

〈논 문〉

익렬 통로 내의 2차유동 및 손실에 관한 실험 연구

정양범* · 신영호* · 김상현*

(1996년 3월 30일 접수)

An Experimental Study on the Secondary Flow and Losses in Turbine Cascades

Y. B. Jung, Y. H. Shin and S. H. Kim

Key Words : Aerodynamic Loss(공력손실), Secondary Flow(2차유동), Passage Vortex(통로 와류), Saddle Point(안장점), Total Pressure Loss Coefficient(전압손실계수), Flow Deviation Angle(유동편이각), Limiting Streamline(한계유선)

Abstract

The paper presents the mechanism of secondary flows and the associated total pressure losses occurring in turbine cascades with turning angle of about 127 and 77 degree. Velocity and pressure measurements are taken in seven traverse planes through the cascade passage using a prism type five hole probe. Oil-film flow visualization is also conducted on blade and endwall surfaces. The characteristics of the limiting streamlines show that the three dimensional separation is an important flow feature of endwall and blade surfaces. The larger turning results in much stronger contribution of the secondary flows to the loss developing mechanism. A large part of the endwall loss region at downstream pressure side is found to be very thin when compared to that of the cascade inlet and suction side endwall. Evolution of overall loss starts quite early within the cascade and the rate of the loss growth is much larger in the blade of large turning angle than in the blade of small turning angle.

기 호 설 명

C	: 블레이드 코드	P_t	: 전압(total pressure)
C_{ax}	: 블레이드 축방향 코드	Re_c	: 블레이드 코드에 대한 레이놀즈수 ($Re_c = U_o \cdot C / \nu$)
C_{PT}	: 전압손실계수(total pressure loss coefficient)	S	: 블레이드 피치
C_{sk}	: 2차 운동에너지계수(secondary kinetic energy coefficient)	U, V, W	: x, y, z 방향의 속도성분
H	: 블레이드 스펠	U_o	: 익렬 출구 속도
H_{sf}	: 형상계수(shape factor)	V_s	: 2차유동 속도벡터의 크기
P_i	: 5공 프로브 각 압력공의 압력 ($i: 1\sim 5$)	x,y,z	: 3차원 좌표계
P_s	: 정압(static pressure)	$\Delta y, \Delta z$: y, z방향에 대한 5공 프로브의 이송거리
		$\Delta \theta$: 미드스팬에 대한 피치방향의 질량평균 유동편이각
		$\bar{\theta}$ (ms)	: 미드스팬에서의 피치방향 질량평균 유동 각

*한국중공업 기술연구원 열유체연구팀

δ	: 경계층 두께 (boundary layer thickness)
δ^*	: 배제 두께 (displacement thickness)
θ	: 운동량 두께 (momentum thickness)
ρ	: 공기밀도
i, j	: y, z 방향의 축정점
∞	: 상류측 자유유동에서의 값
$-$: 피치 방향의 질량평균
$=$: 질량평균

1. 서 론

증기터빈(steam turbine) 및 가스터빈(gas turbine)은 산업용/발전용, 플랜트 등의 동력원으로 널리 사용되고 있으며, 터빈의 최적설계는 제한된 에너지원의 효율적인 이용 및 비용 절감 등으로 인하여 중요한 연구 목표가 되고 있다. 특히 터빈의 성능은 전체 시스템의 효율에 많은 영향을 주기 때문에 세계의 주요 제작사들은 터빈의 성능 향상을 위한 연구에 많은 투자를 하고 있다.

터빈의 중요 부품인 블레이드는 공기역학적 설계(aerodynamic design)를 바탕으로 응력해석 등 복합적 요소에 의해 설계된다. 터빈 익렬 내의 유동은 끝벽(endwall)과 블레이드의 상호작용으로 인하여 근원적으로 복잡한 3차원 와류를 형성하게 된다. 터빈 익렬 내의 이러한 유동현상은 터빈의 공력손실(aerodynamic loss)과 효율에 직접적인 영향을 미치기 때문에 설계된 터빈 블레이드의 공력특성을 시험하고 블레이드의 설계에 사용되고 있는 수치해석 코드의 정확성을 검증하기 위하여 익렬 유동에 대한 실험연구는 필수적이다.

지금까지 터빈 익렬 내부의 유동특성에 대하여 많은 연구가 진행되어 왔으며,^(1~12) 일반적으로 터빈 익렬 내의 2차유동(secondary flow) 및 공력손실은 익렬 입구의 경계층, 입사각, 블레이드의 형상 등에 의해 달라진다고 알려져 있다.

Langston 등⁽¹⁾은 저속 케이스케이드 풍동에서 유동가시화, 속도 및 압력측정 등을 통하여 끝벽에서의 경계층 박리현상과 공력손실 등에 대하여 연구하였으며, Gregory 등⁽²⁾은 전압손실분포, 난류강도 및 전단응력 등을 측정하여 높은 손실영역과 역와류(countervortex)와의 관계를 규명하고, 높은 손실영역에서 난류강도와 전단응력이 커진다고 하였다. Moore 등⁽³⁾은 블레이드 앞전(leading edge)의 형상은 공력손실에 큰 영향을 미치지 않으며,

전체 손실의 약 50%가 뒷전 하류에서 발생된다고 하였으며, Chen 등⁽⁴⁾은 익렬 입구조건이 공력손실에 미치는 영향에 대하여 연구하였다. Yamamoto 등^(5,6)은 선형터빈 익렬에서 발생하는 2차유동과 이와 관련된 공력손실에 대하여 연구하였으며, 또한 입사각의 변화가 2차유동 및 손실에 미치는 영향을 연구하였다. Marchal 등⁽⁷⁾은 시트 빔을 이용한 유동가시화로 익렬 통로 내의 2차유동 현상을 연구하였으며, Gaugler 등⁽⁸⁾은 헬륨 기포를 익렬 입구의 경계층 내에 주입하여 말굽와류의 진행과정을 가시화하였다. Moore 등⁽⁹⁾은 블레이드의 압력면과 흡입면의 선단 부근에 에틸렌을 주입하여 말굽와류와 통로와류의 발달과정을 연구하였으며, Belik⁽¹⁰⁾은 유막법으로 끝벽에 대한 한계유선을 가시화하여 흡입면 모서리와류(corner vortex)의 존재 위치를 확인하였다. Sieverding 등⁽¹¹⁾은 유색 연기를 이용하여 익렬 통로 내의 유동과정을 가시화하여 압력면 말굽와류는 하류로 진행되면서 통로와류와 합쳐짐을 보였으며, 블레이드 허브(hub)와 팁(tip) 부근의 통로와류 강도는 반경방향의 압력구배에 지배된다고 하였다.

본 연구에서는 국내 화력발전소에서 사용되고 있는 고압터빈 2단 bucket, nozzle 블레이드를 모델로 하여 익렬 내의 3차원 속도 및 압력분포 등의 측정과 유동가시화를 통하여 블레이드의 공력특성 및 손실계수 등에 대한 자료를 얻고자 한다.

2. 실험장치 및 방법

2.1 모델 및 측정장치

본 실험에 사용된 풍동은 아음속 개방형 풍동(open type wind tunnel)으로 전체 시스템은 Fig. 1에 나타내었다. AC 모터(11 kW, 1500 rpm)로 구동되는 축류 송풍기로 유입된 공기는 확산부(diffuser)와 정체실(settling chamber) 및 수축부(contraction)를 통과하면서 가속되어 시험부를 지나 배출되도록 설계하였다. 풍동의 출구 속도는 최대 33 m/s까지 인버터에 의해 조절이 가능하며, 자유유동 난류강도는 0.6% 정도이다. 이 풍동으로부터 나온 공기는 수축부를 통과한 후 입구유로로 유입되어 블레이드 설치부를 지나 출구로 배출된다. 터빈 익렬 통로 내의 유동장을 측정하기 위하여 5개의 모델 블레이드를 설치하였으며, 좌표계는 4번 블레이드의 앞전을 중심으로 유동 방향을 x

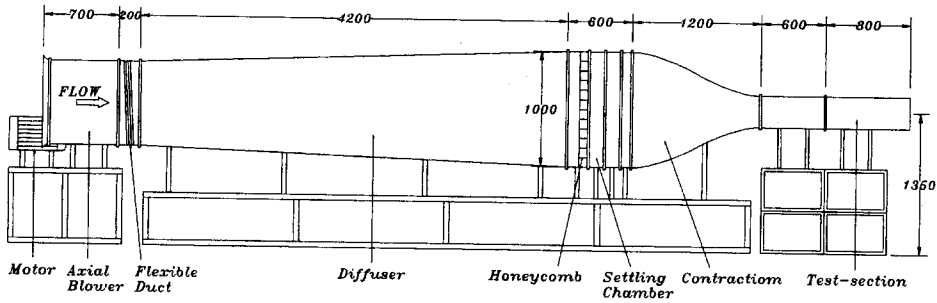
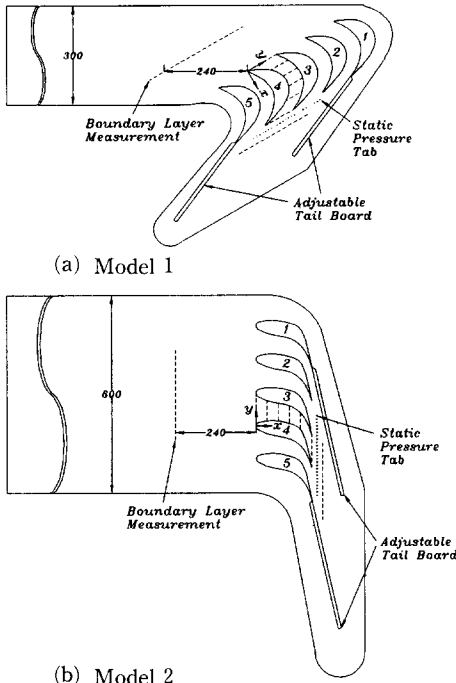


Fig. 1 Overall view of the cascade wind tunnel.



(a) Model 1

(b) Model 2

Fig. 2 Detailed view of test section.

축, 피치 방향을 y축, 스패น 방향을 z축으로 설정하였다. 입구유로의 크기는 모델 1의 경우 300×200 mm, 모델 2의 경우 600×150 mm이며, 블레이드의 설치부는 Fig. 2에 상세히 나타내었다. 본 실험에 이용된 블레이드 모델의 상세 사항은 Table 1과 같다.

익렬 내의 속도, 전압 및 정압은 프리즘 형 5공 프로브를 사용하여 7개($x/C_{ax}=0.0, 0.2, 0.4, 0.6, 0.8, 1.0, 1.2$)의 단면(y-z 평면)에서 측정하였다. 각 측정단면에서 프로브를 이송하기 위하여 DC 모터로 구동되는 2차원 이송장치를 사용하

Table 1 Model turbine blade geometry.

	Model 1	Model 2
Chord (C)	173.7 mm	206.4 mm
Axial Chord (C_{ax})	171.8 mm	165.2 mm
Pitch (P)	100.0 mm	100.0 mm
Span (H)	200.0 mm	150.0 mm
Aspect ratio (H/C)	1.15	0.727
Solidity (C/P)	1.74	2.064
Inlet flow angle (β_1)	60.3°	0.0°
Outlet flow angle (β_2)	66.8°	77.4°
Stagger angle	8.5°	36.9°
Scale	5.263	1.861

였으며, 이 이송장치를 1차원 이송이 가능한 장치 위에 설치하여 3차원 이송이 가능하도록 하였다. 각 측정단면에서의 압력 측정은 피치(y) 방향으로 20~25개, 스패น(z) 방향으로 22~24개의 측정점을 선택하였다. 벽면 근처에서의 측정위치는 프로브의 1번 압력공과 끝벽과의 거리가 약 6.5 mm이고 블레이드 표면으로부터의 거리는 약 3 mm이다. 이송장치는 컴퓨터에 의해 제어되어 프로브를 이송하게 되며, 각 피치에 대하여 스패น방향으로 측정한 후 피치방향으로 이송하였다. 5공 프로브로부터 압력신호를 획득하는 과정은 Fig. 3에 나타내었다. 5공 프로브는 피치각과 요각을 이용한 비영위법으로 교정하였으며, 교정 데이터의 불확실성(uncertainty)은 95%의 신뢰도에서 피치각 및 요각의 최대값이 0.8° 정도이다.⁽¹³⁾ 또한 터빈 익렬 입구유동의 속도, 난류강도, 경계층 두께 등의 측정은 경계층 측정용 I형 프로브(Model 1218-T1.5)를 사용

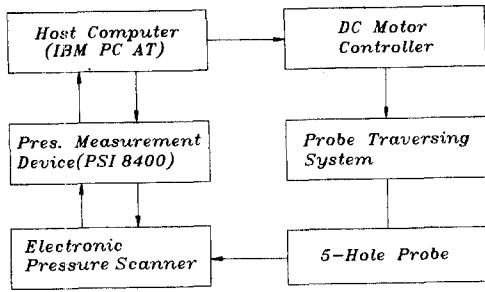


Fig. 3 Schematic diagram of data acquisition system.

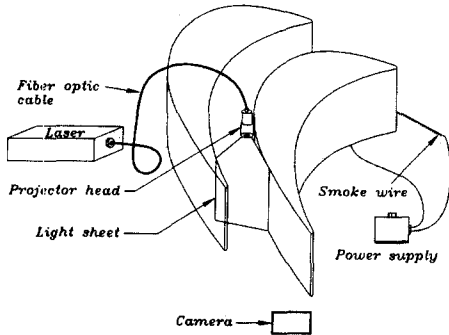


Fig. 4 Smoke wire flow visualization system.

하였다.

2.2 유동 가시화장치 및 방법

본 실험에서 터빈 익렬 통로 내의 2차유동 구조를 관찰하기 위하여 Large scale 구조를 비교적 쉽게 가시화 할 수 있는 스모그 와이어 (smoke-wire) 유동가시화기법을 이용하였으며, Fig.4는 가시화 시스템을 나타내고 있다. 가시화를 위한 연기 입자는 블레이드 앞전으로부터 전방 200 mm, 끝벽으로부터 4 mm 위치에 설치된 열선에서 발생되어 익렬 통로내로 주입되며, 이 연기가 레이저 sheet 빔과 교차하는 지점에 카메라의 초점을 맞추어 촬영하였다.

블레이드 앞전 근처에서의 끝벽 박리선과 익렬 통로 내의 횡단유동 및 블레이드 흡입면에서의 유동특성 등을 관찰하기 위하여 끝벽과 블레이드 흡입면에 대하여 유막법으로 한계유선 (limiting streamline)을 가시화하였다. 본 실험에서 사용된 유막법은 파라핀, 흑연분말, 오레인산을 혼합하여 사용하였다. 좋은 가시화 결과를 얻기위하여는 혼합비를 유속에 따라 다르게 결정해야 하며, 본 연구에서는 파라핀, 흑연분말, 오레인산의 체적비를

Table 2 Test conditions.

Model blade	Model 1	Model 2
Boundary layer thickness (δ)	24.0 mm	17.0 mm
Displacement thickness (δ^*)	3.82 mm	2.77 mm
Momentum thickness (θ)	2.78 mm	1.96 mm
Shape factor ($H_{\delta^*} = \delta^*/\theta$)	1.37	1.41
Reynolds No. ($Re_c = U_o \cdot C/\nu$)	3.1×10^5	3.67×10^5
Free-stream turbulent intensity	0.6 %	0.6 %
Maximum turbulent intensity (within boundary layer)	7.6 %	9.8 %

약 2 : 1 : 0.5로 하였다.

2.3 실험조건

블레이드가 직선으로 배치되는 익렬 내의 실험에서 블레이드 사이의 유동의 주기성을 유지하는 것은 매우 중요하다. 유동의 주기성을 확보하기 위해 일반적으로 사용되는 방법은 adjustable bleed와 adjustable tailboard를 설치하여 블레이드간의 유동의 변화를 조절하는 방법⁽¹⁾과 블레이드 후미에 adjustable tailboard만 설치하여 유동조건을 조절하는 방법⁽²⁾ 등이 있으며, 본 연구에서는 후자를 이용하여 유동의 주기성을 조절하였다. 즉 유동의 주기성은 익렬 출구부와 끝벽이 교차되는 지점의 끝벽에 설치된 정압공(외경 : 0.8mm, 내경 : 0.4 mm)의 응답을 확인하면서 adjustable tailboard를 조절하였다.

입구에서의 유동조건은 블레이드의 앞전에서부터 전방 240 mm ($x/C_{ax} = -1.45$) 지점에서 경계층 측정용 I형 프로브를 바닥으로부터 1 mm 떨어진 위치에서 미드스팬까지 이동하면서 측정하였다. 본 연구를 위하여 형성된 입구유동에 대한 데이터는 Table 2에 나타내었다. 배제두께 및 운동량두께의 계산을 위하여 속도측정이 이루어지지 않은 벽면에서부터 1 mm 떨어진 영역까지는 평판에 대한 층류 경계층유동의 벽면법칙 (law of the wall)으로 경계층속도를 근사시켜 구하였다.

3. 실험결과 및 고찰

3.1 익렬 내의 2차유동

터빈 익렬의 상류에서 블레이드 앞전으로 접근하는 입구 경계층유동은 블레이드 앞전에 가까워지면서 역압력구배를 받아 앞전 부근에서 끝벽으로부터 박리되어 3차원 와류를 형성하게 된다. 본 연구에서는 끝벽 및 블레이드 흡입면에서의 유동특성과 통로와류 등을 관찰하기 위하여 Model 1에 대하여 유막법 및 smoke wire 가시화법으로 유동가시화하였으며 가시화 결과는 Fig. 5에 나타내었다.

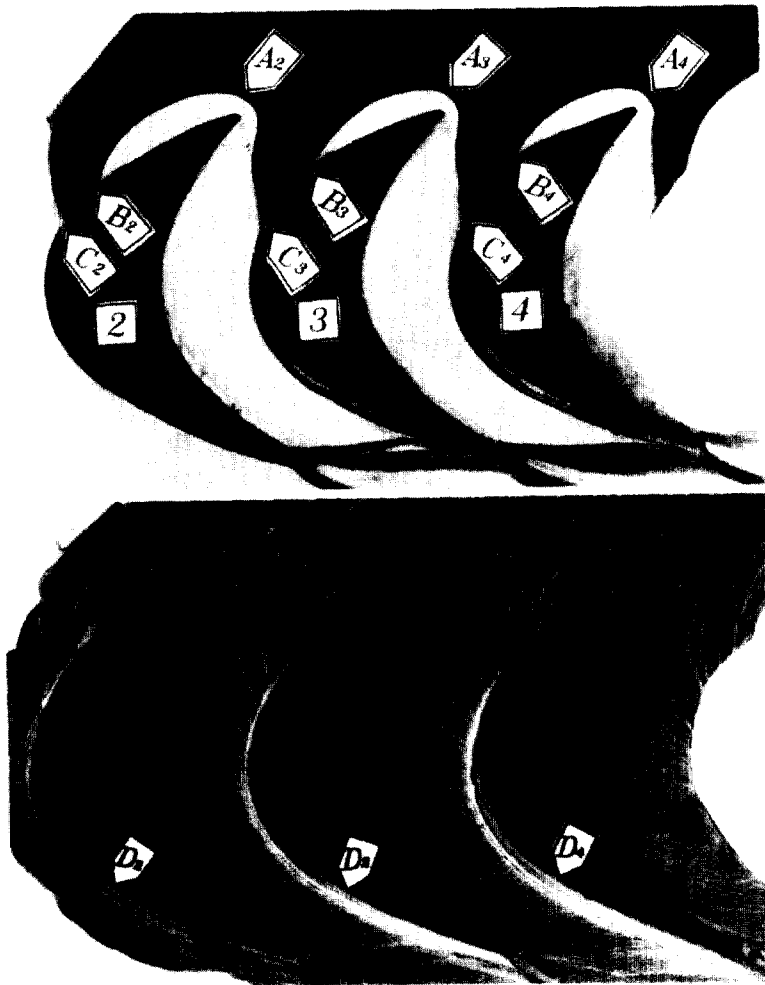
익렬 입구의 경계층유동은 블레이드 앞전 상류에 위치한 안장점(saddle point) A_n 에서 끝벽으로부터 박리되어 익렬 통로 내로 이동하게 된다. 곡선 $B_{n-1}A_{n-1}C_n$ 은 경계층유동이 끝벽에서 분리되는 끝벽박리선(endwall separation line)이며, 이 한계유선 위에 위치하는 점 A_n 에서는 경계층유동이 끝벽에서 분리될 뿐 만 아니라 끝벽 근처의 유동이 y 축 방향에 대하여도 분리되어 서로 다른 블레이드 통로로 이동하게 된다. 안장점 A_n 근처의 박리선에서 끝벽으로부터 박리된 경계층유체의 대부분은 블레이드 앞전의 말굽와류로 편입되며, 이 말굽와류의 두 다리부분은 서로 반대방향으로 회전하는 와류구조를 이룬다. 이때 곡선 A_nB_n 과 블레이드 사이의 공간에는 말굽와류의 흡입면 다리(suction side leg : H_s)가 존재하고 $A_{n-1}C_n$ 하류에는 말굽와류의 압력면 다리(pressure side leg : H_p)와 통로와류가 이 곡선과 대략 평행하게 존재한다. 앞전의 흡입면와류는 B_n 점을 기점으로 하여 하류로 이동하면서 흡입면을 따라 휘말려 올라가며 통로와류와 반대로 회전하게 된다. 입구유동에서 박리되지 않은 경계층유체 즉 곡선 $A_{n-1}C_nB_nA_n$ 으로 둘러싸인 곳에서는 벽근처의 속도가 비교적 크며, 이 경계층유체는 통로와류의 나선형유동으로 인하여 B_nC_n 사이에서 끝벽으로부터 분리되어져 C_n 부근에서 흡입면을 타고 상승한다. 이러한 유동의 결과로 끝벽에만 형성시켰던 유막이 Fig. 5b에 나타낸 바와 같이 블레이드 흡입면으로 상승하게 된다. 곡선 C_nE_n 은 흡입면에서의 통로와류 박리선으로 C_n 을 지나 하류로 갈수록 블레이드의 중앙부위로 확장됨을 볼 수 있으며, 블레이드의 끝단에서는 스패(H)의 약 0.25배 위치까지 통로와류가 성장됨을 알 수 있다. 통로 내부의 끝벽에서는 압력면에서 흡입면으로 횡

단유동이 강하게 형성됨을 볼 수 있으며, 횡단유동은 블레이드의 선회가 클수록 강하게 발생한다. 횡단유동이 흡입면 근처에서 박리하게 되면서 흡입면과 끝벽이 만나는 모서리 부분에 와류를 발생시키며⁽¹²⁾ 이 와류를 일반적으로 모서리와류라 한다. 본 가시화 결과 C_nD_n 과 블레이드 흡입면 사이의 유적이 이 모서리와류의 존재를 나타낸다고 볼 수 있다. 모서리와류는 블레이드의 부하와 유입각 등에 따라 발생 위치와 강도가 달라지며⁽¹²⁾ 본 연구에서는 B_nC_n 사이에서 발생하는 것으로 판단된다.

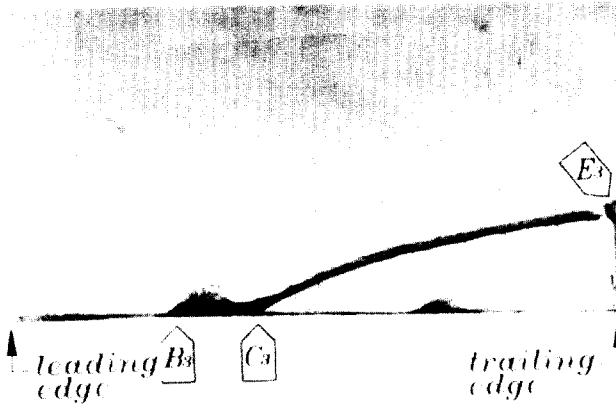
통로와류는 $x/C_{ax}=0.7$ 에서 smoke 가시화법으로 가시화한 결과(Fig. 5c)에서 선명하게 볼 수 있다.

Fig. 6은 각 측정단면에 대한 2차유동의 속도벡터를 나타낸다. s. s.는 블레이드의 흡입면, p. s.는 블레이드의 압력면이며, 그림의 가로축은 블레이드 피치(S)로, 세로축은 블레이드 스패(H)으로 무차원화였다. 이 속도벡터들은 각 측정점에서 y 축(pitch)방향의 2차 속도성분과 z 축(span)방향 속도성분으로 그린 것이다. 여기서 y 축방향의 2차 속도란 일정한 피치에서의 y 축방향 속도와 mid-span에서의 y 축방향 속도의 차를 의미한다.

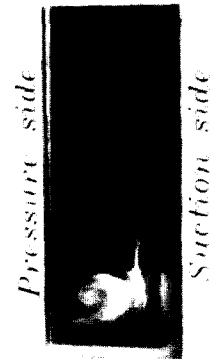
2차유동을 거의 포함하지 않은 상태로 블레이드로 접근하던 경계층유동이 익렬 입구 위치($x/C_{ax}=0.0$)에 도달하면 블레이드 앞전의 영향으로 블레이드와 끝벽이 만나는 모서리 부근에서 2차유동 속도성분이 생성되며, 하류로 이동되면서 통로 내부로 성장, 발달하게 된다. 즉 끝벽에서의 유동가시화 결과에 나타난 바와 같이 블레이드 앞전 전방에서 유동박리가 발생하여 와류를 형성하여 블레이드의 앞전을 지나면서 압력면과 흡입면을 따라 발달한다. H_p 는 블레이드의 부하로 인하여 압력면에서 흡입면으로 발생하는 압력구배와 상호작용하여 입구를 지나 하류로 이동하면서 발달해가는 큰 와류에 합병되며, 이 와류를 일반적으로 통로와류라 한다. (Fig. 5c) 이러한 통로와류는 하류로 진행되면서 통로 내부로 확대되고 강도가 강해지며 H_s 를 흡입면 가까이로 밀어내게 된다. 이때 흡입면 부근에서의 상승 속도성분은 끝벽박리선이 흡입면과 교차하는 지점(C_n) 부근에서부터 생성된다. 블레이드 표면과 끝벽 근처의 2차유동은 이 통로와류에 의해 지배되고 익렬 통로 내의 2차손실은 대부분이 와류에 의해 발생되며, 통로와류의 중심은 하류로 이동함에 따라 흡입면과 스패 중앙방향으로 이



(a) Endwall

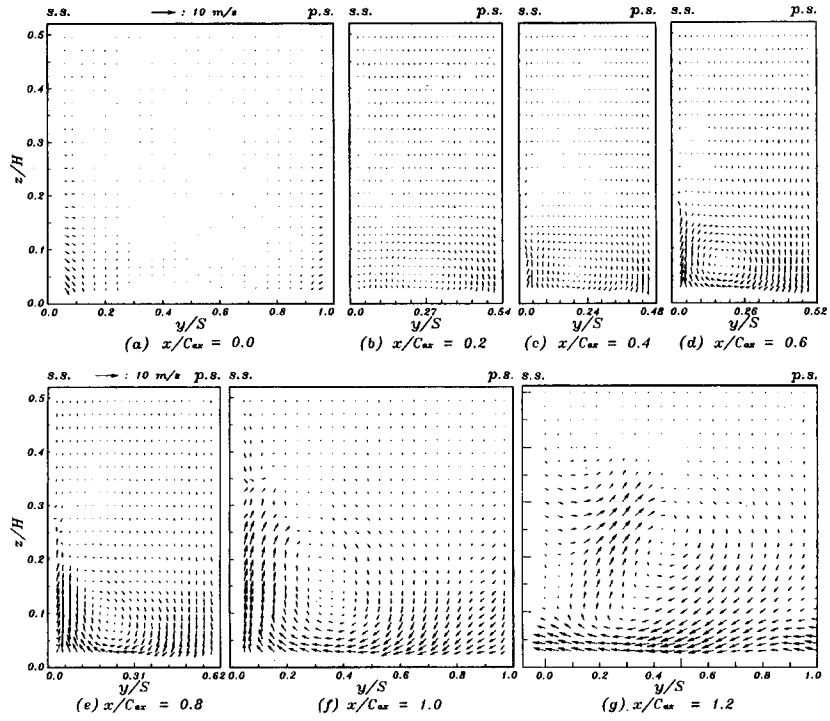


(b) Suction surface

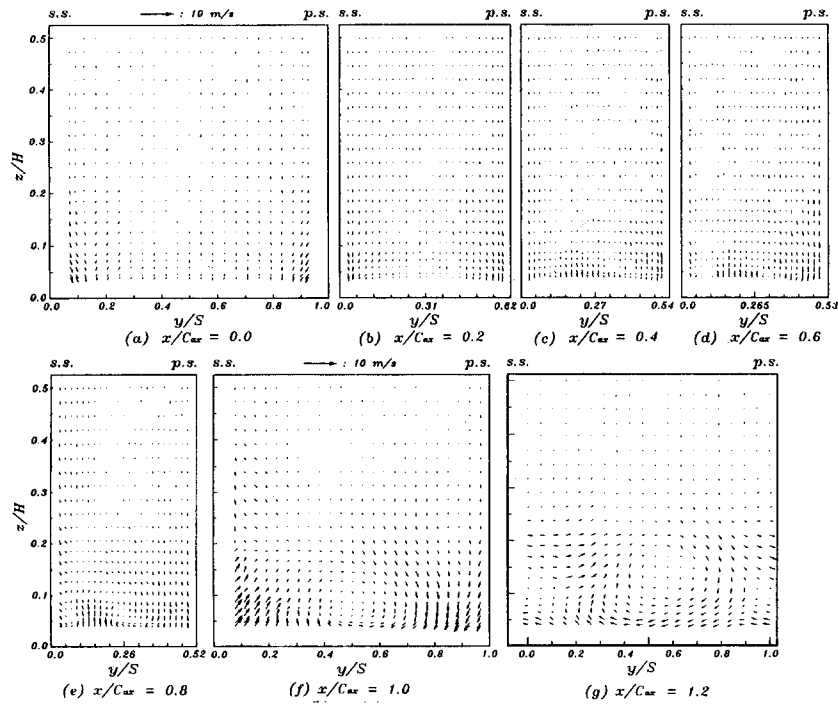


(c) Passage vortex

Fig. 5 Results of flow visualization.



(a) Model 1



(a) Model 2

Fig. 6 Vector plots of the secondary velocity.

동하게 된다. 즉 Hp는 압력면에서 흡입면으로 향하는 순압력구배와의 상호작용에 의해 통로와류와 합쳐지고 Hs는 흡입면을 따라 상승하여 흡입면의 얇은 영역에서 통로와류와 반대로 회전하는 역와류로 발달하게 된다.

본 연구의 경우 Model 1, 2의 형상, 특히 선회각이 아주 다르기 때문에 통로와류의 발달과정 등 통로 내의 유동형태가 크게 차가 나고있음을 볼 수 있다.

Model 1의 경우 입구 부근에서 형성된 말굽와류가 $x/C_{ax}=0.2$ 의 위치에서는 서로 반대방향으로 회전하는 2개의 와류로 발달되고 있음을 볼 수 있다. 측정위치를 가시화 결과와 비교할 경우 $x/C_{ax}=0.2$ 는 대략 B_n 점과 일치하며, $x/C_{ax}=0.4$ 는 C_n 점을 지난 위치이다. 따라서 $x/C_{ax}=0.2$ 의 위치는 통로와류가 충분히 발달되지 않은 영역이며, Hs도 통로와류의 영향을 거의 받지 않으며, 두 와류, Hp, Hs는 개별적으로 진행되어간다. 그러나 $x/C_{ax}=0.4$ 를 지나면서 통로와류의 강도는 점점 강해지며, Hs는 통로와류에 합류되어 큰 와류로 발달되어간다. 즉 Hs는 통로와류의 강한 나선형유동으로 인하여 끝벽에서 박리되어 통로와류에 합쳐져 흡입면을 따라 상승하게 되며, 이러한 현상은 유막이 블레이드의 흡입면을 따라 상승하고있는 흡입면의 가시화 결과에 잘 나타나있다. Model 2의 경우 Hp는 입구를 지나 $x/C_{ax}=0.4$ 부근에서 통로와류에 합류되며, 통로와류는 하류로 이동함에 따라 강도가 강해지고 통로 내부로 성장하게 된다. 그러나 Hs의 변화는 Model 1의 결과와 상당히 다르다. 즉 Hs는 블레이드 흡입면과 끝벽이 만나는 부근에서 와류로 계속 존재하게 되며, 이 와류를 역와류(countervortex) 라고도 한다. 역와류는 하류로 이동됨에 따라 피치방향에 대한 와류의 범위는 좁아지지만 $x/C_{ax}=0.8$ 까지 계속 유지된다. 즉 익렬 통로 내에서 거의 전 영역에 걸쳐 통로와류와 역와류가 공존하게 되며, 블레이드의 뒷전 근처에서 역와류가 사라지고 통로내에 하나의 와류가 형성됨을 볼 수 있다. 이러한 현상은 Model 2의 형상이 블레이드의 입구부에서 $x/C_{ax}=0.6$ 을 지날 때까지 거의 관유동에 가까우며, 따라서 $x/C_{ax}=0.6$ 부근까지는 피치방향으로의 압력구배가 크지않아 통로와류가 강하게 성장하지 못하기 때문으로 볼 수 있다. 유동이 익렬을 벗어나면 블레이드의 뒷전에 의한 후류와 통로와류, 모서리와류, 역와류 등의 상

호작용으로 인하여 매우 복잡한 2차유동을 형성하게 된다.

전체적으로 Model 1과 Model 2에서의 유동구조는 많은 차이를 보이고 있다. Hs의 진행 과정은 Model 2의 경우 Model 1의 경우보다 훨씬 하류에서도 관찰 할 수 있다. 즉 통로와류에 의한 흡입면의 상승속도는 Model 1의 경우 익렬 통로의 전반부에서 발생하기 시작하여 뒷전에서는 블레이드 스패의 약 23% 위치까지 상승하게 되지만 Model 2의 경우는 블레이드의 뒷전부근에 도달된 후에야 통로와류에 의한 흡입면의 상승속도가 발생하며, 뒷전에서의 상승위치도 블레이드 스패의 약 10% 정도 밖에 안된다. 이러한 결과로 볼때 블레이드의 선회가 익렬 통로 내부의 유동구조에 상당히 많은 영향을 미침을 알 수 있다.

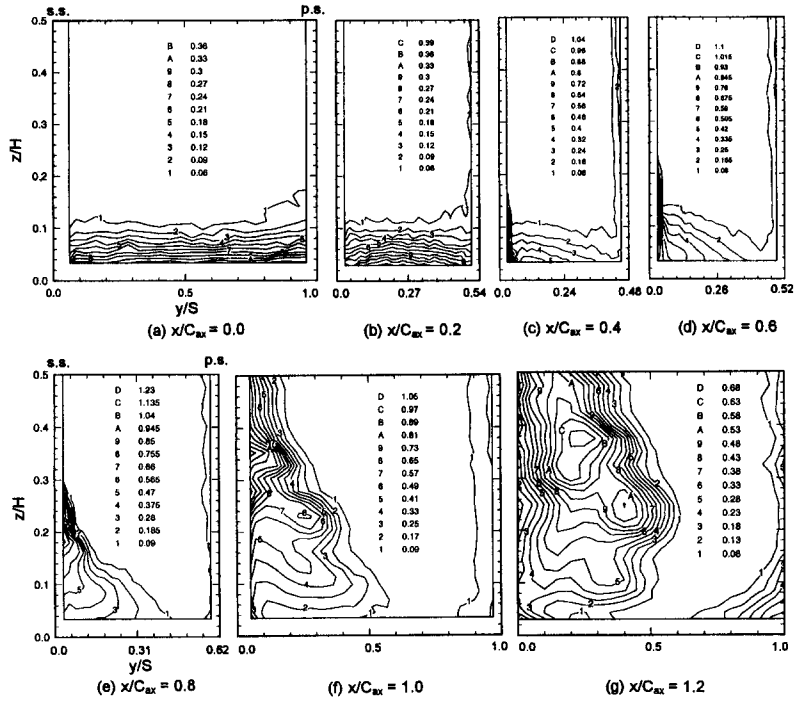
3.2 익렬 내의 전압손실 분포

익렬 내의 유동에서 블레이드의 공력특성을 잘 표기하는 변수는 전압손실계수(total pressure loss coefficient)이다.

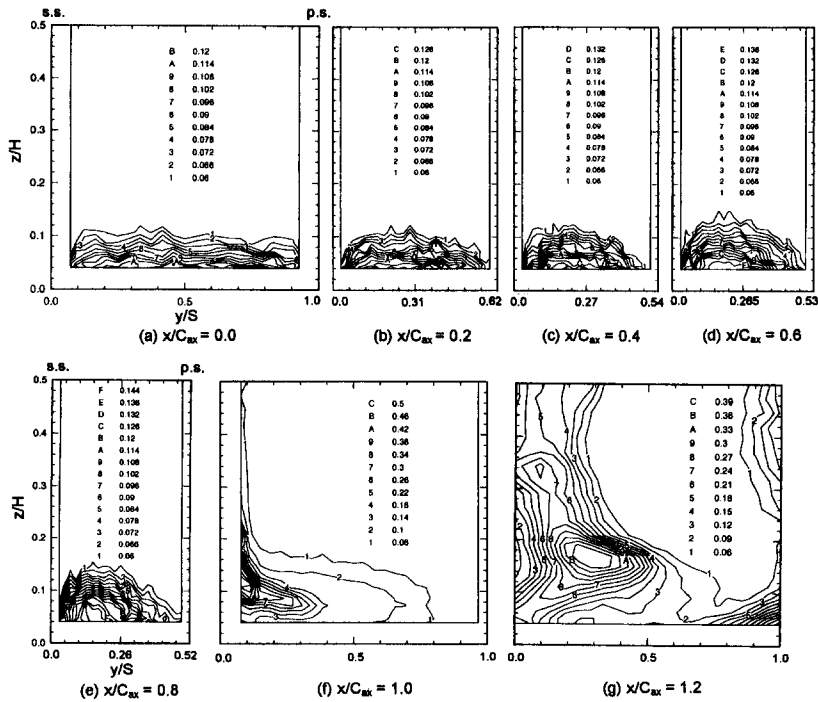
$$C_{Pr} = \frac{P_{t\infty} - P_t}{\frac{1}{2}\rho U_0^2} \quad (1)$$

Fig. 7은 식 (1)로 구한 전압손실계수의 분포를 각 측정단면에 대하여 나타낸 것이다. 익렬 통로 입구에서의 전압손실은 Model 1, 2 모두 끝벽의 경계층 내부에서만 발생하게 되지만 통로 내부로 감에 따라 전압손실 분포는 큰 차이를 보이고 있다.

Model 1의 경우 $x/C_{ax}=0.2$ 의 위치 까지는 값이 조금 증가하는 것을 제외하고는 전압손실분포의 형상이 입구에서와 비슷한 양상을 나타낸다. 그러나 $x/C_{ax}=0.4$ 이후에서는 흡입면과 끝벽이 만나는 모서리 영역에서 흡입면으로 손실이 점차 확대되고 손실이 최대인 영역이 끝벽에서 분리된다. 이러한 현상은 통로와류에 의해 끝벽의 낮은 에너지 유체가 끝벽으로부터 박리되어 흡입면을 따라 상승함을 나타내며, 유동장의 결과와도 잘 일치함을 알 수 있다. 전체적으로 높은 손실영역은 입구부의 끝벽에서는 압력면에서 흡입면 방향으로 이동되고, 익렬 하류로 감에 따라 흡입면의 미드스팬 방향으로 이동된다. 이러한 경향은 통로와류의 회전유동이 끝벽 경계층의 낮은 에너지 유체를 흡입면으로 밀어 블레이드의 표면을 따라 상승시키기 때문에 발생한다. 따라서 하류로 갈수록 높은 손실영역은 대



(a) Model 1



(a) Model 2

Fig. 7 Contours of the total pressure loss coefficient.

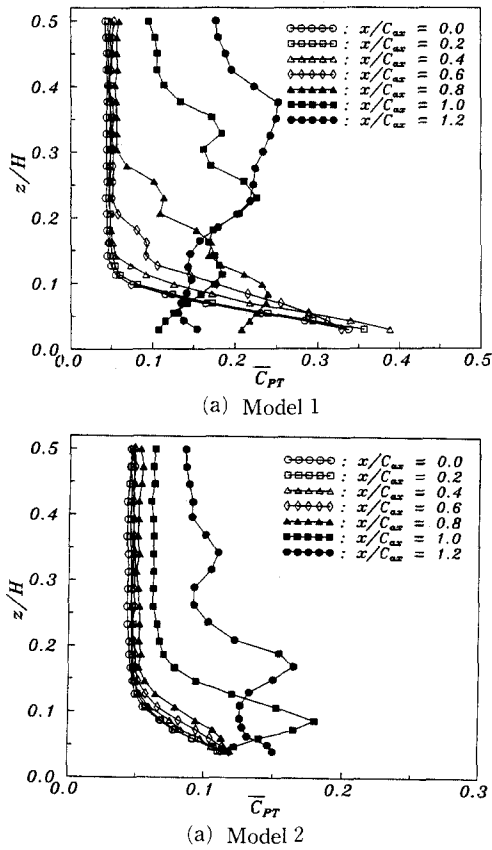


Fig. 8 Spanwise distribution of pitchwise mass-averaged total pressure loss coefficient.

부분 흡입면 근처에 위치하고 압력면의 끝벽 부근에서는 손실영역이 상대적으로 얇아진다.

Model 2의 경우는 Model 1의 경우와 달리 끝벽의 경계층영역에서 발생한 손실이 통로 내부로 전파되는 속도가 아주 느다. $x/C_{ax}=0.8$ 의 위치까지는 높은 손실영역이 끝벽에서 분리되지 않으며, 통로 내의 유동이 뒷전 근처까지 진행된 후에 블레이드의 흡입면 근처에서 손실이 많아지면서 높은 손실영역은 끝벽에서 분리되어 흡입면 가까이 위치하고, 손실의 최대값도 급격히 상승하게된다. 즉 Model 2는 $x/C_{ax}=0.8$ 근처에서 블레이드의 선회가 크게 증가하기 때문에 이 부분을 지나면서 압력면에서 흡입면으로의 횡단유동이 강하게 형성되어 낮은 에너지의 경계층 유체를 흡입면으로 밀게되며, 끝벽으로부터 박리시켜 흡입면을 따라 상승시킨다. 그러나 블레이드 뒷전의 위치에서 높은 손실영역이 스펠방향으로 전파되는 정도는 Model 1에

비해 아주 작음을 알 수 있다.

익렬을 벗어난 하류에서는 블레이드 후류의 낮은 에너지 유체와 후류 밖의 높은 에너지 유체의 혼합으로 손실은 후류의 전 영역에 분포되지만 높은 손실영역의 최대값은 작아지게 된다. 그러나 후류의 혼합으로 인한 뒷전손실이 포함되기 때문에 측정단면에서의 총 손실은 증가하게 된다.

3.3 질량평균 전압손실 및 유동편이각 분포

익렬 내의 유동에서 피치방향의 질량평균 전압손실계수와 미드스팬의 유동각에 대한 편이각은 다음 식으로 정의된다. 유동 편이각은 유동이 압력면에서 흡입면으로 향할 경우 양의 값이 된다.

$$\bar{C}_{PT}(j) = \frac{\sum_i C_{PT}(i, j) \rho U(i, j) \Delta y_i \Delta z_j}{\sum_i \rho U(i, j) \Delta y_i \Delta z_j} \quad (2)$$

$$\Delta\theta(j) = \bar{\theta}(ms) = \frac{\sum_i \arctan\left(\frac{V(i, j)}{U(i, j)}\right) \rho U(i, j) \Delta y_i \Delta z_j}{\sum_i \rho U(i, j) \Delta y_i \Delta z_j} \quad (3)$$

여기서 i 와 j 는 각각 y 방향, z 방향의 측정점을 나타낸다. $C_{PT}(i, j)$ 는 각 측정점에서의 전압손실계수, $U(i, j)$, $V(i, j)$ 는 각각 x 방향과 y 방향의 속도성분을 나타낸다.

Fig. 8은 각 측정단면에서 피치방향의 질량평균 전압손실계수의 분포를 나타낸 그림이다.

Model 1의 경우 익렬 통로 입구에서 $x/C_{ax}=0.4$ 의 위치까지는 하류로 갈수록 끝벽 근처에서의 손실이 증가하게 되지만, 이후부터 끝벽 근처에서의 손실이 급격히 감소하며, $x/C_{ax}=0.8$ 의 위치부터는 피치방향 질량평균 전압손실계수가 최대인 위치가 끝벽에서 점점 멀어진다. 이러한 현상은 전압손실계수의 분포에서 설명된 바와 같이 하류로 갈수록 끝벽 근처의 낮은 에너지 유체가 통로와류에 의해 스펠 중간으로 전달 되어지기 때문이며, 높은 손실영역이 끝벽에서 분리되어 스펠 중간으로 이동되는 과정을 잘 나타내고 있다. Model 2의 경우는 피치방향 질량평균 전압손실계수의 분포가 익렬 통로에서 비슷하게 분포하며, $x/C_{ax}=0.8$ 부근까지는 끝벽 근처에서 최대값을 나타내고 블레이드 뒷전에서 손실이 최대인 위치가 끝벽에서 분리됨을 알 수 있다. 이러한 현상은 전압손실계수의 분포에서 설명된 바와 같이 $x/C_{ax}=0.8$ 부근까지는 끝벽 근처의 낮은 에너지 유체가 끝벽에서 박리되지

않으며 블레이드 뒷전 근처에서 박리되어 흡입면으로 상승하기 때문이다. 또한 높은 손실영역이 블레이드의 뒷전 가까이에서 끝벽으로부터 박리되기 때문에 블레이드의 뒷전에서도 높은 손실영역은 흡입면의 위에까지 전파되지 못하고 끝벽 가까이에 분포하게 된다.

Fig. 9는 미드스팬의 유동각에 대한 피치방향의 질량평균 유동편이각의 분포를 나타내고 있다. 익렬 내의 유동에서 끝벽 근처에서는 압력면에서 흡입면으로 향하는 오버터닝(overturning)이 나타나고 끝벽에서 멀어지면 흡입면에서 압력면으로 이동하는 언더터닝(underturning)이 형성된다.

Model 1의 경우 오버터닝과 언더터닝의 세기는 익렬 입구에서 하류로 이동함에 따라 $x/C_{ax}=0.6$ 의 위치까지는 크게 증가하다가 이후에는 감소하는 경향을 보인다. 또한 z 축 방향으로 오버터닝에서 언더터닝으로 변하는 위치와 언더터닝의 값이 최대인 위치도 하류로 갈수록 끝벽으로부터 멀어지고 있다. 이러한 현상은 통로와류의 발달과정을 잘 나타내고 있으며, 오버터닝과 언더터닝의 최대값의 차이가 $x/C_{ax}=0.6$ 에서 가장 크게되어 이 위치에서 통로와류의 강도가 상대적으로 가장 강하게 형성된다고 볼 수 있다.

Model 2의 경우는 익렬 입구에서 하류로 이동함에 따라 $x/C_{ax}=0.8$ 의 위치까지는 오버터닝과 언더터닝의 강도가 크게 증가하다가 이후에는 감소하는 경향을 보인다. 그러나 z 축 방향으로 오버터닝에서 언더터닝으로 변하는 위치와 언더터닝의 값이 최대인 위치는 익렬 통로 내에서 거의 같은 위치에 존재하게 되어 앞에서 설명된 와류중심의 위치가 z 방향으로 거의 같은 위치에 존재하는 것과 잘 일치한다. 오버터닝과 언더터닝의 최대값의 차이가 $x/C_{ax}=0.8$ 에서 가장 크게되어 이 위치에서 통로와류의 강도가 상대적으로 가장 강하게 형성된다고 볼 수 있으며, 이러한 결과는 $x/C_{ax}=0.8$ 에서 국소 선회각이 크기 때문으로 판단된다.

Fig. 10은 각 측정단면에서 질량평균 전압손실계수 \bar{C}_{pr} , 미드스팬에서의 피치방향 질량평균 전압손실계수 \bar{C}_{pr} 질량평균 2차 운동에너지계수 \bar{C}_{sk} 의 변화를 나타내며, 질량평균 전압손실계수 및 2차 운동에너지계수는 아래의 식으로 구하였다.

$$\bar{C}_{pr} = \frac{\sum_j \sum_i C_{pr}(i, j) \rho U(i, j) \Delta y_i \Delta z_j}{\sum_j \sum_i \rho U(i, j) \Delta y_i \Delta z_j} \quad (4)$$

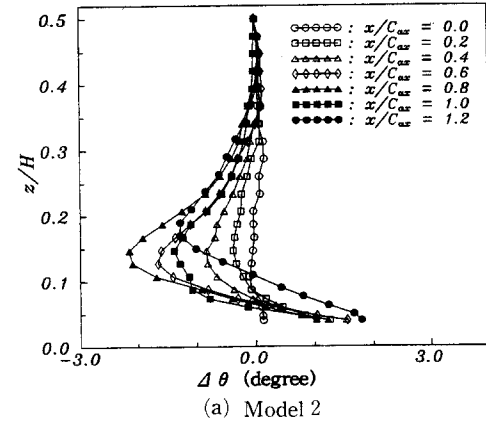
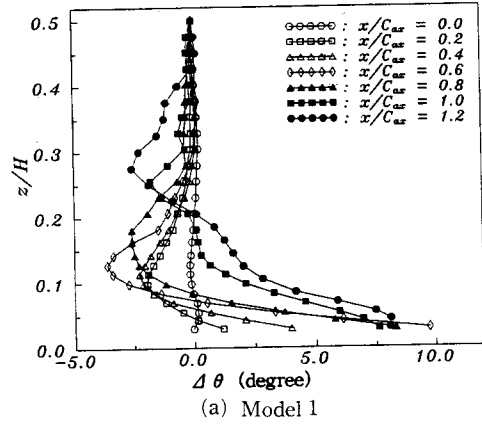


Fig. 9 Spanwise distribution of pitchwise mass-averaged flow deviation angle.

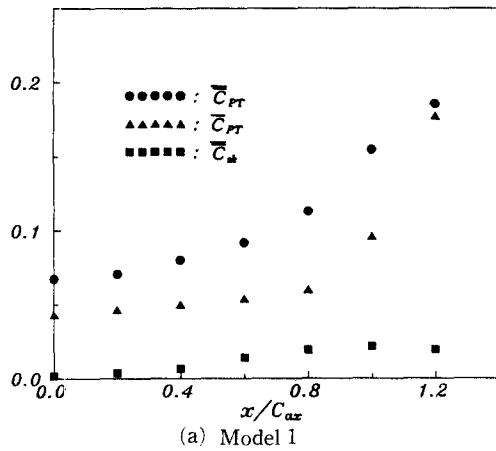
$$\bar{C}_{sk} = \frac{\sum_j \sum_i C_{sk}(i, j) \rho U(i, j) \Delta y_i \Delta z_j}{\sum_j \sum_i \rho U(i, j) \Delta y_i \Delta z_j} \quad (5)$$

여기서 각 기호는 앞에서 정의된 것과 동일하며, C_{sk} 는 아래 식으로 정의된다.

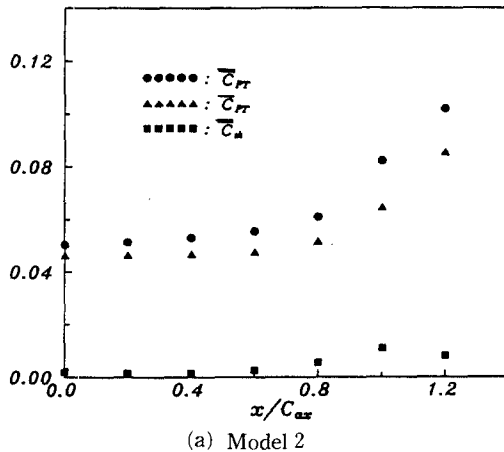
$$C_{sk} = (V_s/U_\infty)^2 \text{ and } V_s = (V^2 + W^2)^{1/2} \quad (6)$$

전압손실계수의 변화는 피치방향의 질량평균 전압손실계수의 분포에서 알 수 있듯이 끝벽 근처에서 큰 값을 나타내며, 또한 익렬 입구에서 하류로 이동함에 따라 그 값의 차가 크다. 따라서 끝벽에 가까운 위치까지 측정이 이루어져야 유동방향에 따른 질량평균 전압손실계수의 변화를 정확하게 나타낼 수 있다고 본다.

본 측정범위에 대한 질량평균 전압손실계수의 변화를 보면 model 1의 경우는 입구에서 $x/C_{ax}=0.2$ 의 위치까지는 유입유동의 경계층 손실이 주를 이



(a) Model 1



(a) Model 2

Fig. 10 Evolution of mass-averaged total pressure and secondary kinetic energy.

루기 때문에 거의 변화가 없으며 이후 완만한 증가를 보이다가 $x/C_{ax}=0.8$ 이후에서 많이 상승하고 있다. 특히 익렬 출구와 그 하류에서는 통로와류의 확대에 의한 2차손실의 증가와 블레이드의 뒷전손실로 인하여 질량평균 전압손실이 급격히 상승하게 된다. 미드스팬에서의 피치방향 질량평균 전압손실계수는 $x/C_{ax}=0.8$ 까지는 아주 완만하게 증가하며, 익렬을 통과하는 영역에서 증가량이 상승하여 $x/C_{ax}=1.2$ 의 위치에서는 전체 질량평균 전압손실계수와 비슷한 값을 갖는다. 이러한 현상은 블레이드 뒷전에 가까워지면서 미드스팬 방향으로 전파되어 온 끝벽 경계층유동의 낮은 에너지 유체가 블레이드의 경계층 유체와 혼합된 후 통로를 벗어난 영역에서 블레이드의 후류와 통로와류에 의해 강하게 혼합되기 때문에 발생한다. Model 2의 경우는 입

구에서 $x/C_{ax}=0.8$ 의 위치까지는 아주 미세한 증가를 보이며, 블레이드 뒷전과 그 하류에서 급격히 상승하게 된다. 이는 블레이드의 형상으로 인해 끝벽의 낮은 에너지 유체가 $x/C_{ax}=0.8$ 이후에서 박리하여 미드스팬 방향으로 전파되어 손실을 증가시키기 때문이다. 미드스팬에서의 피치방향 질량평균 전압손실계수의 변화는 질량평균 전압손실계수와 비슷하게 나타나지만 그 값이 작으며, 출구를 벗어난 영역에서도 두 값의 차이는 상당히 크다. 따라서 Model 2의 경우는 끝벽에서의 낮은 에너지 유체가 미드스팬 부근까지 전파되지 않음을 알 수 있다.

2차 운동에너지계수는 익렬 입구를 지나면서 전압손실계수와 비슷하게 증가하지만 익렬 출구를 통과하면 오히려 감소하게 되어 출구를 통과한 후부터는 2차유동의 강도는 감소됨을 알 수 있다.

4. 결 론

본 실험에서는 익렬 내의 유동특성 및 손실을 연구하기 위하여 5공 프로브로 속도와 압력분포를 측정하였고 유막법 및 smoke wire 가시화법으로 유동가시화 하였으며, 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) Model 1의 경우 유동가시화를 통하여 통로와류, 안장점, 끝벽박리선, 횡단유동 등을 자세히 관찰 할 수 있었으며, 특히 끝벽박리선이 흡입면과 만나는 부분에서 끝벽으로부터 박리된 유체가 흡입면을 타고 상승하는 흡입면에서의 통로와류 박리선을 명확히 알 수 있었다.

(2) 익렬 내의 유동에서 발생하는 말굽와류, 통로와류, 역와류 등의 생성 및 발달과정은 블레이드 선회각의 영향을 강하게 받으며, 특히 흡입면의 horse-shoe vortex는 Model 2의 경우 Model 1의 경우보다 훨씬 하류에 까지 존속하게 된다.

(3) 익렬 내에서 하류로 갈수록 높은 손실 영역은 압력면에서 흡입면으로 이동하게되며, 끝벽의 낮은 에너지 유체는 통로와류의 영향으로 끝벽으로부터 박리되어 흡입면을 따라 스펀 중앙방향으로 상승하게된다. 따라서 높은 손실영역은 흡입면 가까이 위치하고 압력면의 끝벽 근처에서는 손실영역이 상대적으로 얇아진다.

(4) 전체 손실 중 통로와류에 의한 2차 손실과 블레이드의 형상손실이 손실의 상당 부분을 차지하며, 2차 손실의 발생 및 성장은 선회각이 큰

Model 1의 경우 익렬 통로의 전반부에서부터 시작되지만, Model 2의 경우 선회가 비교적 작기 때문에 뒷전 근처에 도달된 후에 손실이 크게 증가한다.

참고문헌

- (1) Langston, L. S., Nice, M. L. and Hopper, R. M., 1977, "Three-Dimensional Flow Within a Turbine Cascade Passage," *ASME Journal of Engineering for power*, Vol. 99, pp. 21~28.
- (2) Gregory-Smith, D. G. and Graves, C. P., 1983, "Secondary Flows and Losses in a Turbine Cascade," *AGARD CP 351*, pp. 17-1~17-24.
- (3) Moore, J. and Ransmayr, A., 1984, "Flow in a Turbine Cascade: Part 1 Losses and Leading Edge Effects," *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 106, pp. 400~408.
- (4) Chen, L. D. and Dixon, S. L., 1986, "Growth of Secondary Flow Losses Downstream of Turbine Blade Cascade," *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 108, pp. 270~276.
- (5) Yamamoto, A., 1987, "Production and Development of Secondary Flows and Losses in Two Types of Straight Turbine Cascades: Part 2 A Rotor Case," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 109, pp. 194~200.
- (6) Yamamoto, A. and Nouse, H., 1988, "Effects of Incidence on Three-Dimensional Flows in a Linear Turbine Cascade," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 110, pp. 486~496.
- (7) Marchal, P. and Sieverding, C. H., 1977, "Secondary Flows Within Turbomachinery Bladings," *AGARD CP 214*, pp. 11-1~11-20.
- (8) Gaugler, R. E. and Russell, L. M., 1980, "Streakline Flow Visualization Study of a Horseshoe Vortex in a Large-Scale, Two-Dimensional Turbine Stator Cascade," *ASME paper NO. 80-GT-4*.
- (9) Moore, J. and Smith, B. L., 1983, "Flow in a Turbine Cascade. Part 2: Measurement of Flow Trajectories by Ethylene Detection," *ASME paper NO. 83-GT-69*.
- (10) Belik, L., 1975, "Secondary Losses in Turbine Blade Cascade with Low Aspect Ratio and Large Deflection," *Proc. 6th Conf. on Steam Turbines of Large Power Output*, Plzen, Czechoslovakia.
- (11) Sieverding, C. H. and Van den Bosch, P., 1983, "The Use of Coloured Smoke to Visualize Secondary Flows in a Turbine-Blade Cascade," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 134, pp. 85~89.
- (12) Sieverding, C. H., 1985, "Recent process in the Understanding of Basic Aspects of Secondary Flows in Turbine Blade Passages," *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 107, pp. 249~257.
- (13) 정양범, 신영호, 박호동, 1996, "비영위법에 의한 5공 프로브의 교정에 관한 연구," *한국박용기관학회지* Vol. 20, pp. 116~124.