

〈論 文〉

## 선형 터빈 케스케이드 통로에서의 3차원 유동 특성

차봉준\* · 이상우\*\* · 현용익\* · 이대성\*

(1993년 3월 5일 접수)

### Three-Dimensional Flow Characteristics in a Linear Turbine Cascade Passage

B. J. Cha, S. W. Lee, Y. I. Hyun and D. S. Lee

**Key Words :** Gas Turbine(가스터빈), Turbine Cascade(터빈 케스케이드), Secondary Flow(2차유동), Aerodynamic Loss(공력손실)

#### Abstract

A cascade wind tunnel test for a turbine nozzle, which was designed for a small turbo jet engine in a previous study, has been conducted to evaluate its aerodynamic performance and losses. The large-scale blades were based on the mid-span profile of the nozzle. Oil-film flow structure, and then 3-dimensional velocity components were measured in the flow passage with a 5-hole pressure probe, in addition to turbulent intensities at mid-span of cascade exit using a hot-wire anemometer. From this study, 3-dimensional growth of horseshoe and passage vortices in the downstream direction was clearly understood with near-wall flow phenomena. In addition, secondary flow and losses associated with the blade configuration were obtained in detail.

#### 기 호 설 명

$C$  : 블레이드의 코드(chord)

$C_{ps}$  : 정압계수(식(1))

$C_{pt}$  : 전압손실계수(식(2))

$\bar{C}_{pt}$  : 평균 전압손실계수(식(3))

$C_x$  : 블레이드의  $x$ 축방향 코드

$P_s$  : 정압(static pressure)

$P_t$  : 전압(total pressure)

$Q$  : 속도의 크기( $(U^2 + V^2 + W^2)^{1/2}$ )

$U$  :  $x$ 축 방향속도

$U_\infty$  : 입구 자유유동속도

$V$  :  $y$ 축 방향속도

$W$  :  $z$ 축 방향속도

$x$  : 입구유로와 평행한 좌표(Fig. 1)

$y$  : 케스케이드 피치(pitch)방향 좌표(Fig. 1)

$z$  : 케스케이드 폭(span)방향 좌표(Fig. 1)

$\rho_\infty$  : 입구 자유유동의 밀도

#### 1. 서 론

가스터빈(gas turbine)은 일반 산업용 엔진뿐만 아니라 선박 및 대형 육상 운반수단의 동력원으로 널리 사용되고 있으며, 특히 각종 항공기의 추진에 없어서는 안될 중요한 엔진이다. 가스터빈 엔진에 있어서 터빈은 연소실로부터 나온 고온, 고압의 가스유동으로부터 일을 받는 역할을 하므로 압축기와 함께 설계가 가장 어려운 핵심부품 중의 하나이다. 설계된 터빈 블레이드의 공력특성을 시험하고, 최근 들어 터빈의 설계에 널리 사용되고 있는 수치해석 코드의 정확성을 검증하기 위해서 케스케이드(cascade)실험이 수행되고 있다. 일반적으로 터빈 제1단 정익(stator) 또는 NGV(nozzle guide vane)는 블레이드 코드(chord)에 대한 폭(span)의

\*정회원, 한국항공우주연구소 추진기관연구실

\*\*정회원, 국립 금오공과대학교 기계공학과

비가 비교적 작으므로 케이스케이드의 끝벽에 의한 3차원 유동의 영향이 매우 중요하다. 본 연구에서는 선형 케이스케이드 통로로 흐르는 유동에서 끝벽(endwall)에 의한 2차유동 및 그에 따른 공력손실(aerodynamic loss)의 측정에 중점을 두었다.

터빈 케이스케이드 내부의 3차원 유동특성에 관하여 그동안 많은 논문들이 발표되었다. 1977년 Langston 등<sup>(1)</sup>은 large-scale 저속 케이스케이드 풍동에서 유동의 가시화 연구와 3차원 속도측정을 통해서 끝벽에서의 3차원 경계층 박리현상을 밝혔고, 공력손실의 발달과정을 설명하였다. 그 뒤를 이어 Moore와 Ransmayr<sup>(2)</sup>는 블레이드 앞전(leading edge)의 형상이 공력특성에 미치는 영향을 연구하여 앞전의 모양이 공력손실에 큰 영향을 주지 않음을 밝혔다. 1985년 Sieverding<sup>(3)</sup>은 터빈 블레이드 통로에서의 2차유동 특성에 대한 그때까지의 연구결과를 정리한 바 있다. Chen과 Dixon<sup>(4)</sup>은 케이스케이드의 입구조건이 공력손실에 미치는 영향에 대하여 연구하였고, 1988년 Gregory-Smith 등<sup>(5)</sup>은 turning angle이 매우 큰 동익 케이스케이드에서 2차손실 및 와도의 발달과정을 연구하였다.

일반적으로 터빈 케이스케이드 통로에서의 2차유동 및 공력손실은 케이스케이드의 입구 경계층, 입사각(incidence angle), 블레이드의 형상 등에 의하여 크게 달라진다고 알려져 있다. 본 연구에서는 한국 항공우주연구소 추진기관연구실에서 냉각을 고려하지 않는 추력 1000파운드급 터보 제트엔진용으로 설계한 터빈 제1단 정익(stator)의 성능 및 그 공력특성을 시험하기 위하여 케이스케이드 실험을 수행하였다. 이 터빈에 대한 상세한 설계방법 및 과정은 최동환 등<sup>(6)</sup>에 기술되어 있다. 실제로 설계된 블레이드는 폭방향으로 휘어진 3차원 형상을 하고 있으나, 본 연구에서는 이 블레이드의 mid-span 형상을 바탕으로 large-scale 모델 블레이드를 제작하였다. 이와같이 제작된 모델 블레이드를 이용하여 케이스케이드 풍동을 제작하고, 유동의 가시화 연구와 3차원 속도측정 및 난류성분의 측정을 통해서 자체설계 블레이드의 3차원 공력특성, 손실계수 등에 대한 자료를 얻고자 한다.

## 2. 실험장치

본 실험에서 사용된 선형 케이스케이드 풍동(linear cascade wind tunnel)의 전체 시스템이

Fig. 1에 나타나 있다. 실험장치는 크게 개방형 풍동, 수축부, 입구유로, 블레이드 설치부, 출구유로, 실험장치 지지대 등으로 구분된다. 실험에 사용된 개방형 풍동은 시험부가  $0.3\text{ m} \times 0.3\text{ m}$ 이며 면적수축비(area contraction ratio)는 약 21이다. 풍동 출구의 속도는 최대 56 m/s까지 인버터에 의해 조절이 가능하며, 난류강도는 대략 0.5% 이내이다. 이 풍동으로부터 나온 공기는 수축부를 통과한 뒤 폭과 높이가 각각 0.5 m와 0.15 m인 입구유로로 유입된다. 이 수축부는 유로의 중형비를 바꾸면서 유동의 균일성을 유지하도록 설계되었는데, 두께가 2 mm인 알루미늄 판을 사용하여 제작하였고, 수축부와 이 입구유로는 플렌지를 이용하여 고정하였다. 이 수축부의 설계에 관한 자세한 내용은 최동환 등<sup>(6)</sup>에 자세히 소개되어 있다. 입구유로, 블레이드 설치부 및 출구 유로는 두께 15 mm의 아클릴 판으로 제작되었으며, 이것들은 실험장치 지지대 위에 위치한다. 수축부 출구로부터 0.1 m 떨어진 입구유로의 상하 벽에는 직경 1.85 mm인 trip wire가 설치되어 있어서 유입된 유동이 상하벽에서 난류경계층 유동으로 서로 대칭되게 발달된다.

수축부의 출구로부터 0.8 m 떨어진 입구유로의 끝부분에는 6개의 모델 터빈 블레이드가 일렬로 배치되어 있다. 이것들은 터빈 제1단 정익의 midspan 형상을 2.68배 한 large-scale 모델이며, 활자납을 이용한 용탕주조법으로 블레이드를 제작하였다.<sup>(6)</sup> 이 블레이드들은 블레이드 설치부의 상하 벽에 각각 4개의 볼트로 고정된다. 본 연구에서 도입된 좌표계의 원점은 Fig. 1에서와 같이 6개의 블레이드 중 아래쪽에서 3번째 블레이드의 앞전으로 하였고, 입구유로와 평행한 방향 즉 입구유동 방향을  $x$ 축, 피치방향을  $y$ 축, 블레이드의 폭 방향을  $z$ 축으로 설정하였다. 본 논문에서는 편의상 Fig. 1의 6개의 블레이드를 아래쪽부터 차례로 “블레이드 1”에서 “블레이드 6”까지로 명명하였다. Fig. 2는 실제 터빈 제1단 정익의 형상 및 치수를 보여준다. 이 그림에 표시된 좌표계는 단지 Fig. 2에만 국한된다. Table 1에서와 같이 케이스케이드의 피치(pitch)는 블레이드  $x$ 축방향 코드( $C_x$ )와 동일한 0.1 m이며, 폭은 사각덕트의 높이와 같은 0.15 m이다. 또한 블레이드 입구각(blade inlet angle)과 블레이드 출구각(blade exit angle)은 각각 0도와 60도이며, camber각과 stagger각은 60도와 41.37도이다. 입

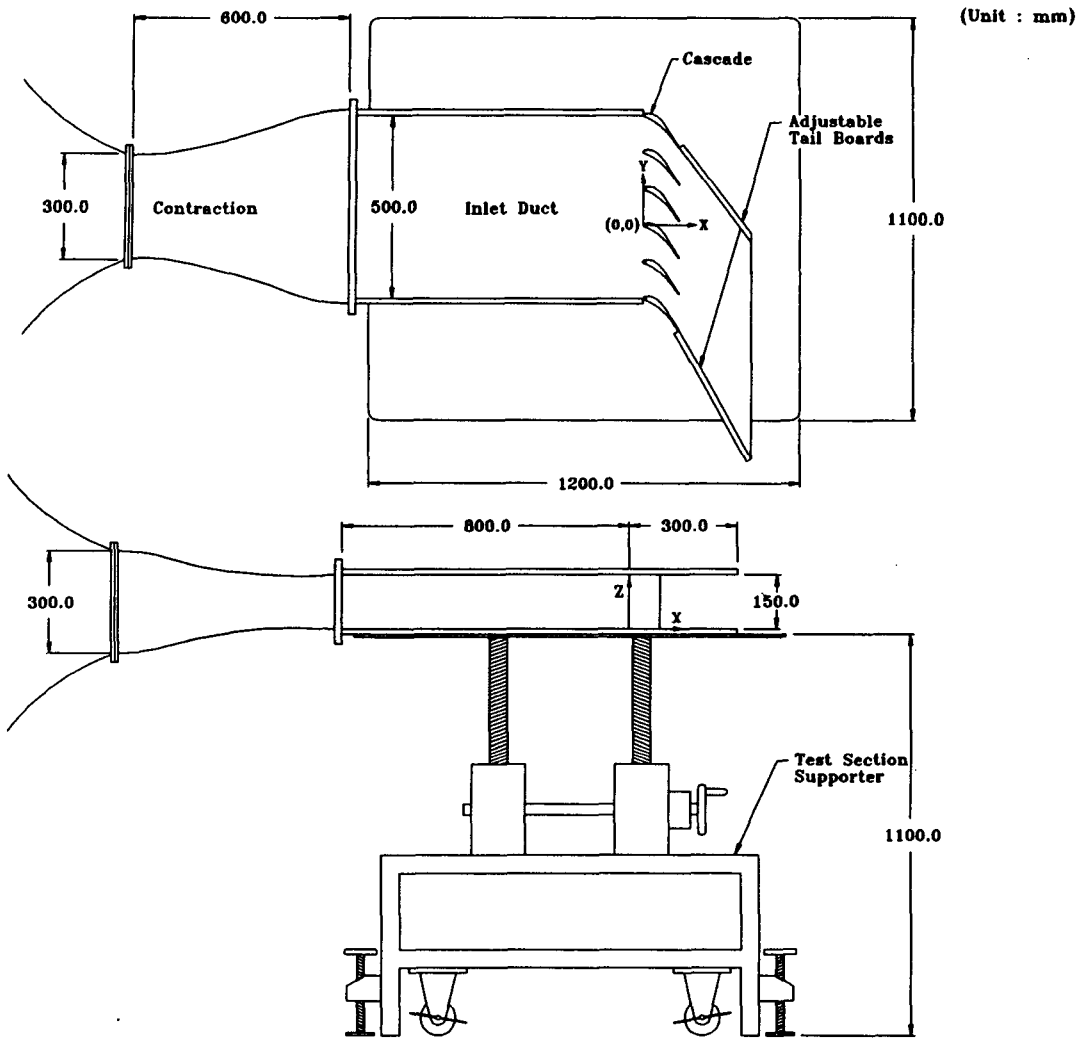


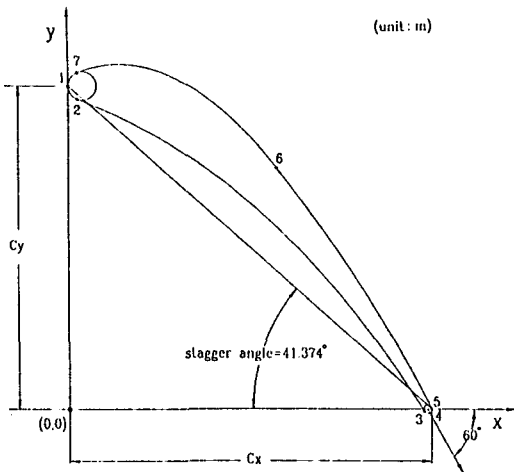
Fig. 1 Overall view of cascade wind tunnel

Table 1 Model turbine blade geometry

Chord(C)	133.26 mm
Pitch(H)	100 mm
Span(S)	150 mm
Solidity(C/H)	1.33
Blade inlet angle	0 deg
Blade outlet angle	60 deg
Camber angle	60 deg
Stagger angle	41.37 deg
Incidence angel	0 deg

구유로, 블레이드 설치부, 출구유로의 상하 벽은 아크릴 판으로 제작하였고, 5공 프로우브를 이용하여 속도를 측정하기 위하여 윗 벽에 폭이 5 mm인 프로우브 이송용 홈을 위치시켰다.

실제 터빈에서와 달리 몇 개의 블레이드가 직선적으로 배치되는 케스캐이드 실험에서 블레이드 사이의 주기성(periodicity)을 확보하는 것은 매우 중요하다. 일반적으로 블레이드의 수가 4개일 경우 adjustable bleed와 adjustable tailboard를 이용하여 블레이드간의 유동의 변화를 줄이지만,<sup>(1)</sup> 본 연구에서는 Chen과 Dixon<sup>(4)</sup>과 같이 adjustable tailboard를 이용하여 주기성을 얻을 수 있었다. 일반적으로 Fig. 1의 출구유로측벽들이 블레이드



Curve 7-1-2 :  $(x-0.001471)^2 + (y-0.032895)^2 = 0.001470^2$

Curve 2-3 :  $y = 0.031876 - 0.366527x - 9.045793x^2 - 135.026123x^3$

Curve 3-4-5 :  $(x-0.037341)^2 + y^2 = 0.00042^2$

Curve 5-6 :  $(x+0.096685)^2 + (y+0.069554)^2 = 0.151045^2$

Curve 6-7 :  $y = 0.033864 + 0.470453x - 46.104813x^2 + 184.97168x^3$

Cx : 0.037340

Cy : 0.032890

Fig. 2 Profile of first-stage stator blade

출구각(blade exit angle) 연장선과 평행하게 배치 되면 6번 블레이드 근처에서의 정압은 그곳의 측벽 때문에 크게 증가한다. 따라서 5번과 6번 블레이드 사이 유로의 정압이 1번과 2번 블레이드 사이에서의 정압에 비하여 커지고 1번과 2번 블레이드 사이에서의 유속이 증가한다. 이와 같은 이유 때문에 전체 케이스케이드 유동의 피치 방향 주기성이 유지될 수 없다. 여기서는 이 두 측벽(adjustable tailboard)의 각도를 조정하여 블레이드 간의 유동 변화를 최소화 하였다. 이 때 케이스케이드의 상류와 하류 mid-span에서의 유동속도를 y축 방향으로 이동하며 측정하여, 그 속도의 주기적 변화여부를 tailboard 위치 결정의 척도로 사용하였다.

프로우브의 정밀한 이송을 위해 3차원 자동이송장치를 사용하였다. 이 장치는 3개의 스테핑모터와 이송스크류로 구성되어 있고 Velmax사의 8300 series Controller/Driver에 의해 제어된다. 이 3차원 이송장치도 수평조절이 가능한 지지대에 탑재되어 있다. 이 이송장치는 최소 0.01 mm 단위로 이

송이 가능하며 RS-232C 통신 어댑터를 통해 컴퓨터로 제어된다. 속도 측정용 프로우브를 유동장 내부에 위치시키고, 그것을 이송장치로 자동이송시키기 위해 블레이드 설치부 근처 유로 윗벽에는 T형 프로우브 이송대가 위치한다. 이 이송대의 중심부에는 프로우브 삽입용 구멍이 뚫려 있는데, 이 구멍을 통해 프로우브는 상하(z축 방향)로 이송이 가능하며, 이 프로우브 이송대는 윗벽의 y축 방향 홈을 통해 y방향으로 이송된다. 이와같이 이송대를 설계함으로써 프로우브를 이용한 유속 측정시 공기의 누설을 최소화할 수 있었다. x축 방향으로 측정위치를 변화시킬 때에는 슬라이딩 홈의 위치를 변경시키면 되며, 이 이송대는 프로우브를 쉽게 탈착할 수 있도록 설계되었다. 앞에서 언급한 실험장치들은 특별히 설계 제작된 지지대 위에 위치한다. 이 지지대는 바퀴가 달린 튼튼한 철구조물인데, 워업과 워업기어를 이용한 상하 이송장치(피치 1 mm)와 지지대 위판을 수평으로 유지할 수 있는 4개의 다리를 가지고 있다. 시험부의 진동방지를 위하여 풍동과 수축부의 체결부 및 지지대 위판과 유로 아랫벽 사이에 진동 흡수용 고무판을 설치하였다.

### 3. 실험방법

케이스케이드로 들어오는 입구유동의 균일성과 그 경계층유동의 상태를 알아보기 위해 케이스케이드 상류에서 평균속도 및 유동의 난류성분을 측정하였다. 이와 아울러 케이스케이드 출구에서 블레이드간의 유동의 주기성을 확인하기 위하여 mid-span에서의 속도측정도 이루어졌다. 이때 미국 TSI사의 열선유속계 시스템을 사용하였다. 이 시스템은 열선유속계(IFA100), 디지털타이저(IFA200), 프로우브 교정장치(model 1125/1125R-1) 및 IBM-PC 386으로 구성되어 있다. Mid-span에서는 유동의 대칭성 때문에 z축방향의 속도가 무시할 정도로 작으므로, I형 프로우브를 z축과 평행하게 배치하면 케이스케이드 하류에서의 속도크기와 난류강도의 측정이 가능하다.

케이스케이드 내부 및 그 상, 하류에서의 3차원 속도측정을 위해서 5공 프로우브(United Sensors & Control, 3-dimensional directional pressure probe DC125)를 사용하였다. 이것은 2단 원추형 선단(선단직경 3.175 mm)을 가지고 있으며 non-nulling

method로 프로우브를 보정(calibration)하였다. 이 보정법의 오차 및 보정과정에 대해서는 최동환 등<sup>(6)</sup>과 성봉주 등<sup>(7)</sup>에 자세히 언급되어 있다. Fig. 3은 5공 프로우브를 이용한 3차원속도 측정장치의 개략도를 나타낸다. 본 연구에서의 압력측정은 IBM-PC AT로 전체 측정시스템을 온라인화하였으며, 이 IBM-PC에는 GPIB(National Instrument, AT-GPIB) 및 RS-232C 통신어댑터와 릴레이 구동어댑터(Advantech, PCL-725)가 내장되어 있다. 측정된 압력은 micromanometer(Furness Controls, FC012)에 의해 전압으로 변환되며, 이 전압은 전압계(Keithley, model 175)에 의해 모니터되고 이 전압신호는 GPIB라인을 통해 컴퓨터로 전달된다. 이때 5공 프로우브의 5개의 압력공으로부터 압력을 측정해야 하므로 다점스캐너(Scanivalve, JGMS 6-48)를 이용하여 5개의 압력을 반복적으로 측정하였다. 이 다점스캐너의 제어는 Solenoid Controller(Scanivalve, CTRL/S2-S6)에 의해 이루어지며, 이것은 릴레이 구동어댑터(PCL-725)를 통해 통제된다. 한 측정위치에서 5개의 압력측정이 끝나면 5공 프로우브는 새로운 측정위치로 이송된다. 프로우브의 이송은 앞에서 언급한 3차원 이송장치(Velmax)에 의해 자동이송되며 Velmax사의 8300 Series Controller는 RS-232C 통신라인을 통해 제어될 수 있다. 본 연구에 사용된 micromanometer는 압력교정장치(Druck, DPI 602)에 의해 보정되었다. 이와 같은 압력측정과정은 IBM-PC에서

BASIC 프로그램에 의해 순차적으로 제어되도록 하였다. 측정결과로 얻어진 각 위치에서의 압력은 미리 구성된 보정프로그램에 의해 3차원 속도성분, 전압, 정압으로 각각 변환된다.

실험영역은  $x/C_x$ 가  $-0.85, 0.00, 0.25, 0.50, 0.75, 1.00, 1.25, 1.50, 1.75$  등의 9개의  $y-z$  평면에 대해서  $z/C_z$ 가 0.75인 mid-span까지 0.5 mm 간격으로 측정하였다. 이때 끝벽으로부터 5 mm 떨어진 곳부터 측정을 시작하였으며, 블레이드 통로 내부에 해당되는 곳에서는 프로우브 지지대의 직경 때문에 블레이드 표면으로부터 대략 10 mm 떨어진 곳부터 측정이 가능하였다.  $y$ 축 방향으로는 케이스케이드의 상류와 하류에 해당하는  $x/C_x$ 가  $-0.85, 1.25, 1.50, 1.75$ 인 평면에서는 5 mm 간격으로 21개의 위치에서 실험을 하였으며, 케이스케이드 내부의 경우 등간격으로 17 위치에서 측정을 수행하였다. 각 측정평면에서 프로우브의 최초 위치는 끝벽 근처 블레이드 흡입면 부근이며, 이곳에서  $+y$ 축 방향으로 자동이송된 뒤  $+z$  방향으로 5 mm만큼 움직인다. 여기서 프로우브는  $-y$ 축 방향으로 이동한다. 이와 같은 절차가 반복되면서 전체 측정위치로의 이송이 이루어진다. 이때 발생하는 0.2 mm의 backlash는 프로우브 이송 프로그램에 의해 보상되었다.

### 4. 결과 및 검토

#### 4.1 유동조건

본 연구에서는 터빈 제1단 정익의 공력특성을 구하기 위해 유동의 가시화 연구, 케이스케이드 상, 하류 및 그 내부에서의 3차원 속도측정, 케이스케이드 하류에서의 난류강도 측정 등을 수행하였다. 실제 터빈의 입구조건과 동일한 상태에서 케이스케이드 실험을 수행하기 위해 입구 자유유동속도( $U_\infty$ )와 블레이드의  $x$ 축방향 코드( $C_x$ )에 근거한 Reynolds수를  $1.73 \times 10^5$ 으로 일정하게 유지하였다. 이에 따라 본 연구에서의 입구 자유유동속도( $U_\infty$ )는 26.2 m/s로 결정되었고, 입구유동의 측정을 통해서 케이스케이드로 접근하는 유동이 균일함을 확인하였다.<sup>(6)</sup> 입구 경계층유동의 측정결과 경계층 두께는 약 20 mm 이었고, 배제두께(displacement thickness)와 운동량두께(momentum thickness)는 각각 3.02 mm와 2.20 mm이었다. 또한 자유유동에서의 난류강도는 약 0.5% 정도이었고 벽근처에서 최대

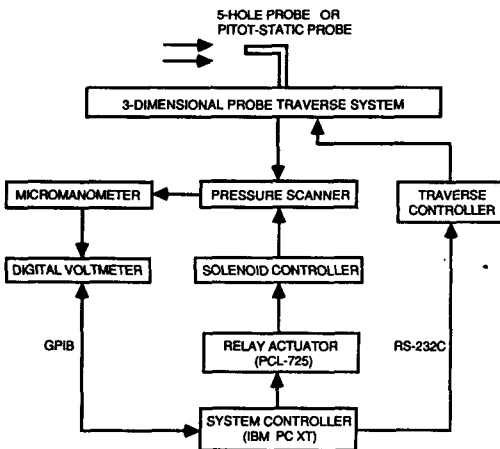


Fig. 3 Three-dimensional velocity measurement system

7.5% 정도로 나타났다.

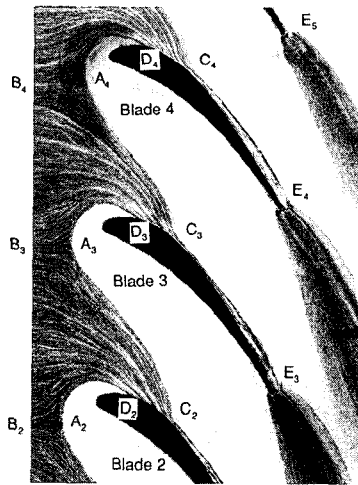
4.2 유동의 가시화연구

케스케이드 끝벽 근처에서의 3차원 유동은 매우 복잡한 와동(vortex) 구조를 가지고 있다. 케스케이드 상류에서 블레이드의 앞전으로 접근하는 경계층 유동은 앞전 근처에서 박리되어 편자와동(horseshoe vortex)이 생성되며 이 와동은 블레이드 표면을 따라 편자와동의 압력면다리(horseshoe vortex pressure side leg)와 흡입면 다리(horseshoe vortex suction side leg)로 발달된다. 이 와동과 함께 블레이드 사이의 유로에는 통로와동(passage vortex)이 생성되어, 블레이드의 앞전(압력면 쪽)에서 블레이드 사이의 통로를 가로 질러 블레이드 흡입면 쪽으로 이동, 발달된다. 이 통로와동의 아래 즉 끝벽과 블레이드 흡입면이 만나는 모서리에는 모서리와동(corner vortex)이 존재하며, 편자와동의 흡입면 다리는 역와동(counter vortex)으로 발달되는데 이것은 통로와동의 뒷쪽에 존재한다. 이 두 와동들은 통로와동과 반대방향으로 회전한다. 블레이드 통로에서 가장 강도가 크고 넓은 영역을 차지하는 2차유동은 통로와동이다. 이와 같은 여러 와동들의 생성 및 그것들의 상대적인 크기는 케스케이드 입구 경계층유동, 입사각(incidence angle), 블레이드의 형상 등에 의하여 크게 달라진다고 알려져 있다. 케스케이드 통로의 2차유동 특성에 대해서는 Sieverding의 연구<sup>(3)</sup>에 자세히 기술되어 있다.

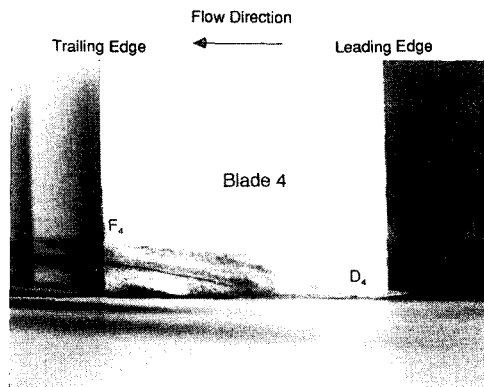
케스케이드 끝벽 및 블레이드 표면에서의 정상적인 유동특성을 알아보기 위해 유동의 가시화연구를 수행하였다. 본 연구에서는 벽면에서 한계유선(limiting streamline)을 가시화하기 위하여 흑연분말(carbon black)과 등유(kerosene)의 혼합물을 사용한 유막법(oil-film method)을 적용하였다. 등유는 적당한 증발성을 가지고 있으므로 실험이 끝난 뒤 윤활유와 같이 흘러 내리지 않으면서 흑연가루의 궤적을 잘 나타내준다. 흑연가루와 등유의 혼합비는 실험조건 즉 벽 근처의 유속에 따라 크게 달라지므로 그 비율을 잘 결정해야 한다. 흑연가루의 궤적을 잘 나타내기 위해 블레이드가 설치된 유로의 아래벽에 흰색 contact paper를 부착하였다. 본 연구에서는 끝벽에서의 안장점(saddle point)과 끝벽 경계층 유동의 박리선(separation line)을 확실히 관찰하기 위해 케스케이드의 상류인 입구유로

끝벽에만 기름을 도포하여 가시화를 하였다.

Fig. 4는 입구유로에만 유막을 도포한 경우의 실험결과이다. z축에 평행하던 입구유동은 케스케이드에 접근함에 따라 변형되고 블레이드 앞전 상류 지점  $A_n$ 에서 분리되면서 케스케이드 통로로 이동한다. (Fig. 4(a)) 여기서 하첨자  $n$ 은 그 점에서 가장 가까운 블레이드의 번호를 나타낸다. 곡선  $C_{n-1}A_nD_n$ 은 끝벽 경계층유동이 끝벽으로부터 분리되는 궤적을 나타내는 끝벽박리선(endwall separation line)이다. 특히 이 한계유선 위에 위치하는 점  $A_n$ 에서는 상류 경계층유동이 끝벽으로부터 분리될 뿐만 아니라, 벽 근처에서 유동이 y축방향으로 분리되어 서로 다른 블레이드 통로로 이동하게 된다. 즉 끝벽 근처에서 점  $A_3$ 에서 피치방향으로



(a) Endwall



(b) Blade suction surface

Fig. 4 Results of oil-film visualization

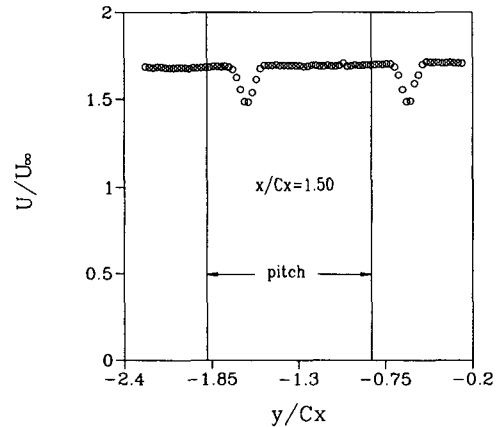
분리된 유동의 일부는 블레이드 3과 블레이드 4 사이의 통로로 흘러가고 나머지는 블레이드 2와 블레이드 3 사이의 통로로 들어간다. 이 점  $A_n$ 은 안장점(saddle point)으로 불리며 끝벽 근처의 3차원 경계층 박리에 있어서 매우 중요한 역할을 한다. 그리고 이 안장점에서 점  $B_n$ 을 지나 상류로 연결되는 선은 끝벽재부착선(endwall reattachment line)으로 불리는데, 이것은 점  $B_n$ 에서 점  $A_n$ 을 거쳐 블레이드 앞전까지 연결되며, 이 재부착선을 가로지르는 유동은 존재하지 않는다. 따라서 이 재부착선을 +z축 방향으로 연장한 곡면 좌우의 유체는 서로 다른 블레이드 통로를 통해 하류로 이동한다.

안정점 근처의 한계박리유선(limiting separation streamline)에서 끝벽으로부터 박리된 경계층유체의 대부분은 블레이드 앞전 근처에서 편자와동(horseshoe vortex)으로 편입되는데, 이 편자와동의 두 다리 부분은 서로 반대방향으로 회전하는 와동구조로 되어 있다. 곡선  $A_nD_n$ 과 블레이드 사이의 공간에는 편자와동의 흡입면 다리가 존재하고, 곡선  $A_nC_{n-1}$ 의 하류에는 편자와동의 압력면 다리와 통로와동(passage vortex)이 그 곡선과 대략 평행하게 존재한다. 케스케이드로 접근하는 입구유동은 블레이드의 압전에 가까워지면서 감속됨과 동시에 역압력구배를 받게 된다. Fig. 4(a)에서 한계박리선의 상류영역 중 곡선  $A_nC_{n-1}$ ,  $C_{n-1}D_{n-1}$ ,  $D_{n-1}A_{n-1}$ 로 둘러싸인 곳에서의 벽근처 속도는 비교적 큰 값을 가지며, 이 속도가 큰 유체는 하류로 이동함에 따라 점  $D_{n-1}$ 과 점  $C_{n-1}$  사이에서 블레이드 흡입면을 타고 끝벽으로부터 분리된다. 다시 말하면 입구 경계층유동에서 박리되지 않은 경계층유체는 통로와동에 의한 나선형유동(spiral motion) 때문에 블레이드 흡입면(suction side)으로 상승한다. 이러한 유동의 결과로 입구유로의 끝벽에만 도포되었던 유막이 Fig. 4(b)와 같이 블레이드 흡입면으로 상승하게 된다. Fig. 4(b)에서 곡선  $D_nF_n$ 와 끝벽 사이의 영역은 끝벽경계층에서 상승한 유체의 영향을 받는 곳인데, 하류로 갈수록 그 범위가 확장된다. 이 통로와동의 아래 흡입면 근처 모서리에는 앞에서 언급한 바 있는 모서리와동이 존재한다. 이 모서리와동은 블레이드의 부하(blade loading)에 따라서 유동형태가 달라진다고 알려져 있다.<sup>(6)</sup> 곡선  $C_nE_n$ 과 블레이드 흡입면 사이의 유적(Fig. 4(a))이 이 모서리와동의 존재를

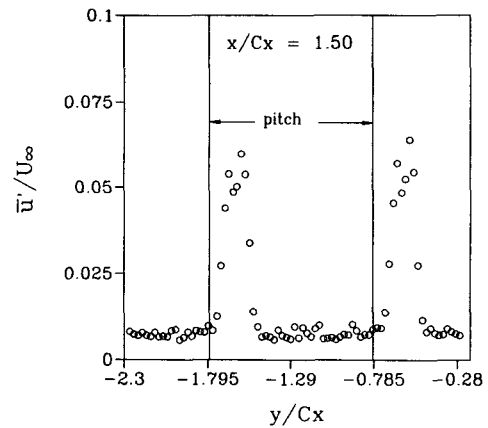
입증하고 있다. Fig. 4(a)에서 블레이드 뒷전 하류에서 나타나는 유적은 흡입면 뒷전(trailing edge)으로부터 분리된 기류가 자중에 의해 끝벽으로 떨어지기 때문에 생긴 것이다.

4.3 속도측정

Fig. 5는 케스케이드 하류( $x/C_x=1.50$ )의 mid-span에서 측정된 평균속도와 난류강도의 크기의 분포이다. 이때 유속은 열선유속계의 I형 프로우브를 이용하여 측정하였고, 프로우브의 열선은 z축과 평행하게 배치되었다. Fig. 5(a)에서 알 수 있듯이 케스케이드를 벗어난 유동은 블레이드 뒷전



(a) Mean velocity magnitude



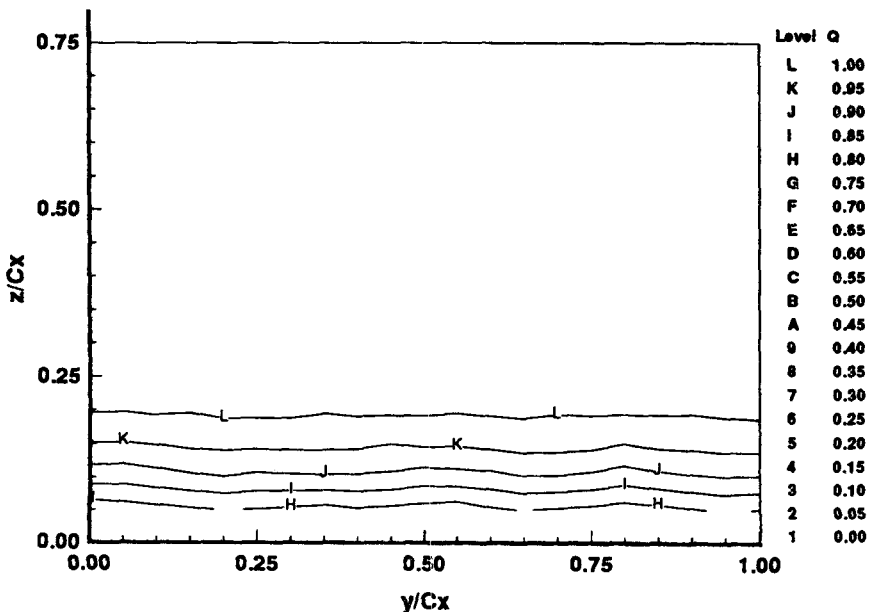
(b) Turbulent intensity

Fig. 5 Mean velocity magnitude and turbulent intensity profile at mid-span of cascade exit( $x/C_x=1.50$ )

의 두께때문에 발생하는 후류(wake)의 영향을 크게 받는다. 후류를 제외한 영역에서는 평균속도 크기의 분포가 피치방향으로 거의 변화가 없으며, 그 크기는 입구 경계층의 자유유동속도의 1.7배에 이르고 있다. 속도의 크기가 가장 작은 후류 중심에서의 절대값도 입구 자유유동 속도의 1.5배 정도로 나타나고 있다. 특히 이 후류 중심의 위치는 블레이드 뒷전의 중심에서 블레이드의 출구각도(60도)로 하류로 연장한 평면과  $x/C_x$ 가 1.50인 평면이 만나는 위치(Fig. 5에서 실선으로 표시)와 일치하지 않고 어느 정도 거리만큼 차이가 있음을 알 수 있다. 이러한 현상은 뒷전 근처에서 압력면에서의 정압이 흡입면에서의 정압보다 더 크기 때문에 발생하며, 이 각도는 편차각(deviation angle)으로 정의된다. 본 연구의 결과로부터 뒷전 중심에서 블레이드 출구각인 60도로 연장한 직선과 후류 중심을 연장한 직선이 만나는 각도는 4.2도로 측정되었다. Mid-span에서 측정된 유동방향 난류강도의 크기를 보면 후류를 제외한 위치에서의 난류강도는 대략 0.75%로 입구 경계층유동의 난류강도 0.5%보다 조금 증가한 값이다. 후류에서의 난류강도의 최대치는 6%로 비교적 크게 유지된다. 특히 후류에서의 난류강도 분포를 자세히 살펴보면 그 분포가 후류 중심에 대해 대칭이 되지 않고 흡입면쪽 전단층에서 난류강도가 더 크게 나타나고 있다. 이

것은 흡입면 난류경계층에서 박리로 인하여 흡입면에서의 난류강도가 증가하기 때문이다.<sup>(6)</sup>

Fig. 6은 5공 프로우브로 측정된 속도크기  $Q(= (U^2 + V^2 + W^2)^{1/2})$ 의 분포를 그린 것이다. 각 그림에서 s. s.는 블레이드의 흡입면(suction side), p. s.는 블레이드의 압력면(pressure side)을 나타낸다. 케이스케이드로 접근하는 유동은 Fig. 6(a)에서와 같이 전형적인 경계층유동 특성을 갖는다. 이와 같은 입구 경계층유동은 케이스케이드에 접근함에 따라 크게 변형되어  $x/C_x=0.50$ 에서는 끝벽 근처를 제외하면 등속도선이  $z$ 축에 평행하게 된다. 이때 압력면 근처의 유속의 크기는 입구경계층 자유유동의 약 1.2배 정도인데 비해 흡입면 근처에서는 자유유동속도의 대략 2배에 이르고 있다. 일반적으로 케이스케이드 통로는 오목면(압력면)과 볼록면(흡입면)으로 구성되어 있으므로 끝벽의 영향이 미치지 않는 mid-span 근처에서는 곡관(curved duct)에서 전형적으로 나타나는 속도분포와 비슷한 유동이 존재할 것이다. 실제 블레이드 표면은 하류방향으로 곡률이 일정하지 않고, 끝벽에 의한 복잡한 2차유동의 영향으로 곡관에서의 유동과는 그 성격이 다소 다를 수 있다. 그럼에도 불구하고  $x/C_x=0.50$ 의 속도분포는 곡관에서의와 같이 오목면에서 볼록면으로 이동함에 따라 속도가 거의 선형적으로 증가하고 있다. 이 위치에서 더 하류로 이동하여 케스

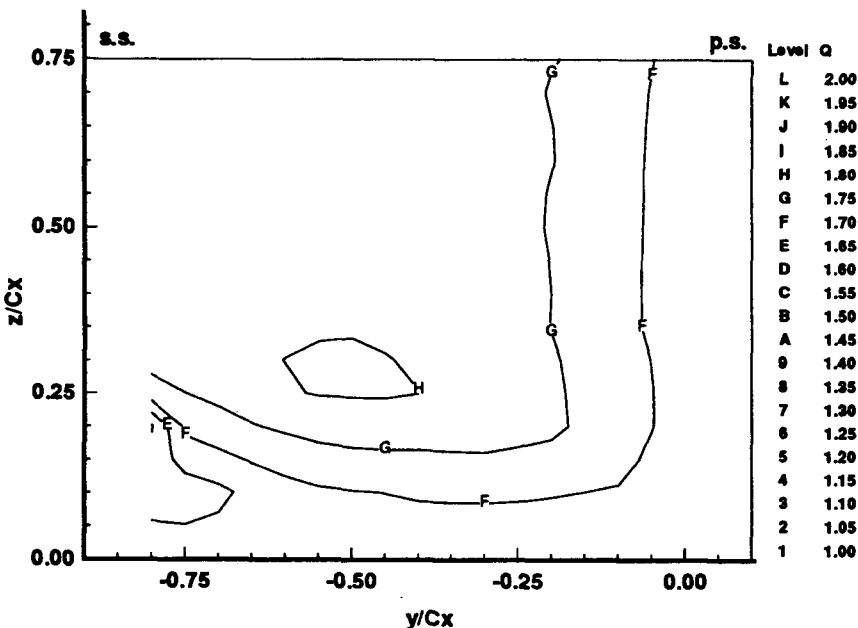
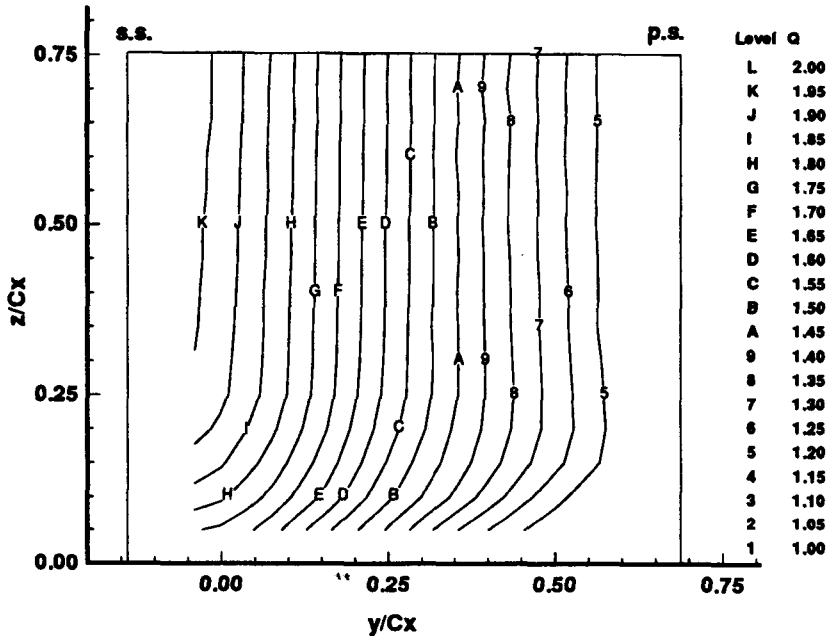


(a)  $x/C_x = -0.85$



케이드 출구 근처 ( $x/C_x=1.00$ )에 이르면 통로와 동 등의 2차유동의 영향이 증대되어 흡입면과 끝벽이 만나는 모서리에서의 속도분포가 크게 달라지고, 정압 구배의 감소와 전단력에 의해 속도구배가 매우 평탄해진다. 블레이드 통로를 벗어난 유동(Fig.

6(d))은 Fig. 5(a)에서와 같이 블레이드의 뒷전에서 발생하는 후류에 의해 크게 변화한다.  $x/C_x$ 가 1.00일 때 측정영역에서의 속도크기의 변화가 입구 자유 유동속도의 20%에 불과할 정도로 평탄하던 속도분포는 통로를 벗어나면서 후류에서 비교적 큰



Level Q	
L	2.00
K	1.95
J	1.90
I	1.85
H	1.80
G	1.75
F	1.70
E	1.65
D	1.60
C	1.55
B	1.50
A	1.45
9	1.40
8	1.35
7	1.30
6	1.25
5	1.20
4	1.15
3	1.10
2	1.05
1	1.00

Level Q	
L	2.00
K	1.95
J	1.90
I	1.85
H	1.80
G	1.75
F	1.70
E	1.65
D	1.60
C	1.55
B	1.50
A	1.45
9	1.40
8	1.35
7	1.30
6	1.25
5	1.20
4	1.15
3	1.10
2	1.05
1	1.00

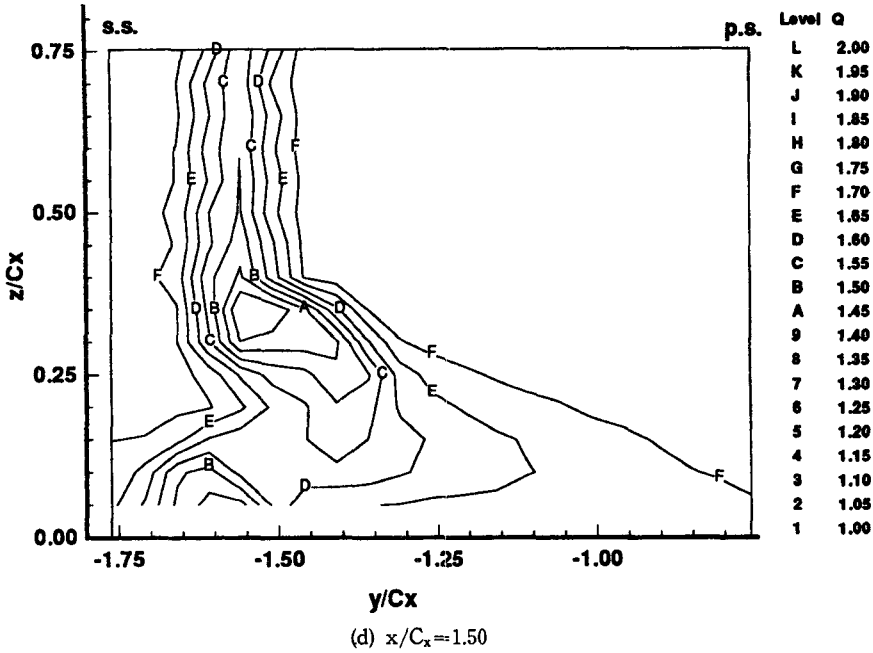
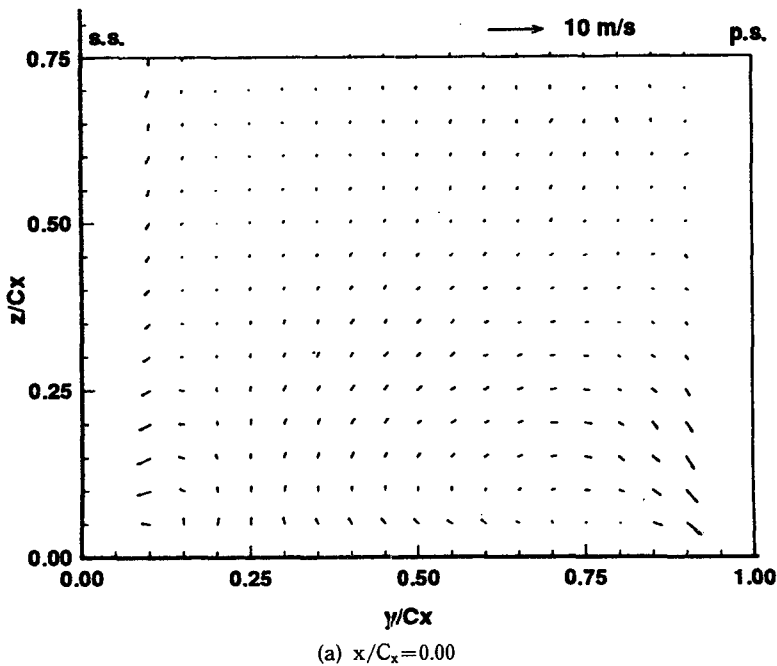


Fig. 6 Contours of velocity magnitude

속도구배를 갖게 된다. Mid-span 근처에서의 등속도선은  $z$ 축과 거의 평행하지만, 끝벽 근처에서는 끝벽 경계층 및 통로와동 등의 영향으로 크게 변형되며  $z/C_x$ 가 0.35 근처에서 속도크기의 최소값이

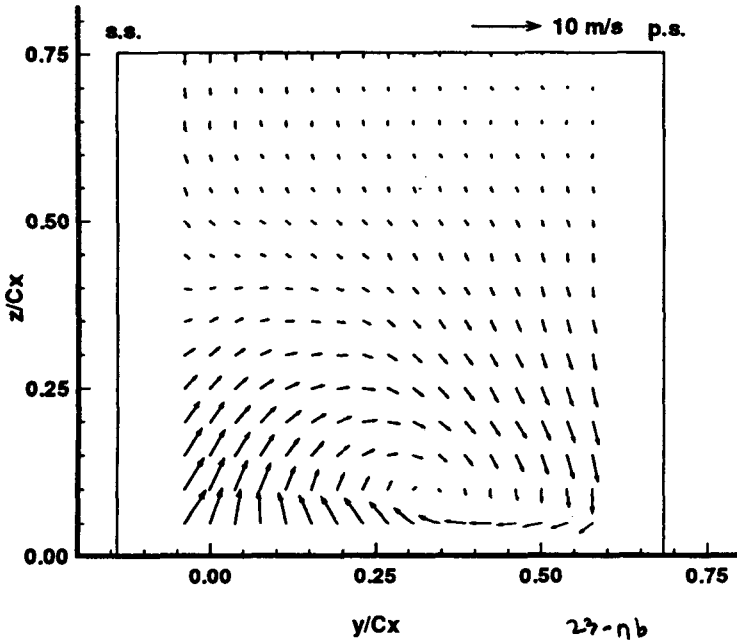
존재한다.

Fig. 7은 각 측정평면에서의 2차유동 형태를 보여 준다. 이 속도벡터들은 각 측정위치의  $y$ 축 방향속도에서 mid-span에서의  $y$ 축방향속도를 뺀 것

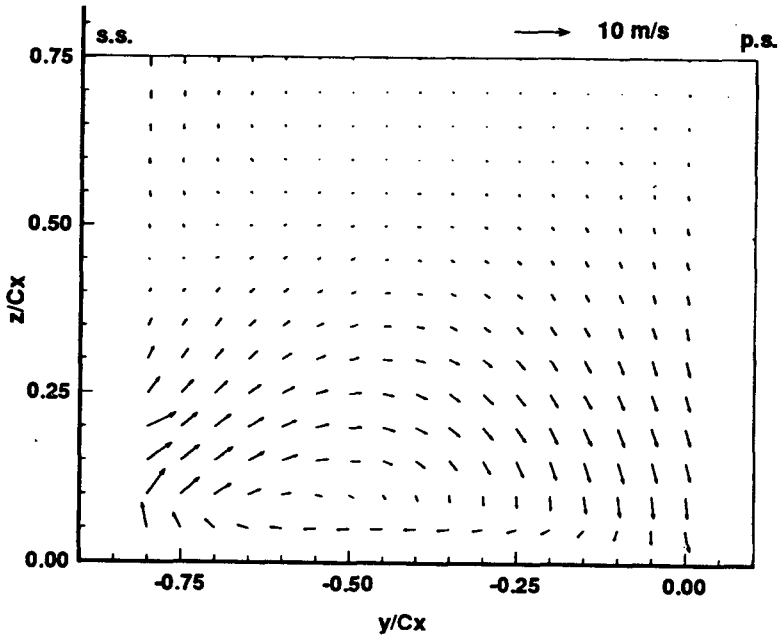


과  $z$ 축방향속도를 이용하여 그린 것들이다. 따라서 이 속도벡터들은 블레이드의 끝벽의 영향으로 생성되는 2차유동의 형태를 파악하는데 유용하다. 2차유동이 거의 없는 상태에서 케스케이드로 접근 하던 경계층유동은 케스케이드 입구에 해당한  $I/$

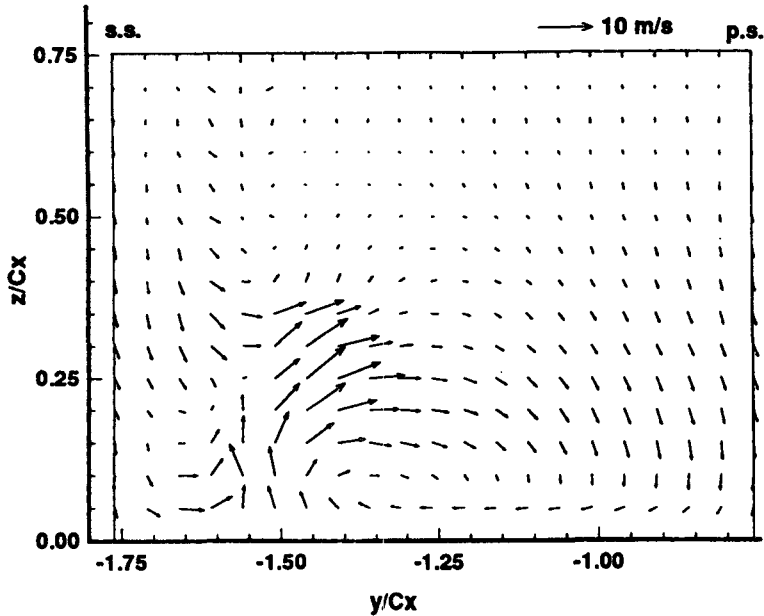
$C_x=0.00$ 에 이르면 미약하지만 블레이드 앞전 좌우에 서로 반대방향으로 회전하는 흐름방향 와동이 생성된다. (Fig. 7(a)) 이때  $y/C_x$ 가 0.00과 0.25 사이에 생성된 와동이 편자와동의 흡입면쪽 다리이며,  $y/C_x$ 가 0.75 근처에 존재하는 와동은 편자와



(b)  $x/C_x=0.50$



(c)  $x/C_x=1.00$



(d)  $x/C_x=1.50$

Fig. 7 Projections of velocity vectors on y-z plane

동의 압력면쪽 다리이다. Fig. 7(a)에서 알 수 있듯이 압력면 근처의 2차유동의 크기가 흡입면 쪽에 비해 조금 더 큼을 알 수 있다. 이곳에서 하류로 이동하여  $x/C_x$ 가 0.50에 이르면 y-z 단면의 2차유동은 강력한 1개의 와동으로 통합되는데, 이 측정평면 전체에 걸쳐서 나타나는 와동은 통로와동으로 불린다. 이 와동에 의해 블레이드 끝벽 근처의 2차유동이 지배되며, 블레이드의 2차손실은 대부분이 와동에 의해 발생된다. Fig. 4(b)의 결과를 보면 끝벽에만 도포된 기름이 블레이드 흡입면을 타고 하류방향으로 이동하고 있다. 이와 같은 현상은 이 통로와동에 의한 강한 2차유동의 영향 때문이다. 이 통로와동의 중심은 하류로 이동함에 따라 압력면에서 흡입면 쪽으로 이동하고(Fig. 7(c)), 캐스케이드 통로를 벗어나면 블레이드 뒷전의 두께에 의해 발생하는 후류와 통로와동, 모서리와동, 역와동의 상호작용으로 매우 복잡한 2차와동 구조가 나타난다. (Fig. 7(d))  $z/C_x$ 가 0.35보다 큰 위치의 후류에서는 vortex sheet 형태의 유동이 존재하고, 그 위치와 끝벽 사이에는 끝벽에 의한 복잡한 와동들이 생성된다. 이중 후류중심의 우측에 위치하고 있는 큰 와동은 블레이드 통로 내부에서 생성된 통로와동의 연장으로 생각되며, 이 와동 중

후류중심 근처에서의 2차유동 속도는 입구 자유유동의 1/3 정도의 큰 값을 갖는다.

#### 4.4 손실계수

블레이드 표면 및 끝벽, 블레이드 통로 내부에서의 정압계수(static pressure coefficient)는 다음과 같이 정의된다.

$$C_{ps} = \frac{P_s - P_{s\infty}}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2} \quad (1)$$

여기서  $P_{s\infty}$ 는 캐스케이드 상류 자유유동에서의 정압을 나타내고,  $P_s$ 는 측정위치에서의 정압을 나타낸다. 그리고  $\rho_\infty$ 와  $U_\infty$ 는 각각 캐스케이드 상류 자유유동에서의 밀도와 유동속도를 나타낸다. 일반적으로 전압손실계수(total pressure loss coefficient)는 다음과 같이 정의된다.

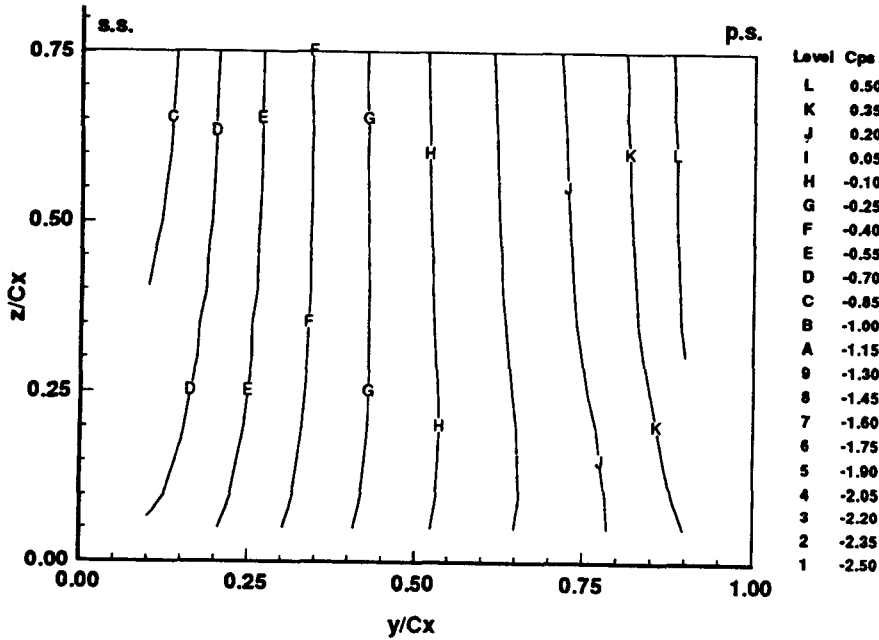
$$C_{pt} = \frac{P_{t\infty} - P_t}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2} \quad (2)$$

여기서  $P_{t\infty}$ 는 캐스케이드 상류 자유유동에서의 전압,  $P_t$ 는 측정된 전압을 나타낸다.

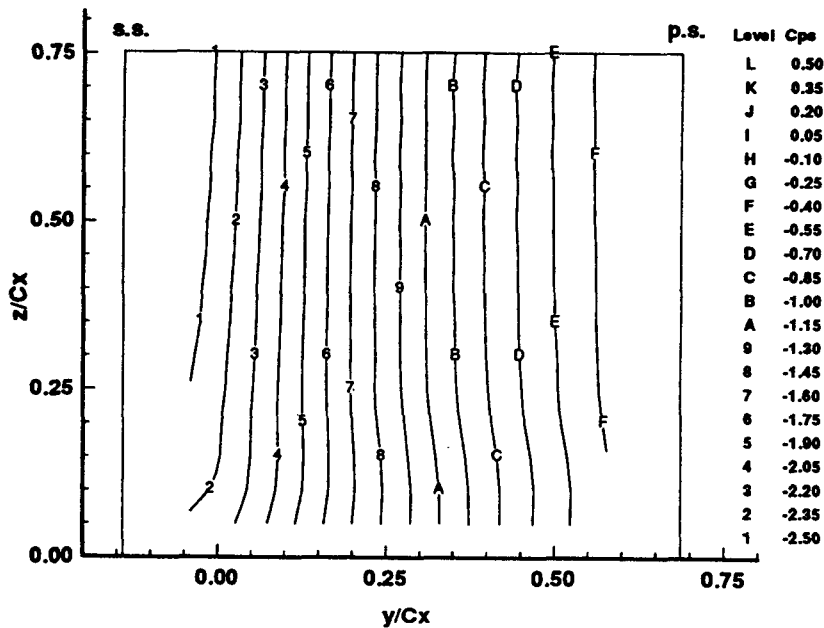
일반적으로 축류터빈 캐스케이드에서 발생하는 전압의 손실은 블레이드 표면에서 마찰로 생기는

평면손실(plane loss), 블레이드 뒷전의 후류로 인하여 일어나는 뒷전손실(trailing loss), 케스케이드 끝벽에서 일어나는 끝벽손실(endwall loss), 흐름의 3차원 현상에 의하여 발생하는 2차손실(secondary loss), 동익의 경우 블레이드 끝(tip)과 외벽(casing)의 틈새로 가스가 새어 나가므로 출력이

저하되는 간극손실(tip clearance loss)로 구분할 수 있다. 그러나 터빈하류의 측정치에서는 평면손실과 뒷전손실을 분리하기 어렵고, 더구나 뒷전손실은 뒷전 두께뿐만 아니라 블레이드 표면 경계층의 두께에 크게 영향을 받으므로 이 두 손실을 합하여 형상손실(profile loss)이라고 부른다. 케스케



(a)  $x/C_x=0.00$



(b)  $x/C_x=0.50$

이드 끝벽에서 마찰로 생기는 끝벽손실과 블레이드 통로에서의 2차유동에 의한 손실도 역시 서로 따로 구분하기 어려우므로 이들을 합해서 끝손실(end loss)이라고 부른다.

Fig. 8은 식(1)에서 정의된 정압계수의 분포이

다. 정압계수는 측정위치에서의 정압이 입구 자유 유동의 정압과 같으면 0이며, 정압이 증가하면 양의 값, 감소하면 음의 값을 갖는다. 케이스케이드 입구에서의 정압은 압력면 근처에서는 0보다 커지고 흡입면 근처에서는 0보다 작아지며 압력면에서 흡

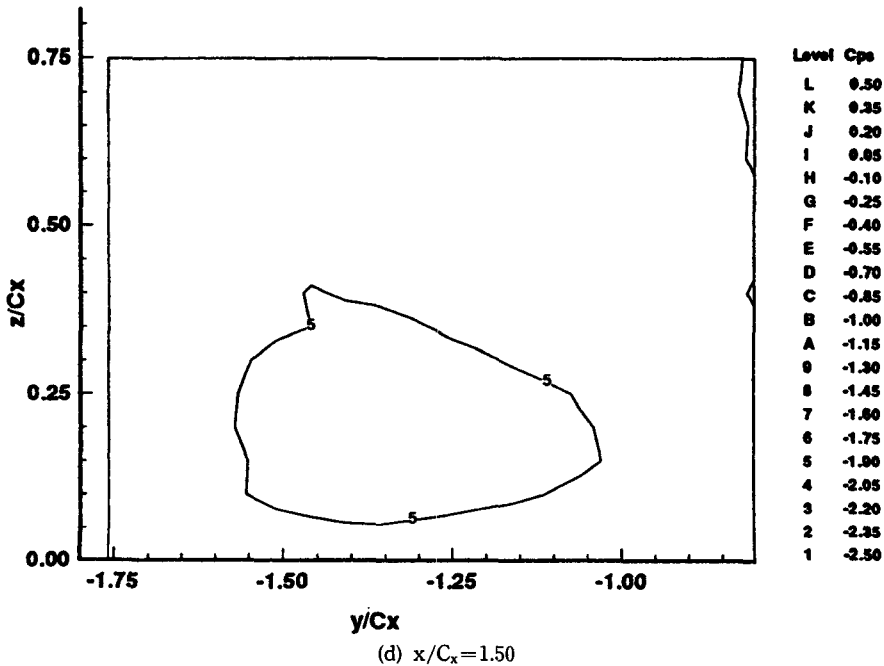
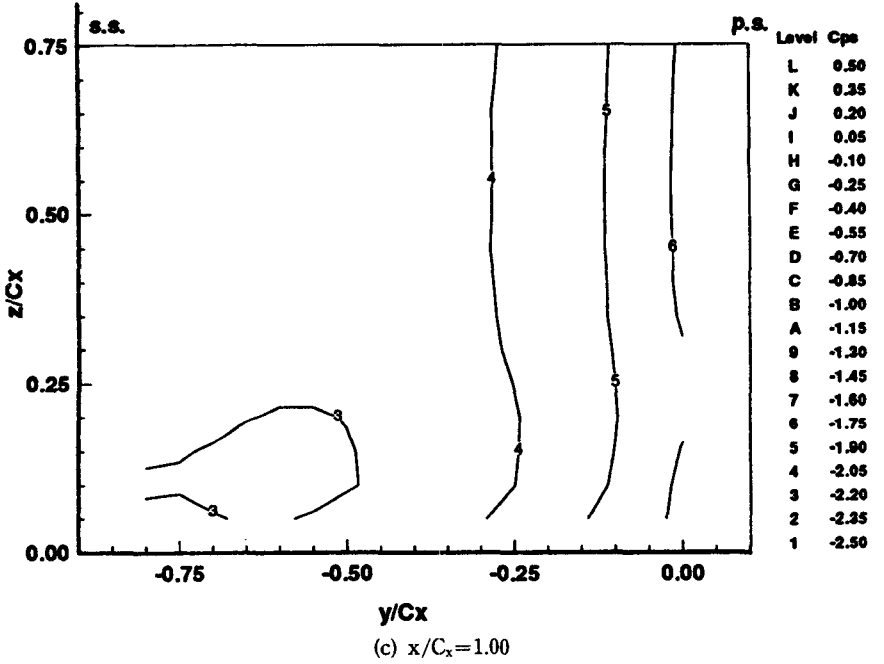
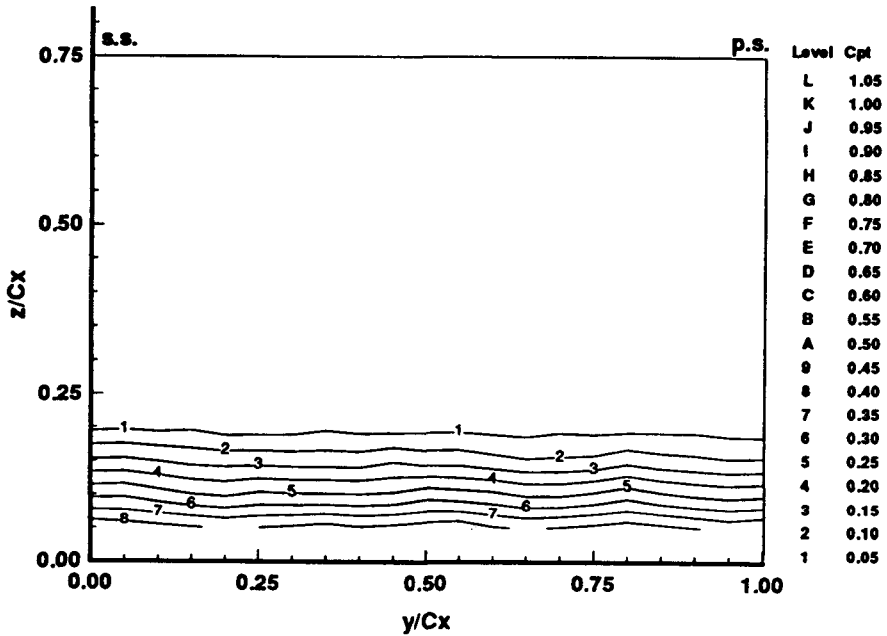


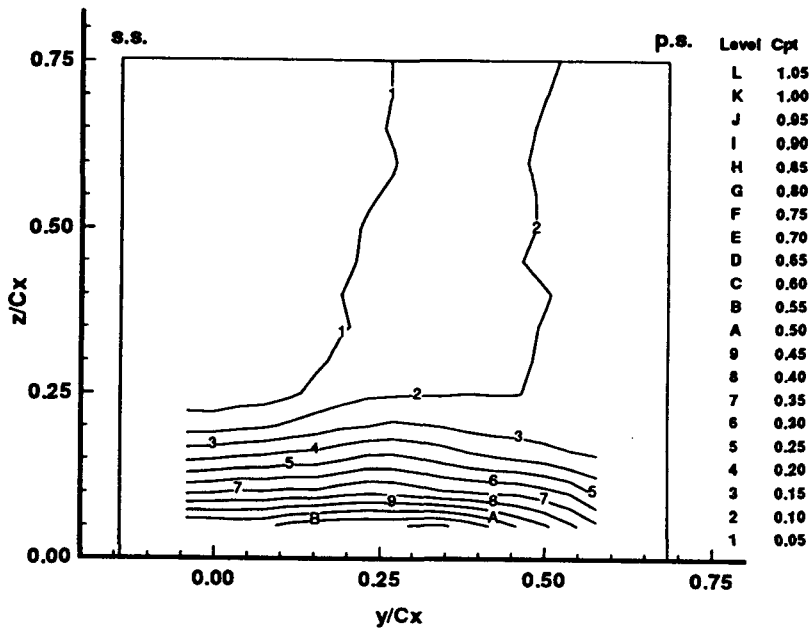
Fig. 8 Contours of static-pressure coefficient

입면으로 이동함에 따라 대체로 선형적으로 감소한다. (Fig. 8(a))  $x/C_x$ 가 0.50에서도 케스케이드 입구에서의 정압계수 분포와 정성적으로는 비슷한 분포를 보이지만, 그 구배가 훨씬 커지고 특히 모든 측정영역에서 정압계수가 음의 값을 갖게 된다. 즉 모든 위치에서의 정압이 입구에서의 정압보다 크게

작아진다. 케스케이드 출구에서는 정압계수의 구배는 매우 평탄해지는데, 이러한 경향은 흡입면 근처에서 두드러진다. (Fig. 8(c)) 케스케이드 통로를 완전히 벗어난 곳( $x/C_x=1.50$ )에서의 정압은 거의 변화가 없게 되는데, 특히 후류영역에서도 압력의 변화가 없는 것이 주목된다. 이 위치에서의 정압분



(a)  $x/C_x = -0.85$

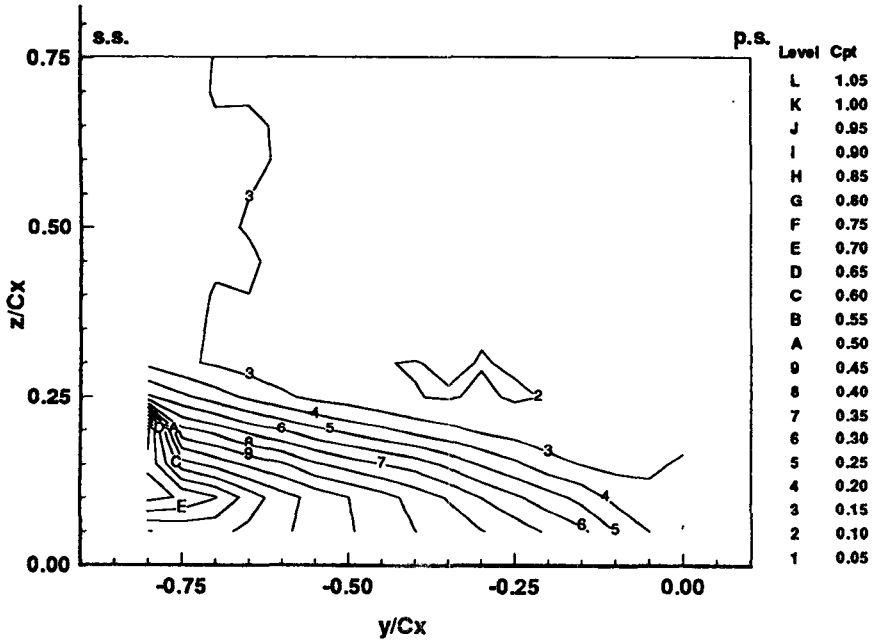


(b)  $x/C_x = 0.50$

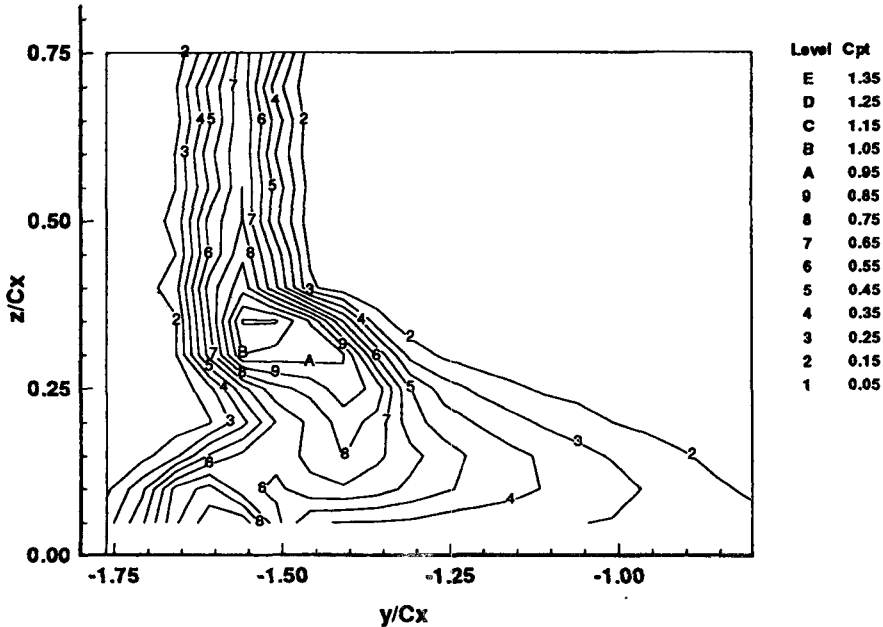
포로부터 캐스케이드 상, 하류에는 순압력구배 (favorable pressure gradient)가 존재하며, 그 압력차는 입구 자유유동 동압의 대략 2배 정도임을 확인할 수 있다.

Fig. 9는 식 (2)에서 정의된 전압손실계수의 분포

를 보여준다. 이 전압손실계수는 블레이드 공력특성중 가장 중요한 변수이다. 이 값은 입구 자유유동의 전압을 기준으로 하며, 입구 자유유동의 동압으로 무차원화되어 있다. Fig. 9(a)에서와 같이 입구유로에서의 전압손실은 경계층 내부에서만 발생



(c)  $x/C_x=1.00$



(d)  $x/C_x=1.50$

Fig. 9 Contours of total pressure loss coefficient



된다.  $x/C_x$ 가 0.50에 이르면 이 전압손실은 끝벽 경계층 근처 뿐만 아니라 압력면 부근에서 그 값이 증대된다. 압력손실의 최대치는  $y/C_x$ 가 0.30과 0.35 사이의 벽 근처에서 발생하는데 이 위치는 Fig. 7(b)의 통로와동 중심과 잘 일치한다.  $x/C_x$ 가 1.00인 케스케이드 출구에서는 전압 손실치가 크게 증가하는 동시에 전압손실계수가 최대인 위치가 흡입면 근처에서 끝벽과 분리된다.  $x/C_x$ 가 0.50인 경우와는 달리 케스케이드 출구에서는(Fig. 9(c)) 흡입면 근처에서 전압손실계수가 더 크게 나타나는데, 그 이유는 흡입면 경계층의 박리<sup>(6)</sup>로 인한 손실의 증가 때문이다. 케스케이드 통로내부에서의 전압손실은 주로 끝벽에서의 3차원 박리, 블레이드면에서의 마찰손실, 2차유동에 의한 손실 등에 의해 야기되지만 케스케이드를 완전히 벗어난 하류에서는 블레이드 뒷전두께에 의한 손실이 크게 나타난다.  $x/C_x$ 가 1.50에서의 전압손실은 대부분 블레이드 뒷전 후류에서 발생하고 있다. 특히 벽 근처의 손실분포는 케스케이드 출구( $x/C_x=1.00$ )의 손실과  $z$ 축과 평행한 mid-span 근처의 손실분포가 중첩된 형태이다. 그리고 이때 전압손실이 최대인 곳은 Fig. 7(d)에서 2차 유동이 가장 큰 곳과 거의 일치한다.

각 측정평면에서의 평균 전압손실계수(mass-averaged total pressure loss coefficient)는 다음의 식으로 정의된다.

$$\bar{C}_{pt} = \frac{\int_{y_s}^{y_p} \int_0^{MS} C_{pt} U dz dy}{\int_{y_s}^{y_p} \int_0^{MS} U dz dy} \quad (3)$$

본 연구에서는 유속이 충분히 작기 때문에 밀도

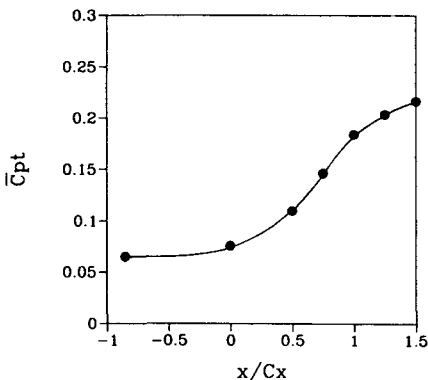


Fig. 10 Variation of mass-averaged total pressure loss coefficient in x-direction

가 측정영역에 걸쳐 일정하다고 가정하였고, 식(2)에 의해 구한  $C_{pt}$ 와 5공 프로우브로 구한  $x$ 축방향 속도  $U$ 를 평균전압손실계수의 계산에 이용하였다. 여기서  $y_s$ 와  $y_p$ 는 각각 흡입면과 압력면에 가장 가까운 측정점을 의미하고 MS는 mid-span을 나타낸다.

Fig. 10은 식(3)에 의해 계산된 평균전압손실계수의 변화를 보여준다. 본 실험에서는 5공프로우브의 크기 때문에 케스케이드 통로 내부에서 블레이드 면으로부터 10 mm 정도 떨어진 곳부터 속도측정이 이루어졌으므로 이와 같은 제한이 평균전압손실계수의 계산에 오차요인으로 작용할 것이다. 그럼에도 불구하고 Fig. 10은 하류방향으로의 평균전압손실계수의 변화를 잘 설명해주고 있다. 이 평균전압손실계수는  $x/C_x$ 가 0.5보다 작은 상류에서는 매우 완만한 증가를 보이는데, 그 이유는 손실 증가의 원인이 블레이드의 평면손실과 끝벽경계층에서의 손실에 국한되기 때문이다. 이 경우 2차 손실도 포함되나 통로와동이 완전히 발달하기 이전이므로 그 영향이 작을 것으로 생각된다. 그러나 케스케이드 출구 및 그 하류에서는 이 평균손실계수의 값이 급격히 상승한다. 그 이유는 통로와동의 증폭으로 인한 2차손실의 증가와 블레이드 뒷전손실 때문이다.

### 5. 결 론

본 연구에서는 한국항공우주연구소에서 설계한 터빈 제1단 정익의 공력특성 및 손실계수를 측정하였다. 이를 위해 mid-span 형상을 바탕으로 한 large-scale 블레이드로 선형 아음속 케스케이드 풍동을 제작하였고, 유막법을 이용한 유동의 가시화 연구, 열선유속계를 이용한 케스케이드 출구에서의 난류측정, 5공 프로우브를 사용한 3차원 평균속도 측정이 이루어졌다. 이 케스케이드 실험에서는 특히 끝벽에 의한 3차원 유동현상에 대하여 연구의 초점이 모아졌다.

유동의 가시화연구 결과 본 연구의 케스케이드 끝벽에서 경계층유동의 3차원 박리와 함께 끝벽 근처 경계층 유체가 블레이드 흡입면을 타고 위로 상승하면서 하류로 이동하는 복잡한 유동현상이 확인되었다. 이와 더불어 끝벽면에서의 재부착선, 안장점, 끝벽박리선 등이 자세히 관찰되었고, 가시화연구에서 정성적으로 이해된 많은 현상들이 3차원속

도 측정결과와 잘 일치하였다.

3차원속도 측정으로 터빈 케이스케이드에서 일반적으로 발생하는 편자와동, 통로와동의 생성 및 발달 과정이 밝혀졌다. 이와함께 블레이드의 형상손실, 블레이드 뒷전의 두께에 의한 뒷전손실, 통로와동 등의 2차유동과 끝벽 경계층에 의한 끝손실 등에 대한 많은 실험자료가 축적되었으며, 공력손실의 하류방향 변화과정이 밝혀졌다. 이와 함께 각 손실의 생성원인과 상대크기가 유동의 가시화결과와 3차원 유동 측정결과로부터 확인될 수 있었다.

## 후 기

본 연구는 1992년 과학기술처 특정연구개발사업으로 수행된 연구결과의 일부이다.

## 참고문헌

- (1) Langston, L. S., Nice, M. L. and Hooper, R. M., 1977, "Three-Dimensional Flow Within a Turbine Cascade Passage," ASME Journal of Engineering for Power, Vol. 99, pp. 21~28.
- (2) 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.
- (3) Sieverding, C. H., 1985, "Recent Progress 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. 248~257.
- (4) Chen, L. D. and Dixon, S. L., 1986, "Growth of Secondary Flow Losses Downstream of a Turbin Blade Cascade," ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 108, pp. 270~276.
- (5) Gregory-Smith, D. G., Graves, C. P. and Walsh, J. A., 1988, "Growth of Secondary Losses and Vorticity in an Axial Turbine Cascade," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 110, pp. 1~8.
- (6) 최동환, 이대성, 현용익, 이상우, 양수석, 차봉준, 손창민, 1992, "가스터빈엔진 시스템 개발 (IV)," 한국항공우주연구소 추진기관연구실, 보고서 No. UCN 0200-25.
- (7) 성봉주, 장병희, 1988, "최소자승법을 이용한 5-Hole Yawhead Probe의 간략한 보정법," 한국항공우주학회지, 제16권, 제2호, pp. 20~28.