

# 위상평균 PTV 기법을 이용한 축류 팬 주위 유동의 속도장 측정 연구

최제호\* · 김형범\* · 이상준\*\* · 이인섭\*\*\*  
(1999년 7월 12일 접수)

## Velocity Field Measurement of Flow Around an Axial Fan Using a Phase Averaged 2-Frame PTV Technique

Jayho Choi, Hyoung-Bum Kim, Sang-Joon Lee and In-Seop Lee

**Key Words :** Axial Fan(축류 팬), 2-Frame PTV, Phase-Average(위상평균), Velocity Field(속도장), Turbomachinery.

### Abstract

The flow structure around a rotating axial-fan was experimentally investigated using a phase averaging velocity field measurement technique. The fan blades were divided into 4 different phases, for which 500 velocity fields were acquired for each phase angle with a 2-frame PTV system. Velocity field measurements were also carried out at two planes parallel to the axis of rotation, with offsets toward the radial direction of the fan. For accurate synchronization of the PTV system with the phase of the axial fan, two synchronization circuits were employed with a photo-detector attached to the rotating shaft. The phase averaged velocity fields show periodic variations with respect to the blade phase. The periodic formation of vortices at the blade tip is also observed in vorticity contour plots. Locations of local maximum turbulence intensities in the axial and radial directions are found to be located in an alternating pattern. These experimental results can be used to validate numerical calculations and to understand the flow characteristics of an axial fan.

### 기호설명

- R : 축류 팬 반지름
- R : 반경방향 좌표축
- X : 축방향 좌표축
- $\Delta t$  : 두 개의 프레임 사이 시간차
- LE : 팬 날개의 선단(leading edge)
- TE : 팬 날개의 후단(trailing edge)
- $U_r$  : 날개 끝에서의 접선방향 속도

### 1. 서론

축류 팬(axial fan)은 소형 가정용에서부터 대형

산업용 송풍기에 이르기까지 매우 다양하게 활용되고 있다. 이러한 축류 팬 주위 유동에 대한 정확한 해석은 기기의 성능을 향상시키고 소음을 감소시키기 위한 연구에 필수적이다. 그러나, 팬 주위 유동은 회전속도 성분이 존재하는 3차원 고속 난류유동이며, 날개 후단에서 trailing vortex가 생성되는 등 유동자체가 매우 복잡하여 이론적 연구뿐만 아니라 수치해석 측면에서도 정확한 해석이 쉽지 않다.<sup>(1)</sup> 따라서 대부분의 기존 연구들은 실험을 중심으로 진행되어 왔다.<sup>(2-4)</sup>

Morris 등<sup>(5)</sup>은 자동차 냉각 팬에 대한 연구에서 열선유속계를 이용하여 팬 날개 위상에 따른 후류 유동의 속도분포를 측정하였다. 그들은 터프트(tuft)를 이용하여 유동의 진행방향을 측정하였고, 회전축에 연결된 인코더(encoder)를 이용하여 X-형 열선 프로브(hot-wire probe)로부터의 속도신호를 팬의 회전각도에 따라 앙상블(ensemble) 평균하였다. 팬의 회전축에 수직은 평면에서 측정된 속도 결과로부터 팬의 회전각도에 따른 평균속도성분의

\* 포항공과대학교 대학원 (POSTECH grad. course)

\*\* 회원, 포항공과대학교 대학원 (POSTECH grad. course)

\*\*\* 회원, 포항공과대학교 기계공학과(POSTECH)

E-mail : sjlee@postech.ac.kr

TEL : (0562)279-2169 FAX : (0562)279-3199

\*\*\*\* LG 전자 (LG Electronics)

주기적 변화를 확인하였다. 그러나 주유동방향 속도성분의 변화양상은 측정하지 못하였으며, 프로브를 이송시켜가며 한 순간에 한 점의 속도 밖에 측정하지 못함에 따라 전체단면을 측정하는데 많은 어려움이 따랐다.

Inoue 등<sup>(6)</sup>도 컴프레서(compressor) 날개를 모사한 로터 주위 유동 해석에 3축 열선 프로브를 이용한 위상평균기법을 적용하였는데, 그들도 회전축에 수직인 평면에 대해서만 속도분포를 측정하였다. 또한 와도장 분석을 통하여 회전 로터에 대해 날개 끝단에서 형성되는 끝단와류(tip vortex)와 날개 후단에서 생성되는 꼬리와(trailing vortex)의 형상을 밝혔다.

팬 주위유동에 대한 속도 및 와도 분포를 측정할 기존의 연구들은 위와 같은 열선유속계를 이용한 점측정(pointwise measurement)을 통한 실험이 대부분이다. 그러나 팬 주위의 3차원 고속유동을 열선유속계로 측정할 경우 강한 난류성분으로 인해 측정오차가 커지게 되며, 팬 주위 유동 전체의 순간속도장을 구하는 것은 불가능하다.

이와 같은 점측정의 단점을 보완하여 화상처리 기법을 이용한 속도장 측정기법이 팬이나 펌프와 같은 터보기계에도 적용되기 시작하였다. 한 예로 Sinha & Katz<sup>(7)</sup>는 자동 영상 이동(image shift) 기능이 있는 고정상도 CCD 카메라를 이용하여 원심 펌프의 회전 날개와 디퓨저(diffuser) 사이 영역에서의 위상평균된 속도장과 싸이클릭(cyclic) 속도를 측정하였다. 이들은 회전날개의 위상에 따른 속도장을 구하기 위해 펌프 회전각도, 레이저, CCD 카메라를 정확하게 동기시켰다.

본 연구에서 다루고자 하는 축류 팬(axial fan) 주위유동에 대한 화상처리를 이용한 속도장 측정 실험은 현재까지 국내외 문헌에서 발표된 바 없다. 기존의 축류 팬 실험들은, 상대적으로 제작이 간편한 허브팁 비(hub-to-tip ratio) 1에 가까운 축류로터를 주로 사용하였다. 축류로터는 후류유동이 주기성을 갖고 있으며 trailing vortex가 존재하는 등 축류 팬과 유사한 점이 많으며, 여기에 사용된 유동해석 기법을 본 연구에 적용할 수 있다.

본 연구에서는 축류 팬 날개의 위상(phase)위치에 따른 팬 후류 유동의 유동특성과 함께 난류구조를 해석하기 위해 고속 CCD 카메라를 사용하였으며, 자체 제작된 동기장치와 2-frame PTV (Particle Tracking Velocimetry) 알고리즘을 이용하여 위상에 따른 속도장변화를 측정하였다. 순간속도장 결과로부터 위상평균속도장, 와도 및 난류강도 분포를 구하였다. 본 연구결과는 향후 팬 또는 프로펠러에 대한 수치해석 연구에 필요한 기초자료

로 사용될 수 있을 것이다.

## 2. 실험장치 및 방법

### 2.1 실험장치

본 연구에서는 직육면체 수조 내부에 축류 팬을 설치하고 레이저 평면광으로 측정단면을 조명 한 후 취득한 입자영상으로부터 속도장을 측정하였으며 실험장치의 개략도와 좌표계를 Fig. 1에 나타내었다

직사각형 형태의 수조 측면 중앙에 구멍을 내어 AC 유도(induction)모터와 연결된 팬의 회전축을 삽입하였고, 모터의 동력축과 팬의 회전축간의 미세한 높이 차이에 의한 팬의 진동을 최소화하기 위해 팬 축과 모터 축을 고무 커플링으로 유연하게 연결하였다. AC 유도모터는 컨트롤러를 이용하여 정확하게 회전수(rpm)의 조절이 가능하도록 하였고, 지지대로 견고히 고정시켰다. 수조는 투명한 아크릴로 제작하였으며 윗부분의 자유표면을 제거하기 위하여 수조에 덮개를 부착하였다. 작동유체로는 물을 사용하였으며, PTV 영상 획득을 위해 산란입자로 Vestosint®1118을 사용하였는데, 평균 직경이 37 $\mu$ m 이고 비중은 1.016 이다.

본 연구에 사용되어진 축류 팬은 직경(tip diameter)이 50mm 이고, 허브(hub)직경이 15mm 이며, 허브팁 비가 0.3 이다. 또한 5 개로 구성된 날개의 피치 각(pitch angle; chord의 회전평면에 대한 각도)은 42°이며 실험하는 동안에 회전수를 240rpm 으로 고정하였다. 현재 실험장치로는 1200rpm 까지 측정가능하며 광검출기에 추가회로를 설치하게되면 보다 높은 회전수에서의 측정도 가능하다. 본 연구에 사용되어진 팬의 개략도와 속도장 측정을 수행한 4 가지 위상(phase)을 Fig. 2에 ①, ②, ③, ④에 나타내었다.

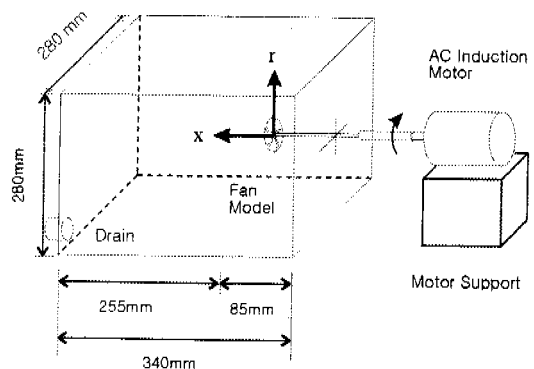
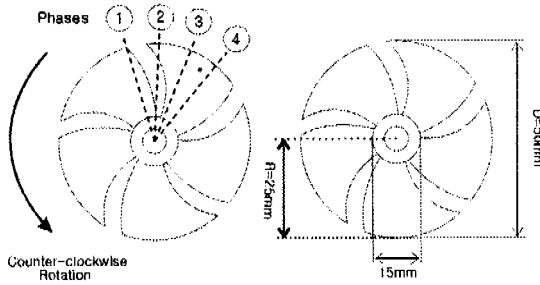
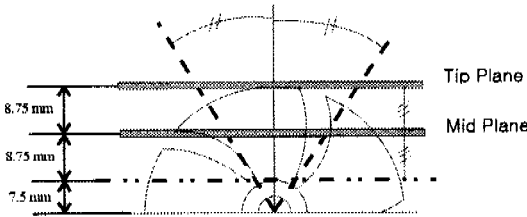


Fig. 1 Experimental apparatus and coordinate system



**Fig. 2** Schematic diagram of the axial fan and the measurement phases



**Fig. 3** Tip and mid planes for velocity field Measurement

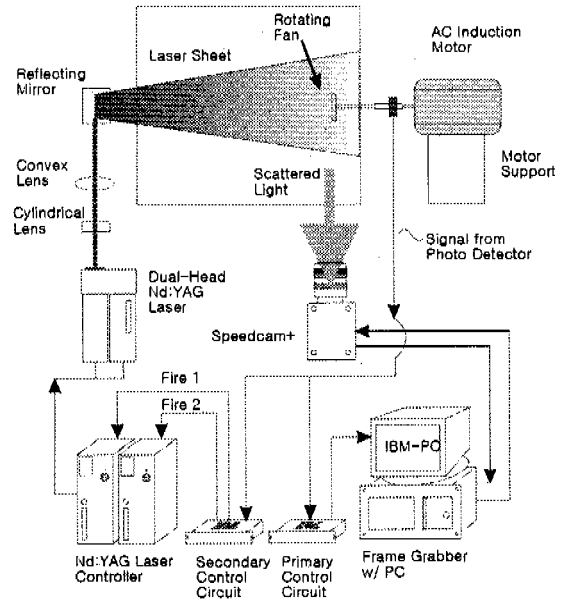
팬은 동기장치에 의해 미리 설정된 두장의 입자 화상 사이의 시간간격  $\Delta t=1\text{ms}$  동안  $1.44^\circ$  회전하게 되며, 그동안 날개끝(blade tip)은  $0.63\text{mm}$  이동하게 된다. 속도장 측정을 위해 회전면과 수직인 종단면의 입자영상을 측정하였는데, 관측장(field of view)은 팬 직후 회전중심 위치( $X=0, R=0$ )를 원점으로  $40 \times 40\text{mm}^2$ 의 크기를 갖는다. 측정시 팬 날개 하나를 4개 위상(phase)으로 나누어  $18^\circ$  간격의 위상각에 따른 위상평균화된 속도장을 획득하였다.

그리고 팬 날개 주위의 유동을 해석하기 위하여 날개 하나에 대해 날개 끝단(blade tip) 수평단면과 날개의 1/2 반경방향(span) 위치의 수평 평면에 대해 입자영상을 취득하였는데, 이들 두 가지 측정 평면을 Fig. 3에 나타내었다.

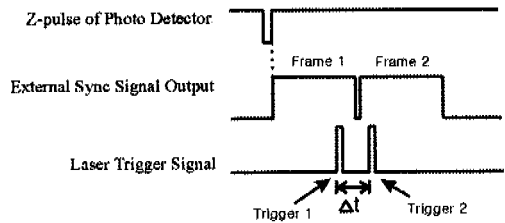
종단면과 수평단면 각각에 대해 1000장의 순간 유동장 영상을 얻었으며, 이들을 앙상블평균하여 각 위상에 따른 난류강도 분포를 구하였다.

**2.2 위상평균화된 2-frame PTV 기법**

속도장 측정에 사용되어진 영상처리 시스템은 Nd:YAG 레이저, high-speed CCD 카메라, 동기회로 장치, PC 등으로 이루어져 있으며, 그 구성도를 Fig. 4에 나타내었다. 펄스(pulse) 레이저와 동기장치를 사용함으로써, 기계식 초퍼(chopper)나 회전 거울을 사용하는 경우에 비해 두 입자영상 사이의 시간간격  $\Delta t$ 를 크게 낮출 수 있으며, 광량의 감소



**Fig. 4** Schematic diagram of the experimental setup



**Fig. 5** Signal diagram of the synchronization circuit

가 적고 입자영상의 흐려짐을 방지할 수 있다.

본 실험에 사용된 Nd:YAG 레이저는 펄스 당  $7\text{ns}$ 의 노출시간과 펄스 당  $25\text{mW}$  이상의 출력을 내며 고속 CCD 카메라 (Speedcam+ 512)는 일반적인 interlaced 방식의 CCD 카메라와는 달리  $512 \times 512$  해상도로 초당 1000 프레임(frame)까지 영상획득이 가능하므로 고속유동의 속도장 측정에 유용하다. 동기회로는 CCD 카메라의 프레임 노출 시간 내 원하는 순간에 레이저 펄스를 발생시키는 기능을 하며 동기회로의 신호도(signal diagram)를 Fig. 5에 나타내었다.

CCD 카메라의 프레임(frame)노출시간과 프레임 이송시간을 나타내주는 v-sync 신호를 기준으로 장치들 사이의 동기화가 이루어진다. 일반적으로 CCD 카메라 후면에 출력단자가 설치되어 있으며, 전원이 켜지면 스텝(step) 형태의 v-sync 신호가 출력되어진다. 카메라로부터 v-sync 신호를 입력받고

시간차  $\Delta t$  간격으로 Nd:YAG 레이저의 트리거 신호(trigger signal)를 출력하게 된다. 광검출기(photo-detector)신호의 첫 falling edge가 동기회로의 작동 시작 신호가 되며, 카메라의 프레임 노출신호 하나 당 한 개의 트리거 신호를 출력하여 하나의 프레임에 한장의 입자영상을 기록한다.

본 실험에서 사용된 Speedcam 512 고속 CCD 카메라의 경우, 512x512 픽셀의 해상도로 초당 촬영 가능한 영상수가 1Hz 간격으로 31~1000Hz 이고, 프레임 이송시간은 일반 CCD 카메라에 비해 매우 짧은 10 $\mu$ s 정도이다.

입자연상으로부터 속도장을 구하기 위해 본 연구실에서 개발된 일치확률방식의 2-frame PTV 방식의 속도장 측정기법<sup>6)</sup>을 사용하였다. 이 기법은 연속된 두 장의 화상에 있는 입자들의 가능한 변위벡터를 모두 고려한 후, 각 변위 벡터들에 대한 일치확률을 정의하고 이를 반복 계산하여 일치확률밀도가 가장 높은 것을 해당입자의 변위벡터로 구하는 확률론적인 입자추적 방법이다.

### 3. 결과 및 고찰

팬 날개의 4 가지 위상(phase) 각각에 대하여 펌 후류 유동으로부터 획득한 500 장의 순간속도장 결과를 위상평균하여 평균속도, 와도, 난류강도 등을 구하였다. 또한, 날개(blade) 근접영역의 두 가지 수평단면에 대해서도 같은 방식으로 날개 주위 유동특성을 해석하였다. 실험 결과를 나타내는 모든 그래프의 x, r 축을 팬의 반지름 R로 무차원화하였다.

Fig. 6은 500 장의 순간속도장을 앙상블평균하여 구한 위상①~④에서의 평균속도장 결과를 나타낸 것이다. 이들 위상평균화된 속도장 결과들은 위상에 다른 유동구조의 변화를 뚜렷하게 보여주고 있다. Fig. 6(a)는 위상① 조건에서의 평균속도장 결과를 나타내고 있다. 여기서 보면 날개 직후 영역( $x/R=0.1$ )에서 허브 중심을 향하여 움직이는 속도성분이 강하게 존재함을 알 수 있으며, 위상②에서는 회전축에 평행한 유동이 날개 직후에 지배적이게 된다. 그리고, 위상③을 거쳐 위상④에 이

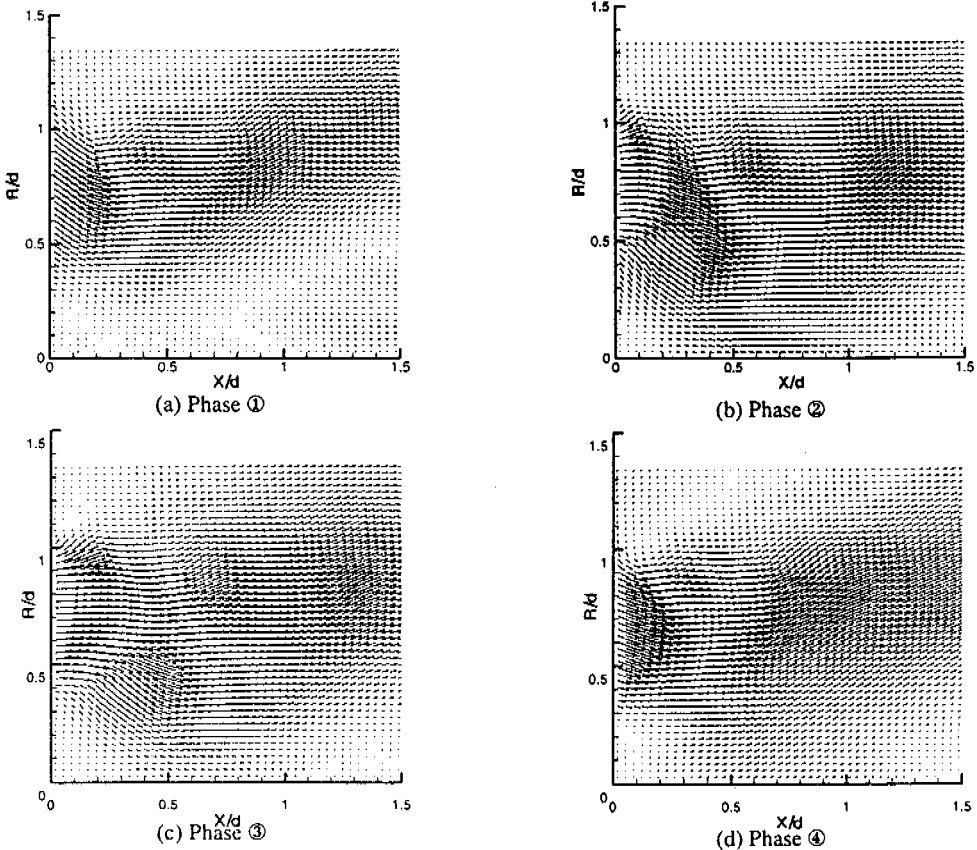


Fig. 6 Mean velocity vector fields at 4 phases

르게 되면 웬 중심방향의 유동이 다시 강하게 나타남을 알 수 있다.

Fig. 6의 위상평균화된 속도장 결과로부터, 웬 후류 유동은 축방향 속도성분의 변화에 따라 크게 3구간으로 나눌 수 있음을 알 수 있다. Fig. 6(a)의 경우, 첫번째 구간은 날개 직후 구간으로 웬 중심을 향한 유동이 존재하는 영역과, 웬의 바깥쪽으로 유동이 향하는  $0.3 \leq x/R \leq 0.5$ ,  $0.8 \leq r/R \leq 0.9$  구간, 그리고  $0.5 \leq X/d$  이후의 유동영역으로 구분될 수 있다. 이러한 3가지 유동구간 중에서 축방향 속도성분이 지배적인 중간영역에서 위상에 따른 차이가 보다 뚜렷해진다. 이들은 위상①의 유동단면에서 V자 형태로  $x/R \approx 0.5$  부근에 존재하며 위상②로 유동이 진행함에 따라 이러한 축방향 속도성분이 지배적인 구간이 하류로 이동함을 알 수 있다. 위상③을 나타내는 Fig. 6(c)의 경우, 유동이 하류로 나아감에 따라 V자 형태의 구간 구분이 약해져,  $x/R \approx 0.5$  영역에서  $\Lambda$  형태의 새로운 구간구분이 생성됨을 관찰할 수 있다. 또한, 위상④를 나타내는

Fig. 6(d)의 평균속도장 결과를 보면  $\Lambda$  형태의 구간 구분 유동은 약해지고 V자 형태의 구간 구분이 형성됨을 알 수 있다.

전반적인 유동특성을 보면, 웬 날개로부터의 거리가 멀어질수록 유속은 감소하며, 위상①에서 위상③으로 진행함에 따라 축방향 유속이 증가하고, 위상④에서 다시 위상①로 돌아오면서 유속이 크게 감소함을 알 수 있다. 이것은 웬 날개가 허브로부터 멀어질수록 큰 피치 각(pitch angle)을 갖으며 위상③이 날개의 중앙에 위치하기 때문이다. 웬 날개로부터  $x=R$  이상 떨어진  $x/R > 1$  영역에서는 위상에 관계없이 유동이 일정한 방향을 가짐을 관찰할 수 있다. 날개의 위상에 따른 속도장의 결과를 살펴보면, 위상 변화는 날개 직후영역의 유동형태를 지배하며, 웬 날개의 주기적 위상변화에 따라 후류유동 또한 주기적으로 변화하는 유동특성을 보여주고 있다. 또한 강한 선회유동(swirling flow)에 기인하여 직전 위상의 유동형태가 하류로 이동되어 다음 위상의 속도장 결과에 나타나고 있다.

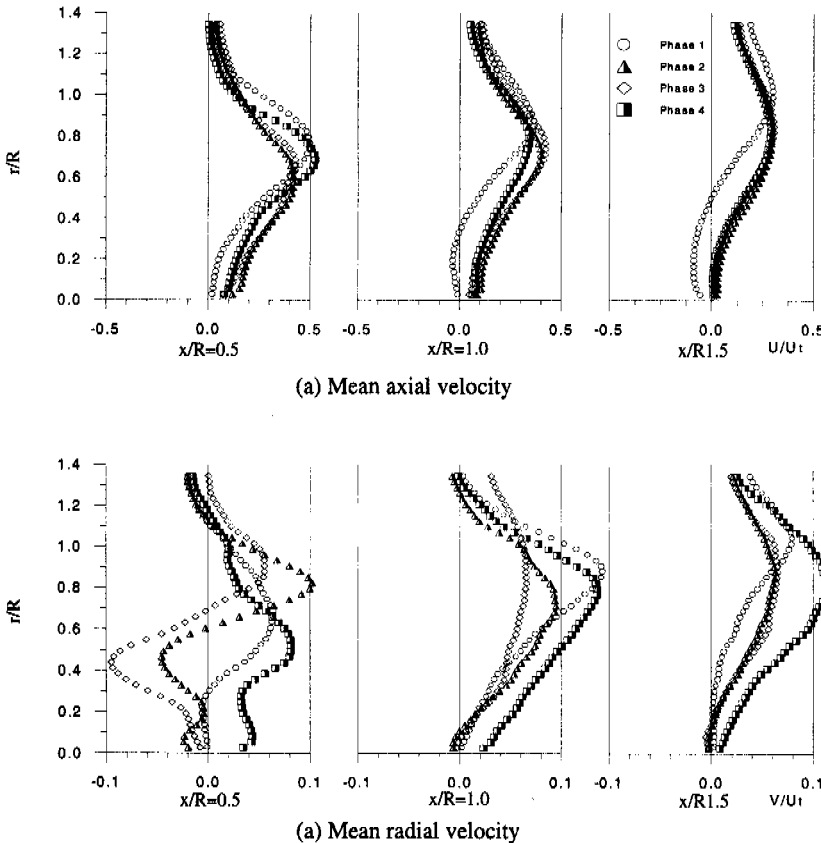


Fig. 7 Axial and radial velocity profiles at selected cross sections

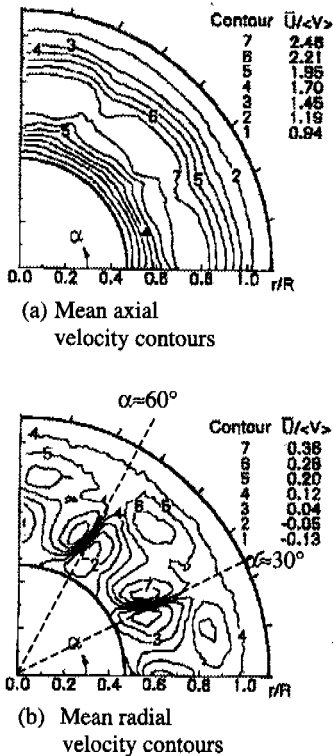


Fig. 8 Axial and radial velocity contours (Morris et al.<sup>(6)</sup>)

Fig. 7은 웬 하류 몇몇 단면에서의 위상평균속도를 나타낸 것이다. 축방향 위상평균속도의 경우 날개 직후( $x/R=0.5$ )에서 극부 최대값을 갖는 위치는 위상에 따라 변하지만 대략  $r/R=0.7$  부근입을 관찰할 수 있다. Morris 등<sup>(6)</sup>이 열선유속계로  $x/R=0.172$ 에서 측정된 축방향 속도성분의 등고선을 Fig. 8에 나타내었으며, 이것으로부터 각각의 위상에 해당하는 본 연구결과가 잘 일치하고 있음을 확인할 수 있다. 웬 후류유동은 하류로 나아감에 따라 날개 위상에 따른 유속의 차이는 점차 없어지게 된다.  $x/R=1.5$ 의 위치에서는 축방향 속도성분의 크기나 분포양상의 차이는 크지 않으나, 허브(hub) 근처에서 역방향 속도성분이 존재함을 확인할 수 있다.

반경방향의 위상평균속도는 축방향 속도성분과는 달리 날개 위상변화에 따라 뚜렷한 차이를 보여주고 있다.  $x/R=0.5$  단면에서 위상②,③의 경우, 약  $r/R=0.6$ 을 경계로 허브 주위에서는 음의 값을, 날개 끝 부근에서는 양의 값을 갖는다. 반면에 위상①,④의 경우 약  $r/R=0.6$  부근에서 극부최대값을 가지며 전반적으로 양의 속도값을 가진다. 이 결과 또한 Fig. 8에 나타낸 Morris 등<sup>(6)</sup>의  $x/R=0.172$ 에서

측정한 반경방향 속도결과와 부합된다. Fig. 8으로부터 웬 날개가 존재하지 않는 위상각  $\alpha=30^\circ$ 과  $\alpha=60^\circ$ , 즉 본 실험에서 위상②에 해당되는 이 각도들을 경계로 반경방향 속도성분은  $\alpha$ 가 증가함에 따라 음의 값에서 양의 값을 가짐을 관찰할 수 있다.

$x/R=0.5$  위치 단면의 경우,  $r/R>1.1$  구간에서의 음의 속도성분을 가지는데, 이것은 날개 끝부분에서 허브를 향해 유입되는 유동이 존재함을 의미한다. 반경방향 속도성분은 하류로 나아감에 따라 축방향 속도성분과 마찬가지로 점차적으로 날개 위상에 다른 속도분포 차이가 감소되어진다. 그러나  $x/R=1.5$  위치에서 위상②와 ③은, 거의 일치된 속도분포를 가지나 위상④와 ①은 여전히 큰 차이를 보여주고 있다.

Fig. 9는 축류 웬 날개의 각 위상에 따른 후류의 순간속도장 결과로부터 구한 위상평균화된 와도분포를 나타낸 것이다. 여기서 와도는 다음과 같은 미분계산공식을 이용하여 계산하였다.

$$\left(\frac{df}{dx}\right)_i \approx \frac{f_{i+1} - f_{i-1}}{2\Delta X} \quad \Delta X: \text{grid dimension}$$

위상①에서의 와도결과를 나타낸 Fig. 8(a)를 보면 날개의 중간 높이( $r/R \approx 0.65$ )를 기준으로 위쪽에는 반 시계방향으로 회전하는 양의 와도값을 갖는 와동이 존재함을 알 수 있다. 반면에 아래쪽에는 점선으로 표시된 음의 와도를 갖는 유동구간이 넓게 존재하나, 원형 형상의 와동의 형태는 뚜렷하게 나타나지 않고 있다.

위상②에서는 날개 중앙위치 부근에서 음의 와도를 갖는 와동이 발생하며, Fig. 8(a)에서 관찰되었던 날개 팁(tip)에서 발생한 와동이 하류로 이동되어 나타나고 있다. 위상③에서는 위상②에서 발생한 시계방향의 음의 와동이 하류로 이동하면서 더욱 크게 발달하면서 점차 확산되고 있다. 또한, 날개팁에서는 반시계방향의 와동이 새롭게 생성됨을 보여준다. 하류 위치에 있는 와동은 직전 날개의 위상④에서 생성된 팁 와류(tip vortex)가 회전축이 1/5 회전하는 동안 이동한 것으로 와의 크기가 커지면서 강도가 약해지고 있다.

위상④에서는 직전 위상에서 생성된 팁 부근의 와동이 하류로 이동하면서 날개 중심위치에서 발달하던 시계방향의 와동은 웬의 회전축 방향으로 길게 늘어난다. 이러한 신장(elongation)현상은, 웬 허브 주위의 비대칭적인 복잡한 유동에 기인한 것으로 생각되어진다. 평균와도 결과로부터 와중심의 이동거리를 이용하여 구한 와의 대류속도(convection velocity)는 약 350mm/s 이었다.

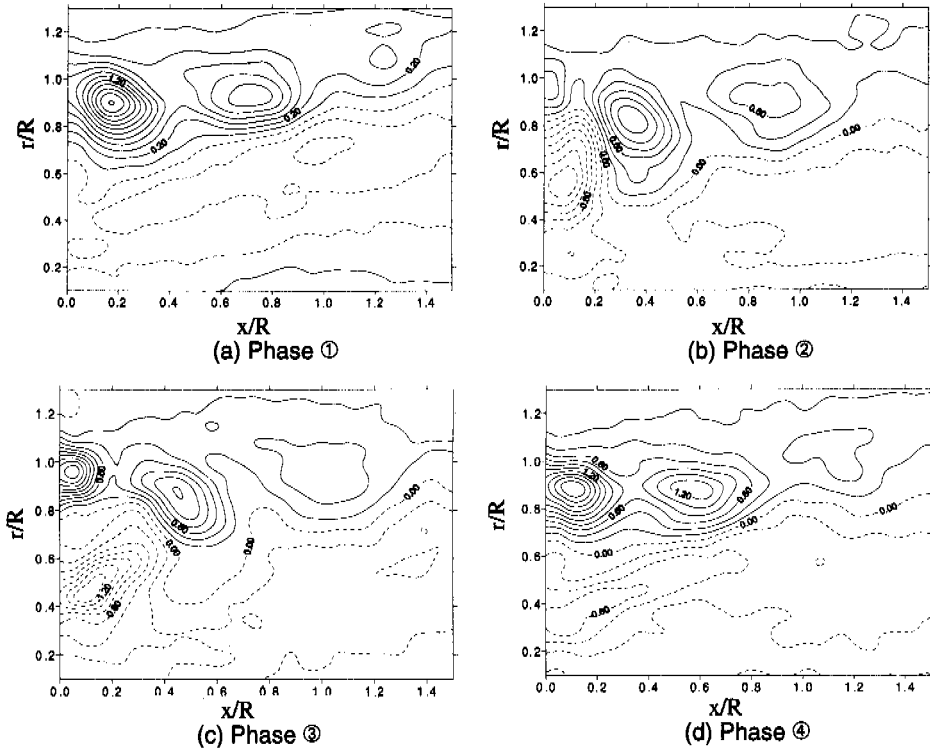


Fig. 9 Mean vorticity contour

Fig. 10 은 각 위상에 해당하는 500 장의 순간속도장 결과로부터 평균속도를 뺀 변동속도장들을 앙상블평균하여 구한 난류강도분포를 나타낸 것이다. 평균속도장의 경우와 마찬가지로, 난류강도값 역시 날개의 끝단( $r/R=1$ )에서 축방향으로 주기적인 분포를 가지며, 위상③의 날개 직후 영역  $r/R=0.8$  부근에서 축방향, 반경방향 난류강도 모두 최저값을 가진다. 반면에 4 개의 위상 중 날개가 차지하는 면적이 가장 적은 위상②의 경우는 날개가 지나간 직후의 유동이기 때문에, 날개 직후 영역에서 축방향, 반경방향 난류강도값 모두 상대적으로 큰 값을 보여주고 있다.  $r/R < 1$  인 영역에서 축방향과 반경방향의 난류강도는 서로 상반되는 분포형태를 보여준다. 즉, 축방향 난류강도는 모든 위상에서 하류로 나아감에 따라 증가하는 반면, 반경방향 난류강도는 반대로 하류보다는 상류 영역이 대체로 큰 값을 갖는다.

허브 부근 영역에서는 축방향, 반경방향 난류강도값이 다른 위치와 비교해서 상대적으로 낮은 값을 가진다. 또한, 같은 위상에서의 축방향, 반경방향 난류강도분포를 비교하여보면, 상대적으로 높은 값을 갖는 영역이 번갈아가며 나타나고 있는데, 이것은 날개 팁에서 생성되는 끝단와류의 영향으

로 생각되어진다.

Fig. 11 은 날개 중간평면(mid-plane)과 끝단평면(tip-plane)에서의 위상평균된 속도장결과를 나타낸 것이다. 중간평면에서는, 날개 앞부분으로부터 유동이 날개의 선단(leading edge, LE)을 향해 내려오는 것을 관찰할 수 있다. 이 유동은 날개의 양력에 의해 날개에 수직인 방향으로 밀려올라가는 유동과 만나 반시계방향으로 회전하며 다시 위쪽으로 향하게 된다. 날개의 후단(trailing edge, TE)에서는 아래쪽에서 대각선 방향으로 상승하는 빠른 유동이 존재하고 있는데, 이러한 상승유동은 날개 후단을 지난 후에도 계속 상승하게 된다. 날개 직후의 유동을 자세히 살펴보면 날개 표면에 대해 수직방향으로 움직이는 유동이 지배적이지만, 약  $x/R=0.4$  위치부근에서 속도방향이 급격히 변화하고 있다. 끝단평면의 경우에는 날개 후단 아랫부분으로부터 유입되는 유동과  $x/R=0.3$  부근에서 원주방향으로 움직이는 유동이 존재하며, 뺨 날개표면으로부터 양력에 의해 밀려 올라오는 유동과 영역 s 부근에서 싱크(sink)를 형성함을 볼 수 있다.

두개의 수평 평면에서 구한 위상평균 속도장으로부터 구한 평균와도장의 결과를 Fig. 12 에 나타내었다. 여기서 보면 중간평면에서의 와도분포에

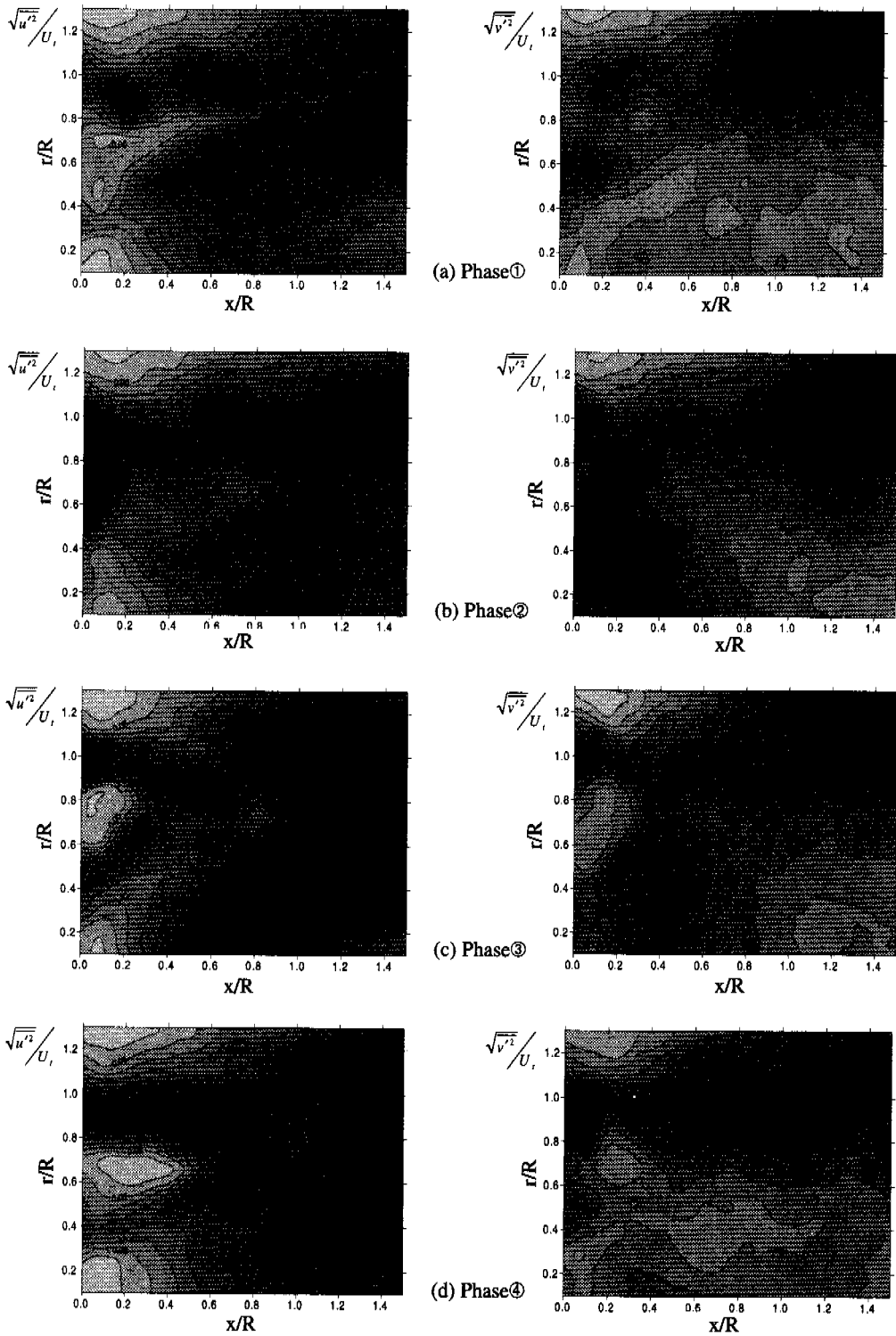
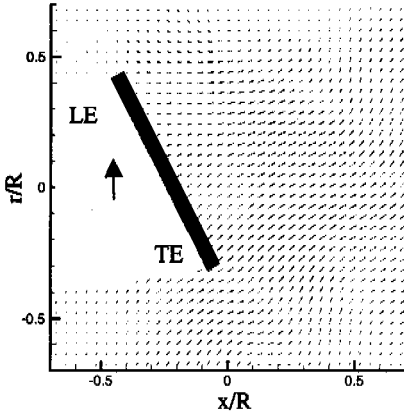
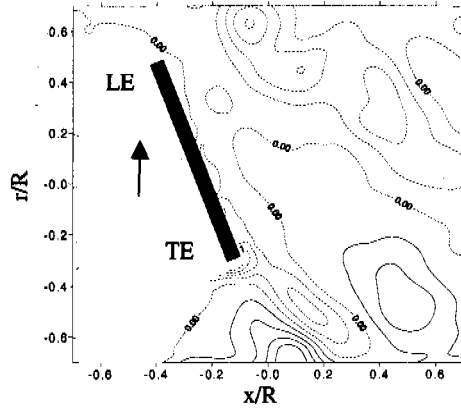


Fig. 10 Contour plot of the streamwise and vertical turbulence intensity distribution

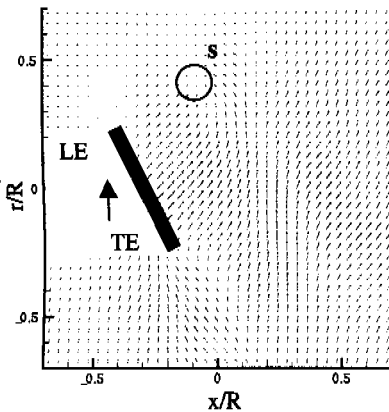




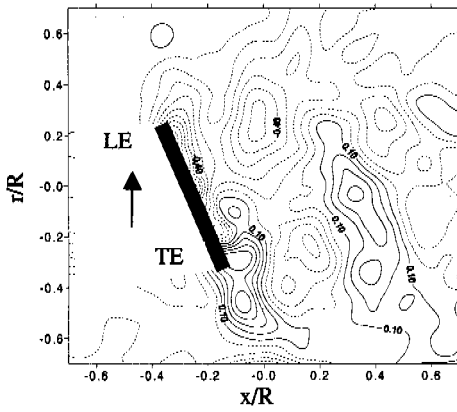
(a) Mid-Plane



(a) Mid-Plane



(b) Tip-plane



(b) Tip-plane

Fig. 11 Mean velocity fields around the axial fan blade

Fig. 12 Contour plot of mean vorticity around the axial fan blade

비해 끝 평면에서 와도분포가 더욱 복잡한 구조를 갖고 있으며 전반적인 분포양상 또한 크게 차이를 볼 수 있다. 이 결과는 날개 후류의 와도분포를 나타낸 Fig. 9로부터도 유추할 수 있다.

Fig. 13은 mid-plane에서 웬 날개 주위의 축방향과 웬 반경방향의 난류강도분포를 나타낸 결과이다. 날개의 표면을 따라 전반적으로 높은 난류강도값을 가지는데, 날개 선단에서 후단으로 나아갈수록 난류강도는 증가하여 후단에서는 날개 선단에 비해 상당히 큰 값을 가진다. 또한, 중앙상부 영역에 직전 날개로부터 생성된 높은 난류강도값을 갖는 유동의 존재를 확인할 수 있다.

#### 4. 결론

본 연구에서는 날개가 5개 달린 축류 웬 주위 유동을 위상평균 PTV 기법을 이용하여 실험적으

로 해석하였다. 웬의 회전수는 240rpm 이고, 하나의 날개를 18° 간격의 4개 위상으로 구분하여 각각의 위상에 따른 후류 속도장을 측정하였다. 또한 날개 주위의 유동특성을 해석하기 위하여 날개 끝단과 중간 높이의 수평평면의 속도장도 함께 측정하였다. 각 측정단면에서 500장의 순간속도장을 측정하여 이들을 평균하여 평균속도, 와도, 난류강도 분포 등을 구하였으며, 결과를 정리하면 다음과 같다.

(1) 날개 위상에 따라 날개 직후 영역에서 주기적인 유동특성이 존재하며, 위상이 진행됨에 따라 직전 위상의 유동특성이 다음 위상에서는 하류로 이송되어 나타났다.

(2) 날개 끝단에서는 반시계방향으로 회전하는 와가 주기적으로 유출되고 있으며, 와의 이송속도는 약 350mm/sec 이었다. 또한, 허브와 날개 중간 위치 사이에서는 시계방향의 와동이 생성된다.

후 기

본 연구는 LG 전자(주)의 연구비 지원에 의해 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) 김영기, 이진태, 이창섭, 서정천, 1993, "포텐셜을 기저로한 패널법에 의한 프로펠러의 정상 성능 해석," 대한조선학회논문집, 제 30 권, 제 1 호, pp.73~86
- (2) Han, Y.O., Leishman, J.G. and Coyne A.J., 1997, "Measurement of the Velocity and Turbulence Structure of a Rotor Tip Vortex," *AIAA Journal*, Vol. 35, No. 3, pp. 477-492
- (3) Hunter, I.H., 1982, "Endwall Boundary Layer Flows and Losses in an Axial Turbine Stage," *J. of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 104, pp. 184~193
- (4) Ravindranath, A. and Lakshminarayana, B., 1980, "Mean Velocity and Decay Characteristics of the Near and Far-Wake of a Compressor Rotor Blade of Moderate Loading," *J. of Engineering for Power*, Vol. 102, pp. 535~548
- (5) Morris, S.C., Good, J.J. and Foss, J.F., 1998, "Velocity Measurements in the Wake of an Automotive Cooling Fan," *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 17, pp. 100~106
- (6) Inoue, M. and Kuroumaru, M., 1984, "Three-Dimensional Structure and Decay of vortices Behind an Axial Flow Rotating Blade Row," *J. of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 106, pp. 561~569
- (7) Sinha, M. and Katz, J., 1998, "Flow Structure and Turbulence in a Centrifugal Pump with a Vaned Diffuser," *Proc. 1998 ASME Fluids Eng. Div. Summer Meeting*, Jun.21-25, 1998, Washington DC FEDSM98-5129
- (8) Baek, S.J. and Lee, S.J., 1996, "A New Two-Frame Particle Tracking Algorithm Using Match Probability," *Experiments in Fluids*, Vol. 22, pp. 23~32

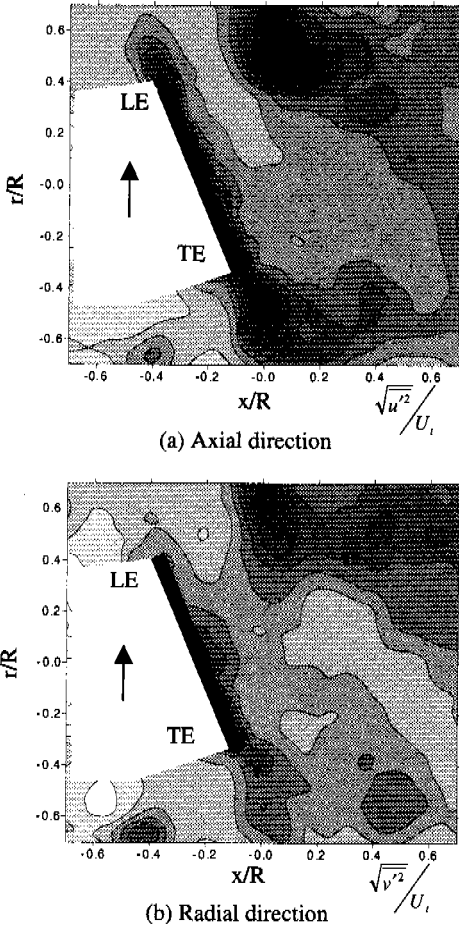


Fig. 13 Turbulence intensities at the blade mid plane

(3)  $0.8 < r/R < 1.2$  영역에서 축방향 및 반경방향 최대 난류강도값들은 서로 엇갈려 나타나며, 날개위상에 상관없이 날개 끝단( $r/R=1$ )에서 상대적으로 가장 높은 난류강도값을 갖는다.

(4) 날개 주위의 속도장을 해석한 결과 중간평면보다는 끝단평면에서 유동특성과 와류구조가 복잡하며, 날개 표면을 따라 높은 난류강도분포를 가지는데 선단에서 후단으로 갈수록 난류강도는 증가한다.

(5) 팬 직후 허브 근처에서는 비대칭적인 유동조건으로 인해 날개 위상에 따라 매우 복잡한 유동구조를 가진다.