Cumpsty<sup>(7)</sup>는 축류압축기 날개의 선형캐스케이드를 사용하여 실험을 수행하였다. Fig. 10은 0%, 2%, 4%의 틈새에 대해 엔드월에서의 측정값과 계산값을 보여주고 있다. 틈새유동은 압력장에 상당한 변형을 야기시키고 있으며, 압력이 가장 낮은

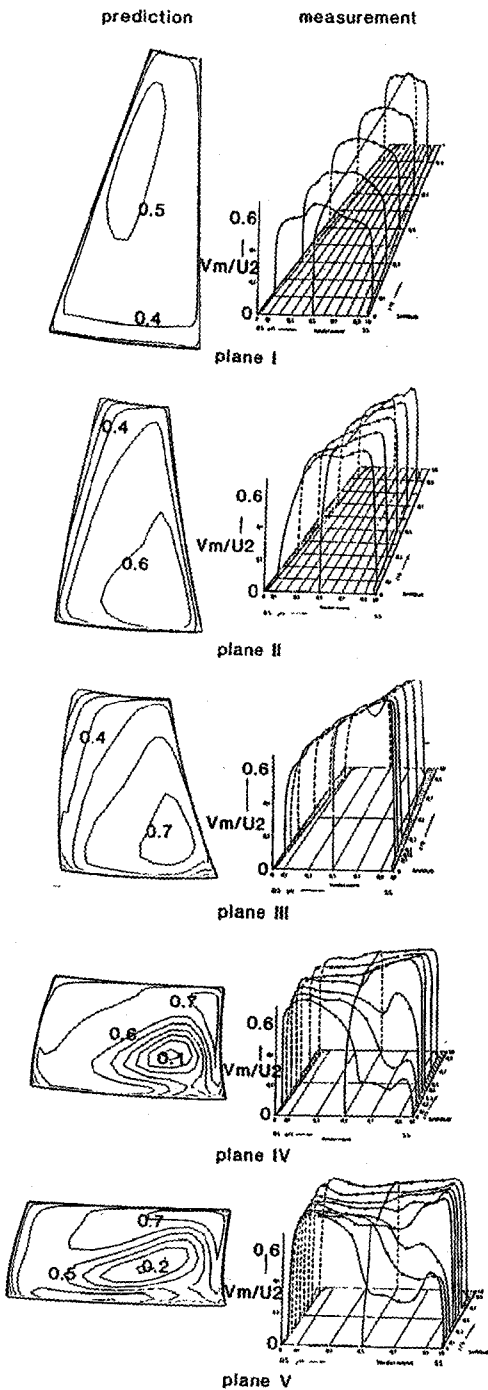


Fig. 8 Predicted and measured meridional velocities in a series of cross-flow planes through the impeller showing the development of the "jet-wake" flow

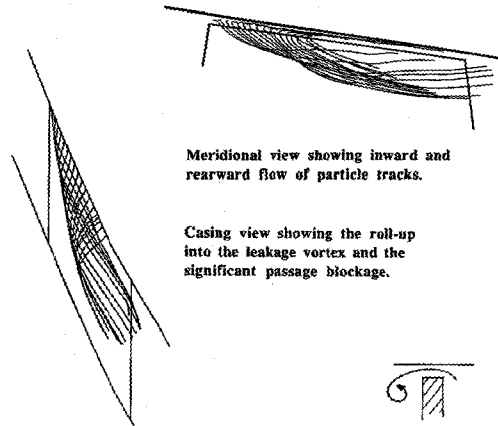


Fig. 9 Predicted particle tracks through a low-speed compressor rotor tip clearance showing the roll-up into the tip leakage vortex

Contours of static pressure coefficient - contour interval =  $0.05 \times$  inlet dynamic head

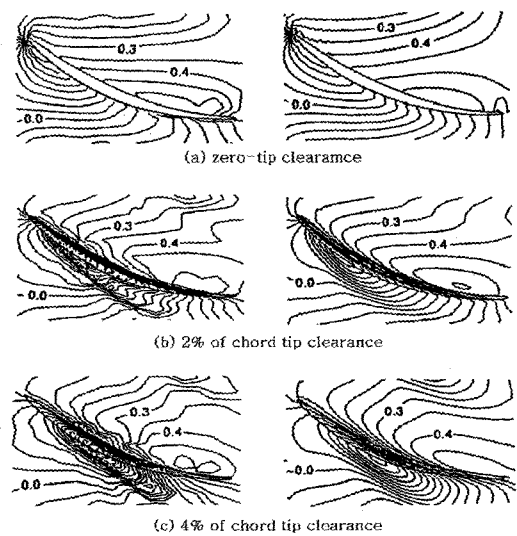


Fig. 10 The measured and predicted over-tip leakage flow in a compressor cascade for zero clearance, 2% and 4% of chord clearance

부분은 누설속도가 최대인 위치와 대응되고 있다. 이 영역은 틈새의 크기가 증가함에 따라 후방으로 움직인다. 터빈의 이 영역에서는 열전달율이 크게 증가하여 'tip burnout'를 일으킬 수 있다.

만약 날개두께가 압축기 날개처럼 얇다면, 캠버선 (camberline)에 평행한 유동속도는 변하지 않고 수직 속도성분은 날개 팁에서의 압력차에 의해 틈새의 유출

계수(discharge coefficient)에 상응하는 오리피스를 통하여 발생하는 비점성제트라 가정할 수 있다. 이 모델을 사용하면 팁 끝을 넘어가는 누설 유동속도를 아주 잘 예측할 수 있다. Fig. 11은 이러한 단순모델에 의해 예측된 누설속도와 구동력인 날개의 압력면과 부압면에서의 압력값을 코드방향에 따라 측정한 값<sup>(7)</sup>과 함께 나타내었다. 틸새유동이 날개 손실에 미치는 영향은 주 유동과 누설제트 사이의 유동혼합(mixing) 계산을 수행함으로써 평가될 수 있을 것이다.

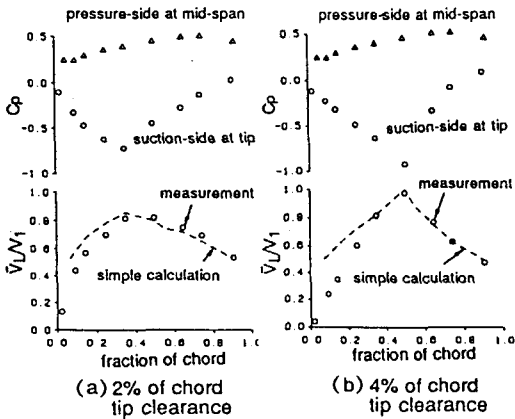


Fig. 11 Measured and predicted clearance flow velocities and pressure coefficients in the compressor cascade shown in fig. 10

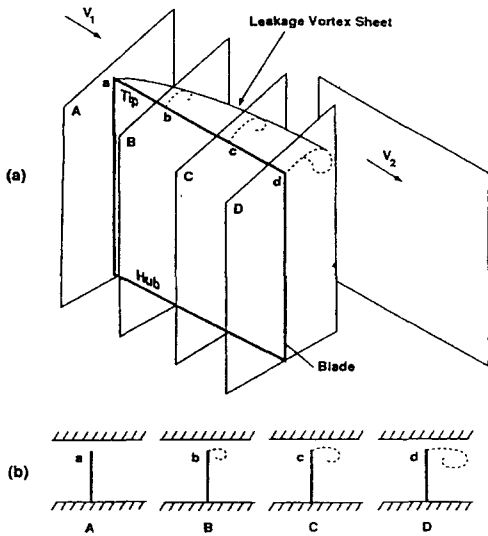


Fig. 12 Correspondence between three-dimensional steady tip clearance flow and unsteady two-dimensional flow

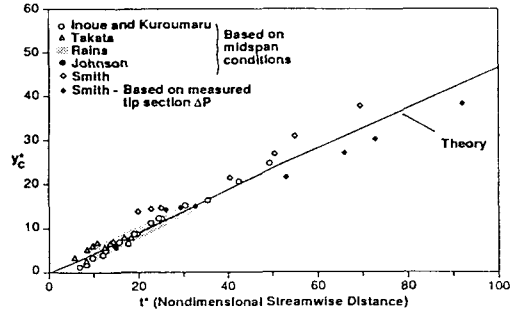


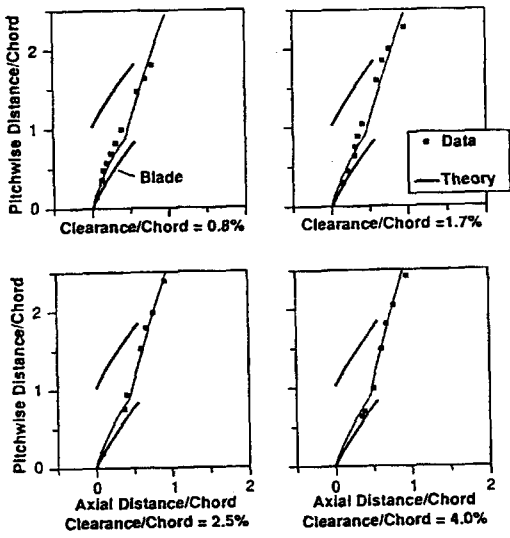
Fig. 13 Generalized tip clearance vortex core trajectory (projected on a constant radius surface)

압축기 안정성 문제와 관련하여 중요한 것은 날개 통로 내에서 누설와류의 위치이다. Chen 등<sup>(8)</sup>은 Fig. 12에서와 같이 날개 팁으로부터 떨어져 나가는 정상 3차원 와판(vortex sheet)과 2차원 유동에서 비정상(unsteady)으로 말리는 와선이 대략적으로 일치한다는 근거로 와류의 위치에 대한 간단한 모델을 개발하였다. 이 모델에서 누설유동은 평균 축방향속도로 하류로 움직이는 기준좌표계에서 관찰된다. 이 모델에 의한 해석은 와류가 전개되는 무차원시간,  $t_{ND}$ 가 아래와 같이 기술될 수 있음을 보여주었다.

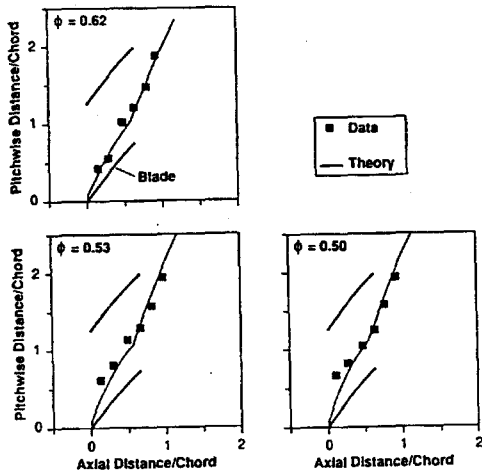
$$t_{ND} = \frac{\text{time}}{\text{clearance}} \sqrt{\frac{\Delta P}{\rho}}$$

또한, Fig. 13에서 볼 수 있는 바와 같이 여러 실험 데이터를 한 곡선으로 줄일 수 있는 상사성이 발견되었다. 팁 틸새와 동작점 변화에 대한 누설와류의 궤적에 대한 실험결과와 예측결과가 Fig. 14에 비교되어 있으며, 서로 잘 일치하고 있다.

때때로 틸새유동은 거의 유동장 전체에 영향을 끼치지만 늘 해로운 것만은 아니다. Fig. 15는 연구용 일단 압축기의 스테이터 허브에서 틸새가 있는 경우와 없는 경우에 스테이터 부압면 근처에서 계산으로부터 얻은 속도벡터와 가시화 실험결과를 나타내고 있다<sup>(9)</sup>. 허브 틸새가 없는 경우 스테이터의 부압면에서 넓은 영역에 걸쳐 역류가 나타나며 사실상 스톨이 일어나고 있다. 허브 틸새가 있는 경우 이 커다란 스톨영역이 사라지고 단지 작은 박리영역만이 남아 있음을 알 수 있다.



(a) Effect of clearance (data of Inoue et al., 1986 & Inoue & Kuroumaru, 1988)



(b) Effect of operating point (data of Takata 1988)

Fig. 14 Comparison between measured leakage vortex position and that calculated using a simple model

### 3. 3차원 유동을 이용한 설계

터보기계의 공력설계에 있어서 성능을 향상시키기 위해 3차원유동을 이용하는 설계기법들이 있다. 이들의 대표적인 것이 날개를 스위프(sweep), 린(lean), 엔드벤드(end-bend) 시키는 방법이다. 이들이 유동장에 3차원적인 영향을 크게 미치지만 준3차원적 S1/S2 계산 시스템을 사용하여 정성적으로 이해될 수 있다.

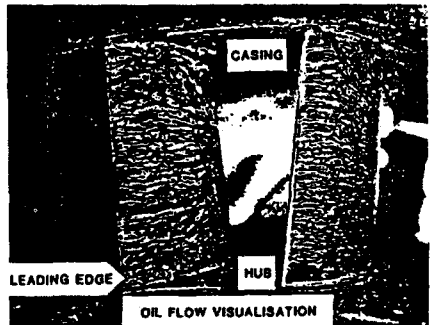
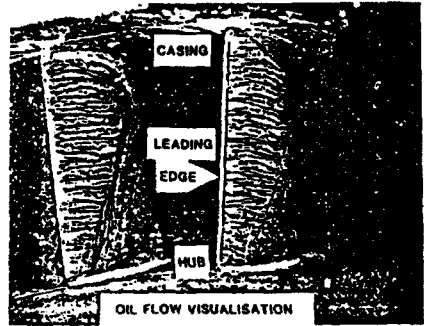
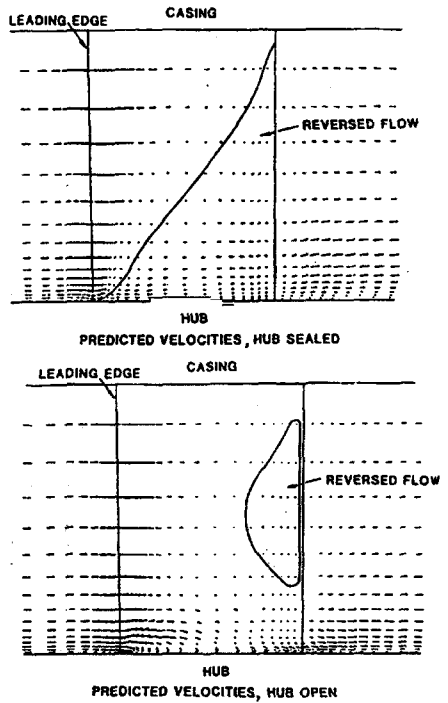


Fig. 15 Predicted and measured flow near the suction surfaces of the stator in a single-stage compressor both with and without clearance at the stator hub

### 3.1. 날개의 스위프(Blade Sweep)

날개의 스위프이란 Fig. 16에서 보는 것처럼 익렬의 전연이 입구유동과 수직을 이루지 않고 축방향으로 기울어져 있는 것을 말한다. 여기서  $\lambda$ 는 스위프각이다. 스위프는 전통적으로 날개 전연에 수직한 마하수를 감소시키기 위해 비행기 날개에서 이용되었다. 이것은 궁극적으로 손실의 크기를 감소시키며, 따라서 입사각(incidence)에 대한 버킷(bucket) 모양의 손실곡선에서 저 손실 영역의 폭을 확장시킨다. 그러나 터보기계에 적용될 때는 다른 더 중요한 영향들이 있다. 이들 영향은 실제로 완전 3차원적이지만 준3차원 해석을 사용하여 설명될 수 있다.

터보기계의 익렬에서 날개의 스위프는 S1과 S2 유곡면(streamsurface)의 형상을 변형시킨다. 유동이 익렬을 통과할 때 전연과 평행한 속도성분은 일정한 크기를 유지하려는 경향이 있다. 그러나 전연과 수직한 속도성분은 일반적으로 부압면쪽(suction side)에서는 가속되고 압력면쪽(pressure side)에서는 감속된다 (Fig. 16). 그래서 허브와 케이싱 벽면으로부터 먼 곳에서 부압면근처의 유동은 전연의 수직선 쪽으로 압력면에서는 수직선으로부터 멀어지는 쪽으로 흘러간다. 이와 같은 이유로 유곡면이 뒤틀려지며 익 통로내에 큰 스케일의 3차원유동이 발생된다.

날개스weep의 또 다른 영향은 Fig. 17에서 보는 것처럼 허브와 케이싱 벽면 근처에서 나타난다<sup>(10)</sup>. 전연에서의 정체압(stagnation pressure)은 유입되는 유동을 전연 상류에서 뒷방향으로 향하게 만든다. 이와 같은 유동의 재분포는 허브부근에 있는 날개의 앞부분에서 속도크기를 감속시키며, 케이싱 근처에 있는 날개 앞부분에서는 속도를 증가시킨다. 반대로 허브 근처의

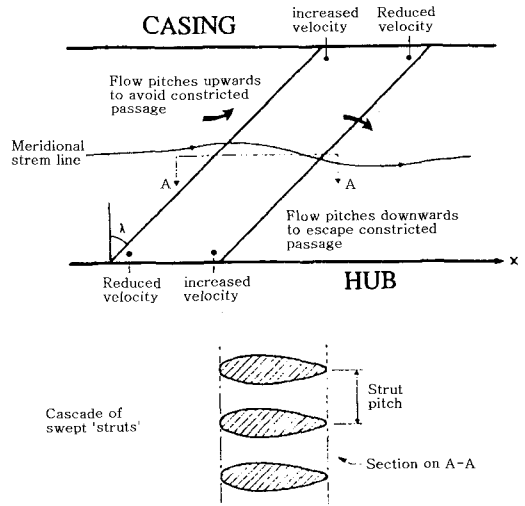


Fig. 17 The effect of blade sweep on the flow through struts which have high blockage

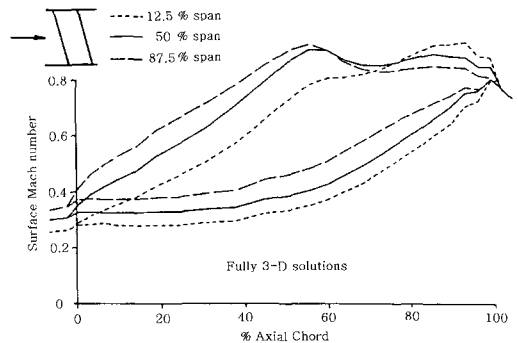


Fig. 18 Computed flow in 45° swept cascade of turbine nozzle blades (fully three-dimensional solution)

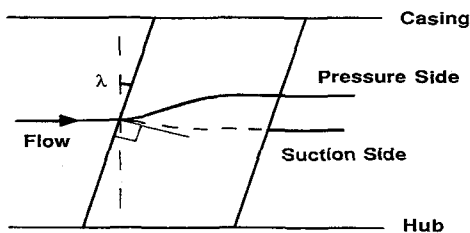


Fig. 16 Specification of the sweep angle  $\lambda$  for a blade. The surface stream-lines are deflected differently on the pressure and suction sides of the aerofoil thus generating large scale streamsurface deformation

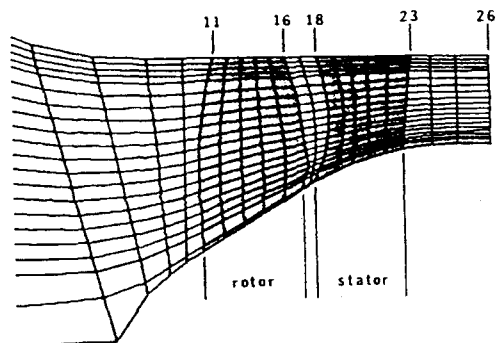


Fig. 19 A compressor stage which utilizes a stator with a swept leading edge to reduce loading near the hub



날개 뒷부분에서는 속도가 가속되며 케이싱의 날개 뒷부분에서는 속도가 감속된다. 그러므로 스윙은 날개부하(blade loading)의 반경방향 분포에 큰 영향을 미친다.

스윙된 터빈의 노즐 안내익(nozzle guide vane) 캐스케이드에 대해 계산된 익면 마하수의 분포를 Fig. 18에서 보여 주고 있다<sup>(10)</sup>. 이 그림은 부하의 스패ん(span)방향 변화를 분명하게 보여주고 있다. 부하의 감소는 효율의 증가를 가져온다. 그러나 스윙을 사용한 설계는 항공기 엔진 맨 앞 단의 터보팬이나 LP스팀터빈과 같이 엔드윅이 큰 피치각(pitch angle)을 가지고 있는 경우를 제외하고 실제로 사용된 예가 많지 않다. Wennerstorm<sup>(11)</sup>은 큰 부하의 천음속 압축기 단에서 스테이터 허브 근처의 부하를 감소시키기 위해 스윙을 사용하였다. Fig. 19에서 보는 자오면(meridional)에서의 유선의 형상을 볼 때 설계는 매우 성공적이라 평가할 수 있다.

### 3.2. 날개의 린(Blade Lean)

만약 날개가 반경방향이 아니라 원주방향으로 기울어 있는 축을 따라 스택(stack)되었다면 날개가 린(lean)되었다고 말한다. 이것은 날개의 부하가 유동의 반경 평형(radial equilibrium)에 영향을 줄 수 있다는 생각에서 나왔다.

린에 의한 영향은 날개의 종횡비(aspect ratio)에 따라 크게 달라진다. 이 영향을 이해할 수 있는 가장 좋은 방법은 자오면에서의 유선곡률식(streamline curvature equation)에 반경방향의 힘,  $F_r$ , 을 추가하여 고려하는 것이다<sup>(12)</sup>.

$$F_r + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r} = \frac{V_\theta^2}{r} + \frac{V_m^2}{r_m} \quad (1)$$

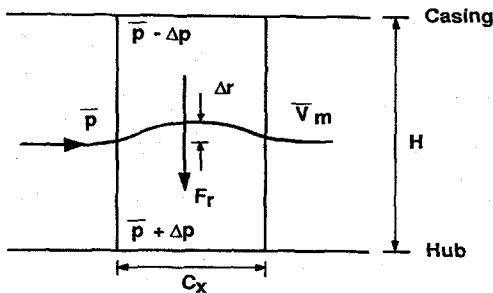


Fig. 20 Simplified analysis of the effect of a radial pressure force,  $F_r$ (due to blade lean) causing stream-surface movement

이 식은 Fig. 20과 같이 평행 환형관을 흘러가는 유동이 반경방향의 안쪽으로 날개에 의한 힘을 받는 경우(날개의 압력면이 허브를 향하도록 린이 되어 있는 경우)를 모델링한다. 이 식으로부터 날개에 의해 주어지는 힘의 변화가 유동에 미치는 영향을 매우 근사하게 평가할 수 있다. 원주방향속도,  $V_\theta$ , 와 평균 자오면속도,  $\overline{V}_m$ , 이 변하지 않는다고 가정하면,

$$\Delta F_r + \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial r} (\Delta p) = \overline{V}_m^2 \Delta \left( \frac{1}{r_m} \right) \quad (2)$$

윗식을 근사를 통해 변형시키면<sup>(12,13)</sup> 다음과 같은 식을 최종적으로 얻을 수 있다.

$$\Delta F_r \sim \frac{2}{H} \frac{\Delta p}{\rho} + 4 \left( \frac{H}{C_x} \right) \cos^2 \alpha \frac{\Delta p}{\rho} \quad (3)$$

이 식으로부터 다음과 같은 결론을 얻을 수 있다. 만약 날개의 압력면이 허브를 향하여 기울어졌다면 날개는 유동에 대해 반경방향 안쪽으로 힘을 작용시켜 허브에서의 압력은 증가시키고 케이싱에서는 감소시킬 것이다. 엔드윅부근에서의 압력이 변화하면 이에 대응하여 속도 크기도 변화될 것이다. 허브 부근에서 속도의 감소는 유동을 허브로부터 떨어지는 방향으로 흐르도록 만든다. 또한 식 (3)은 반경방향의 날개 힘의 영향이 반경방향의 압력구배의 증가(우변 첫째항)와 유선곡률의 증가(우변 둘째항)사이 어떻게 배분되는지 근사하게 보여준다. 즉,

$$\frac{\text{유선곡률의 변화}}{\text{반경방향 압력구배의 변화}} \sim \left( \frac{H}{C_x} \cos \alpha \right) \quad (4)$$

이 된다. 식 (4)에서  $H/C_x$ 는 종횡비(aspect ratio)이다.

높은 종횡비에서는 유선곡률항이 크게 변한다. 이것은 유선의 반경방향으로의 이동이 커져, 상대적으로 엔드윅에서의 압력은 작게 변화하게 된다. 큰 유선의 곡률은 날개의 높이(height)에 비례하는 크기로 날개의 상류와 하류로 가면서 감소하기 때문에 여러 인접한 익렬까지 영향을 미칠 수 있다<sup>(12)</sup>. 이와 같은 특성으로 린은 저압용 스팀터빈과 같은 낮은 허브-팁 비의 터보기계에서 허브에서의 반동도(reaction)을 증가시키기 위해 사용될 수 있다<sup>(14)</sup>. 낮은 허브-팁 비의 터보기계에서 허브에서의 반동도가 음수가 될 위험성이 있지만 린을 사용하면 쉽게 20~30%의 반동도까지 증가시킬 수 있어 성능개선에 기여할 수 있다.

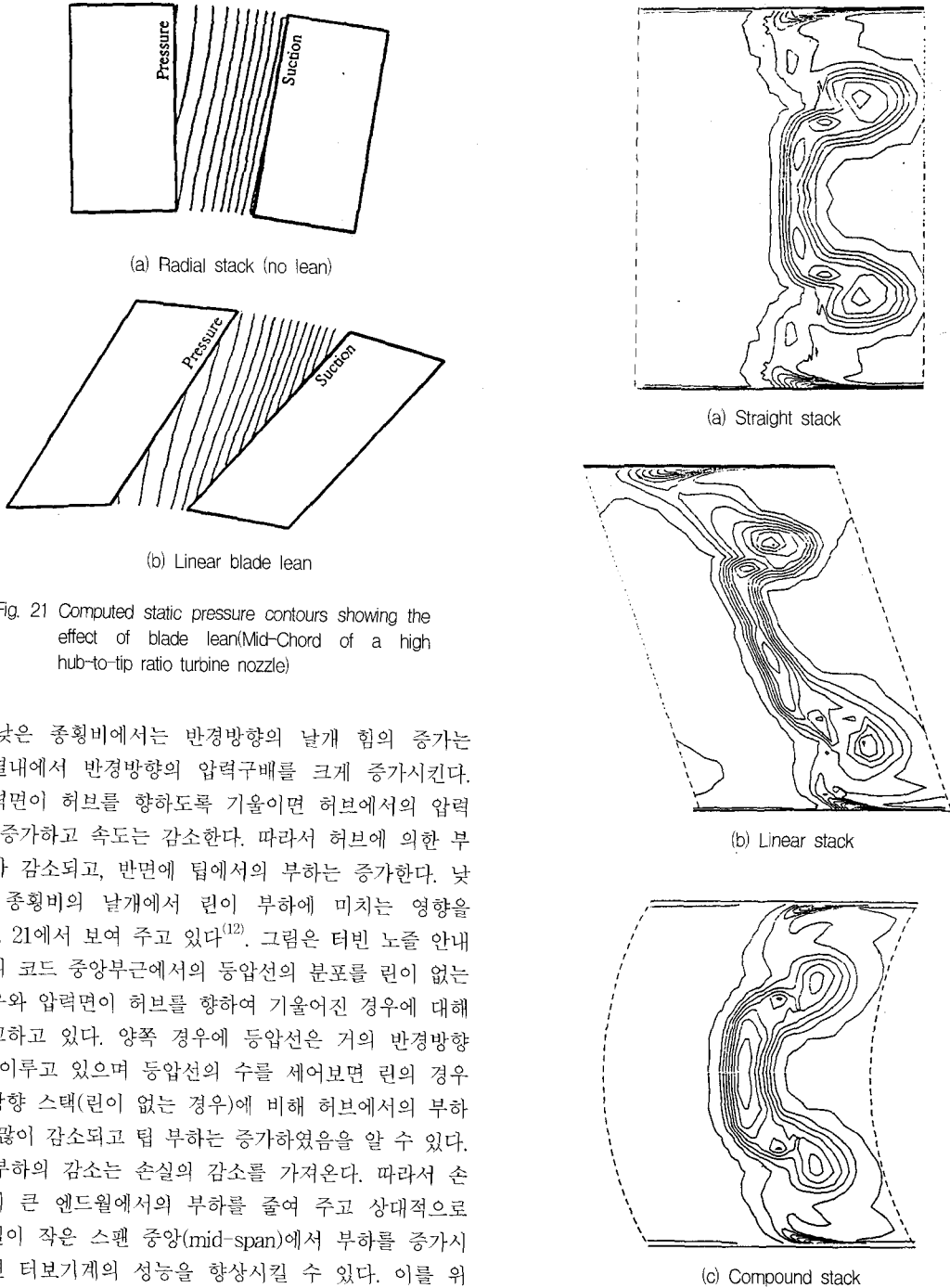


Fig. 21 Computed static pressure contours showing the effect of blade lean(Mid-Chord of a high hub-to-tip ratio turbine nozzle)

낮은 중형비에서는 반경방향의 날개 힘의 증가는 익렬내에서 반경방향의 압력구배를 크게 증가시킨다. 압력면이 허브를 향하도록 기울이면 허브에서의 압력은 증가하고 속도는 감소한다. 따라서 허브에 의한 부하가 감소되고, 반면에 팁에서의 부하는 증가한다. 낮은 중형비의 날개에서 린이 부하에 미치는 영향을 Fig. 21에서 보여 주고 있다<sup>(12)</sup>. 그림은 터빈 노즐 안내익의 코드 중앙부근에서의 등압선의 분포를 린이 없는 경우와 압력면이 허브를 향하여 기울어진 경우에 대해 비교하고 있다. 양쪽 경우에 등압선은 거의 반경방향을 이루고 있으며 등압선의 수를 세어보면 린의 경우 축방향 스택(린이 없는 경우)에 비해 허브에서의 부하가 많이 감소되고 팁 부하는 증가하였음을 알 수 있다.

부하의 감소는 손실의 감소를 가져온다. 따라서 손실이 큰 엔드월에서의 부하를 줄여 주고 상대적으로 손실이 작은 스패 중앙(mid-span)에서 부하를 증가시키면 터보기계의 성능을 향상시킬 수 있다. 이를 위해 날개의 압력면이 허브부근에서는 허브를 케이싱 부근에서 케이싱을 향하도록 기울이고 스패중앙에서는 반경방향을 향하는 혼합형 린(compound lean)을 가진 날개로 생각할 수 있다. 현재 혼합형 린의 날개는

Fig. 22 Measured contours of stagnation pressure loss behind three turbine cascades which have the same two-dimensional blade section but different stackings to vary the blade lean

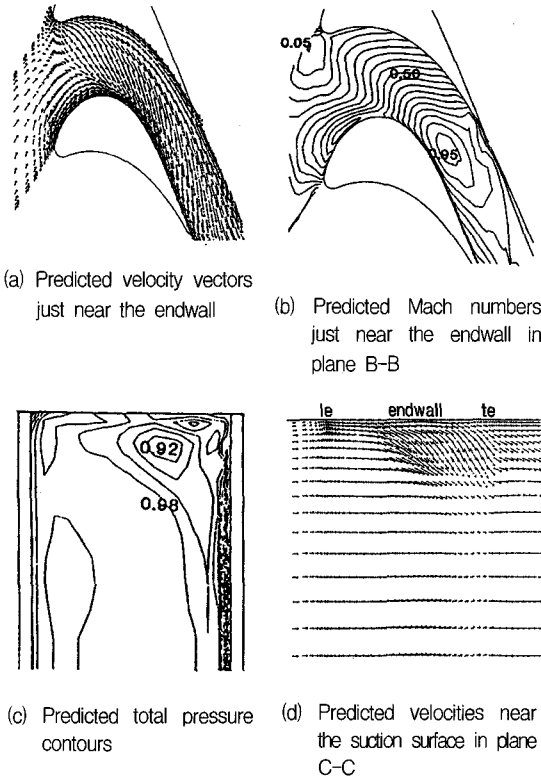


Fig. 23 Predicted secondary flow in a cascade of high pressure gas turbine blades with linear stacking

항공기 엔진의 고압터빈 날개에 점차 많이 사용되고 있다. Fig. 22는 다른 세 종류의 린(straight stack, linear stack, compound stack)을 가진 터빈 날개의 선형 캐스케이드에 대하여 캐스케이드 하류에서 측정된 손실 계수의 등고선을 보여주고 있다<sup>(15)</sup>. 압력면이 허브쪽으로 기울어진 선형 스택(linear stack)의 경우 직선 스택(straight stack)에 비해 부하가 적은 허브부근에서는 손실이 예상했던 대로 감소하지만 케이싱에서는 부하의 증가로 손실이 증가한다. 혼합형 스택(compound stack)의 경우 양쪽 엔드월에서 부하의 감소로 손실이 감소하였지만, 익 중앙부에서는 부하의 증가로 손실이 크게 증가한다. 이 경우에 실제로 익 통로에 대한 평균 손실계수는 세 종류의 린에서 모두 비슷하다<sup>(15)</sup>. 이와 유사한 결과가 압축기 날개에 대한 선형 캐스케이드 실험에서도 관찰되었다. 따라서 전체적인 성능 향상을 위해서는 익 중앙부분과 엔드월 사이의 손실을 균형을 이루게 하는데 달려 있다. 낮은 종횡비의 날개에서 린은 이차유동의 구조에 중요한 영향을 미친다.

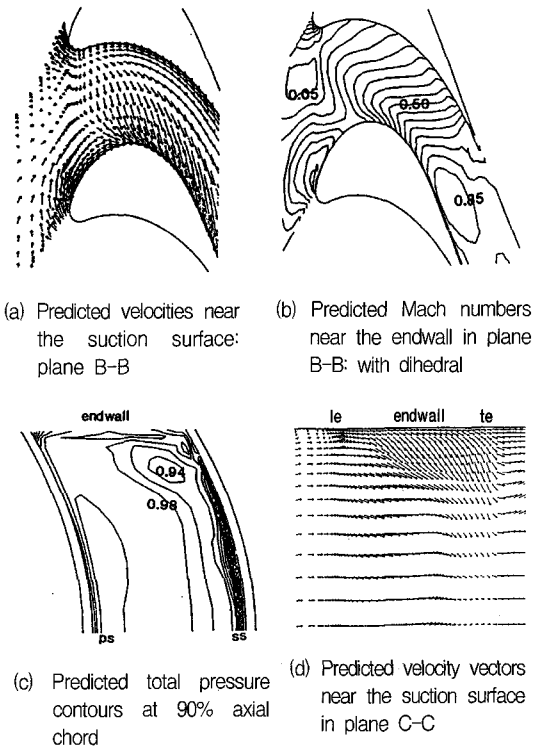


Fig. 24 Predicted secondary flow in a cascade of high pressure gas turbine blades with dihedral stacking (Sometimes called compound lean)

Fig. 23과 Fig. 24는 Dawes<sup>(2)</sup>가 3차원 Navier-Stokes 코드를 사용하여 수행한 연구결과이다. 혼합형 린의 날개에서의 이차유동의 형태는 린이 없는 경우와 다르게 나타난다. 나중에 Harrison<sup>(15)</sup>의 실험에 의해 증명된 이 예측은 엔드월에서의 이차유동과 관련된 스펬방향의 유동이 혼합형 린의 경우 스펬을 따라 좀 더 많은 영역에서 나타나고 있다. 이는 날개의 린에 의해 부압면에서 엔드월에서부터 멀어지는 방향으로 압력구배가 생겼기 때문이다. 이것은 이차유동의 와류강도(vortex strength)를 감소시키지만, 부하의 증가로 이미 더 두꺼워진 스펬 중앙부의 경계층으로 저 에너지의 유체를 공급하는 효과를 가진다. 혼합형 린의 경우 90% 축코드 위치에서 예측된 손실은 와류 중심부에서 손실의 크기는 작아졌지만 스펬 중앙부에서는 증가하고 있다. 혼합형 린의 경우 전연에서의 발발굽 와류 구조와 관련된 안장점(saddle point) 또한 피치 중앙부로 움직이고 있어 엔드월의 더 많은 부분이 매우 얇고 매우 손실이 큰 새로운 경계층을 만들며, 이것이 엔드월에서 부하의 감소로 얻어진 손실의 감소량을 줄일 수 있다.

### 3.3. 압축기 날개의 엔드밴드(End-Bend)

스weep과 린 모두 날개의 스택킹(stacking) 축을 축방향(sweep) 또는 원주방향(lean)으로 경사시켜 얻을 수 있다. 엔드밴드는 엔드월 근처에서 날개의 형상을 바꾸어 날개의 입구/출구에서의 유동각을 수정하고, 이를 통하여 스펜방향의 부하분포를 변화시키는 것이다. 스펜방향으로 어떤 부하분포를 줄 것인가를 선택하는 것은 경험적이며, 좋은 결과와 나쁜 결과 모두가 나타날 수 있다.

엔드밴드를 사용하는 동기는 간단하다. 엔드월 영역에서의 성능은 익 중앙부에 비해 늘 떨어지므로 이것을 방지하기 위해 날개의 끝 부분을 수정하는 것이다. 엔드밴드에 대한 초기연구들은 대부분 엔드월 영역에서의 유동이 그곳에서의 국부적인 날개형상에 의해서만 결정된다고 가정하였다. 그러나 엔드월 영역에서

압력장은 먼저 거시적인 유동(bulk flow), 즉 익 중앙부에서의 유동에 의해 결정된다. 그러므로 엔드밴드 형상은 피치방향의 압력장에 대해 큰 영향이 없으며 실제로 단지 이차유동에 영향을 미칠 수 있을 뿐이다.

Wisler<sup>(16)</sup>는 저속 4단 축류압축기에서 로터와 스테이터의 날개형상을 여러 가지로 변화시켜 실험결과를 발표하였다. Fig. 25는 스테이터 A(conventional loading)와 스테이터 B(end-bend loading)에서의 결과를 나타내고 있다. 효율곡선을 비교해 보면 엔드밴드를 사용한 경우가 설계유량에서 단 효율(stage efficiency)이 0.5% 상승되었으며 최대 압력상승량이 3.2% 증가되었다.

Fig. 26 (a)는 설계유량에서 스테이터 A에 대해 세 번째 스테이터 입구와 출구에서 전압의 스펜방향의 분포를 보여준다<sup>(16)</sup>. 분명히 손실들은 엔드월 영역에 제한되어 있으며, 그림에는 나타나 있지 않지만 엔드밴드의 경우(stator B) 엔드월 손실이 약간 더 작게 나타

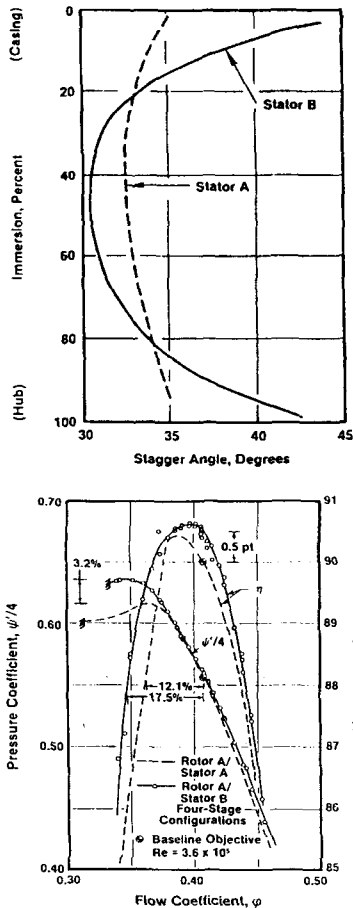


Fig. 25 The improvement in performance due to end-bend on the stators in a four-stage low-speed compressor

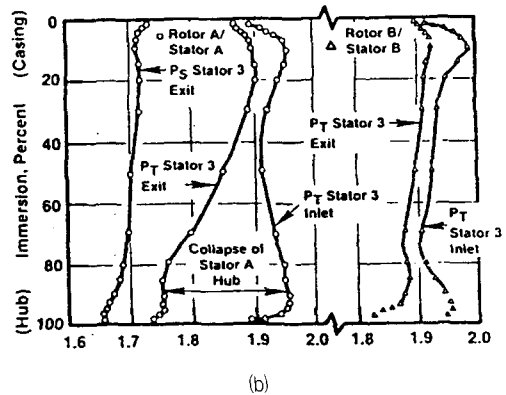
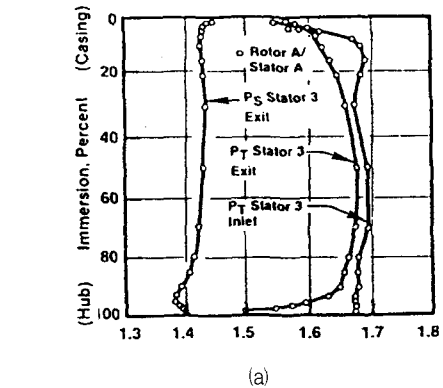


Fig. 26 Radial variation of total pressure showing (a) losses near endwalls at the design point, and (b) the collapse of stator A hub relative to stator B upon throttling(Stator A has end-bend)

난다. 두 경우에 대한 손실에 있어서 큰 차이는 압축기가 스로틀(throttle)되었을 때 관찰된다(Fig. 26(b)). 압축기가 스로틀되었을 때 일반적인 형상의 스테이터 A는 허브근처에서 손실이 크게 증가하지만 엔드벤드의 스테이터 B에서는 약간의 손실증가만 생기며 날개 전 스패를 거쳐 손실이 거의 일정하다. 그러므로 최대 압력상승 값이 증가하고 있다.

#### 4. 요약

터보기계내의 유동은 복잡하며 3차원적 현상을 나타낸다. 3차원 설계에 대한 개념은 간단한 모델로부터 유도될 수 있다. 날개의 스위프, 린, 엔드벤드 기법들은 성능을 개선하는데 사용될 수 있지만 만능적인 도구가 아니라 필요할 때 설계자가 채택할 수 있는 추가적인 설계도구로서 생각해야 한다. 이들을 성공적으로 응용하기 위해서는 이들의 영향에 대한 물리적인 이해를 필요로 한다. 설계된 날개로 흘러가는 유동을 상세하게 연구하는데 3차원 Navier-Stokes 수치계산방법이 유용하게 사용될 수 있을 것이다.

#### 참고문헌

- (1) Sieverding, C. H., 1984, "Recent Progress in the Understanding of Basic Aspects of Secondary Flows in Turbine Blade Passages," Trans ASME J. of Engineering for Power, Paper No. 84-GT-78.
- (2) Dawes, W. N., 1986, "A Numerical Method for the Analysis of 3D Viscous Compressible Flow in Turbine Cascades," ASME Paper No. 86-GT-145.
- (3) Dawes, W. N., 1990, "A Comparison of Zero and One-Equation Turbulence Modelling for Turbomachinery Calculations," ASME Paper No. 90-GT-303.
- (4) Yamamoto, A., Yanagi, R. and Nouse, H., 1988, "Mechanisms of Secondary Flow and Losses Within a Three Dimensional Turbine Stator Cascade," Japanese NAL. TR-907T.
- (5) Dawes, W. N., 1987, "Application of a Three Dimensional Compressible Flow Solver to a High

- Speed Centrifugal Compressor Rotor-Secondary Flow and Loss Generation," I Mech. E conference, C261/87.
- (6) Zangeneh-Kazemi, M., Dawes, W. N. and Hawthorne, W. R., 1988, "Three Dimensional Flow in Radial Inflow Turbines," ASME Paper No. 88-GT-103.
- (7) Storer, J. A. and Cumpsty, N. A., 1990, "Tip Leakage Flow in axial Compressors," ASME Gas Turbine Conference, Brussels.
- (8) Chen, G. T., Greitzer, E. M., Tan, C. S. and Marble, F. E., 1990 "Similarity Analysis of Compressor Tip Clearance Flow Structure," ASME Paper 90-GT-153.
- (9) Dawes, W. N., 1988, "Development of a 3D Navier-Stokes Solver for Application to all Types of Turbomachinery," ASME Paper No. 88-GT-70.
- (10) Potts, I., 1987, "The Importance of S1 Stream Surface Twist in the Analysis of Inviscid Flow through Swept, Linear Turbine Cascades," I Mech. E Paper No. C258/87.
- (11) Wennerstrom, A. J., 1984, "Experimental Study of a High Through Flow Transonic Axial Compressor Stage," ASME J. of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 106.
- (12) Walker, P. J., 1987, "Blade Lean in Axial Turbines: Model Turbine Measurements and Simulation by Novel Numerical Methods," Ph. D. Thesis, Cambridge University.
- (13) Denton, J. D., 1989, "The Exploitation of 3D Flow in Turbomachinery Design," ASME Short Course.
- (14) Grant, J. and Borthwick, D., 1987, "Fully Three Dimensional Inviscid Flow Calculations for the Final Stage of a Large Low Pressure Steam Turbine," I Mech. E Paper No. C281/87.
- (15) Harrison, S., 1989, "The Influenced of Blade Stacking on Aerodynamic Losses in Turbine Blade Rows," Ph. D. Thesis, Cambridge University.
- (16) Wisler, D.C., 1985, "Loss Reduction in Axial-flow Compressors Through Low-Speed Model Testing", Trans ASME, J. of Engineering for Power, Paper ASME 84-GT-184.