

## Stereoscopic PIV 기법을 이용한 선박용 프로펠러 후류의 3차원 속도장 측정

이상준<sup>†</sup> · 백부근\* · 윤정환\*\*

(2003년 9월 15일 접수, 2003년 11월 17일 심사완료)

### Three Component Velocity Field Measurements of Turbulent Wake behind a Marine Propeller Using a Stereoscopic PIV Technique

Sang-Joon Lee, Bu-Geun Paik and Jong-Hwan Yoon

**Key Words :** Stereoscopic PIV(스테레오스코픽 PIV), Propeller Wake(프로펠러 후류), Tip Vortex(날개끝 보텍스), Wake Sheet(후류 반류면)

#### Abstract

A stereoscopic PIV(Particle Image Velocimetry) technique was employed to measure the 3 dimensional flow structure of turbulent wake behind a marine propeller with 5 blades. The out-of-plane velocity component was determined using two CCD cameras with the angular displacement configuration. Four hundred instantaneous velocity fields were measured for each of four different blade phases and ensemble averaged to investigate the spatial evolution of the propeller wake in the near-wake region from the trailing edge to one propeller diameter(D) downstream. The phase-averaged velocity fields show the potential wake and the viscous wake developed along the blade surfaces. Tip vortices were generated periodically and the slipstream contraction occurs in the near-wake region. The out-of-plane velocity component and strain rate have large values at the locations of tip and trailing vortices. As the flow goes downstream, the turbulence intensity, the strength of tip vortices and the magnitude of out-of-plane velocity component at trailing vortices are decreased due to viscous dissipation, turbulence diffusion and blade-to-blade interaction.

#### 기호설명

- D : 프로펠러 직경
- X, Y, Z : 영상면 좌표
- x, y, z : 물체체적 좌표
- u, v, w : 직각좌표계 속도성분
- $U_0$  : 자유흐름 속도(m/s)
- J : 전진계수
- N : 프로펠러 회전수(1/s)

#### 1. 서론

선박이 대형화하고 소요마력이 증가함에 따라 프로펠러 날개에 걸리는 하중이 점차 증가하고 있다. 하중의 증가는 선미 진동 및 소음의 주요 원인이 되는 공동(cavitation) 현상을 야기시킬 뿐 아니라 선박의 추진성능을 저하시키고 선원들에게 좋지 않은 승선감을 제공할 수 있다. 이러한 문제들을 개선하기 위하여 프로펠러의 기하학적 형상은 계속 바뀌어져 왔고 보다 복잡한 형상을 가지게 되었다. 이에 따라 개선된 프로펠러 후류에서는 이전보다 복잡한 유동현상이 나타나게 되어 보다 정확한 실험적, 이론적 해석이 요구된다.

정상 또는 비정상적인 프로펠러의 성능해석을 위해 많은 연구자들은 포텐셜을 기저로 한 패널법을 이용하여 프로펠러 날개 주위 유동을 해석하여

\* 포항공과대학교 대학원 기계공학과  
 \*\* 두산중공업  
 † 책임저자, 회원, 포항공과대학교 기계공학과  
 E-mail : sjlee@postech.ac.kr  
 TEL : (054)279-2169 FAX : (054)279-3199

왔다.<sup>(1)</sup> 프로펠러 날개 주위 유동을 이론적으로 해석하기 위해서는 적절한 후류 반류면(wake sheet) 모델을 이용하여야 한다. 그런데, 현재의 후류 반류면 모델링에서는 후연 보텍스(trailing vortex)면이 필라멘트로써 계산되기 때문에 실제로 두께를 가지고 있는 후연 보텍스 및 날개끝 보텍스(tip vortex)의 예측에 있어서 신뢰성이 떨어진다. 날개끝 보텍스는 추진 성능 측면에서 에너지 손실로서 작용하고, 진동과 소음의 원인이 되며 방향타의 표면에 침식을 유발할 수 있기 때문에 이를 정확히 예측하고 효과적으로 제어하는 것은 매우 중요하다. 현재 미리 날개끝 보텍스의 위치를 수치적으로 예측하는 것은 가능하지만 강도나 두께 등을 정확히 예측하는 것이 어렵기 때문에, 후류 반류면 및 날개끝 보텍스에 대한 신뢰성 있는 실험자료로부터 수치해석 코드를 개선하는 작업이 필요하다.

지금까지 프로펠러 후류의 측정은 주로 LDV(Laser Doppler Velocimetry)나 피토포관 등에 의존하였다. Stella 등<sup>(2)</sup>은 LDV로 프로펠러 후류의 측방향 속도성분을 측정하였으며, Chesnakas와 Jessup<sup>(3)</sup> 역시 LDV를 이용하여 날개끝 보텍스 유동을 분석하였다. 그러나, 이들은 점 측정 방식이기 때문에 넓은 유동영역 전체를 측정하는 데는 많은 어려움이 따른다. 특히, 넓은 후류영역을 위상 평균하여 유동구조를 분석하기 위해서는 매우 많은 시간이 소요된다.

이에 반해, PIV(Particle Image Velocimetry) 속도장 측정기법은 유동을 간섭하지 않고, 넓은 영역의 유동 전체를 짧은 시간 내에 측정할 수 있는 장점을 가지고 있다. 프로펠러 주위 유동을 측정할 사례를 보면, Controni 등<sup>(4)</sup>은 PIV를 이용하여 공동수조(cavitation tunnel)에서 후류의 속도장을 측정하여 LDV와 거의 같은 수준의 공간 분해능을 얻었다. 최근 백부근과 이상준<sup>(5)</sup>은 2K × 2K 해상도의 CCD 카메라와 하이브리드 PTV(Particle Tracking Velocimetry) 기법을 이용하여 컨테이너선용 프로펠러 후류를 고분해능으로 측정하였고, 날개 사이의 상호작용과 같은 프로펠러 유동특성을 해석하였다.

최근 들어 3차원 속도성분을 구할 수 있는 stereoscopic PIV(SPIV) 기법이 개발되어 3차원 유동구조의 분석이 가능하게 되었다. 한 대의 CCD 카메라를 사용하는 2차원(2-D) PIV 기법은 단지 in-plane 속도 정보만을 제공한다. 2-D PIV 기법의 경우, 측정 오차의 원인이 되는 out-of-plane 속도 성분이 측정된 in-plane 속도성분에 영향을 주어 어느 정도 과장된 in-plane 속도장 결과를 얻게 된

다. SPIV 기법은 두 대 이상의 CCD 카메라를 사용하는데, 레이저 평면광과 동기된 각 카메라는 서로 다른 각도에서 동일한 순간 입자영상을 취득한다. 이렇게 얻어진 유동영상들로부터 2차원 변위정보를 구할 수 있고, 보정결과를 사용하여 3차원 속도성분을 얻을 수 있다.

Prasad와 Adrian<sup>(6)</sup>은 두 대의 CCD 카메라를 이용한 SPIV 기법으로 상부 디스크가 회전하는 원통 내부 유동의 속도장을 측정하였고, 측정오차를 분석하였다. Soloff 등<sup>(7)</sup>은 2차원 영상면과 유동 내부 3차원 측정체적 사이의 상호관계를 보정실험을 통하여 직접 구하는 3차원 보정기법을 개발하였다. 3차원 보정기법은 영상면과 측정면 사이의 기하학적 정보를 필요로 하지 않으며, 굴절률 변화나 영상왜곡에 기인한 확대율의 공간적인 변화를 직접 측정함으로써 SPIV의 적용범위를 크게 넓혔다. Calcagno 등<sup>(8)</sup>은 SPIV 기법을 이용하여 프로펠러 후류의 횡단면에서 3차원 후류의 공간발달을 조사하였다. 윤정환과 이상준<sup>(9)</sup>은 3차원 보정기법을 적용한 SPIV 기법을 이용하여 축류 헬 후류의 유동 특성을 해석하였다. 그들은 2-D PIV 기법을 이용하여 동시에 측정된 in-plane 속도성분 및 난류강도 값을 SPIV 기법으로 얻은 결과와 직접 비교하였는데, out-of-plane 유동에 기인하여 in-plane 속도 성분은 최대 2.7%, 난류강도는 최대 5.8%의 차이를 보였다.

본 연구에서는 선박용 프로펠러 후류의 복잡한 3차원 유동을 분석하기 위해 SPIV 기법을 적용하였다. 프로펠러의 근접 후류를 주유동 방향 평면에서 측정하였는데, 4개의 프로펠러 날개 위상 각도에 대해 400개의 순간속도장을 측정하여 후류의 발달과정을 살펴보고, 이들을 위상평균하여 와류 및 난류강도 분포 등을 구하고 근접후류의 유동특성을 해석하였다. 또한 SPIV 기법을 이용하여 얻은 in-plane 속도성분 및 난류강도 값을 2-D PIV 기법으로 측정된 결과와 비교하여 프로펠러 후류의 3차원 유동구조 해석에 대한 SPIV기법의 유용성을 보였다.

## 2. SPIV 및 보정기법

SPIV를 이용한 프로펠러 후류의 속도장 측정 시 사용한 촬영 방법은 angular displacement 배치 방법을 사용하였다. 이 때 Fig. 1에 나타낸 것처럼 두 카메라의 영상기록 평면과 렌즈를 Scheimpflug 조건으로 기울여 각각의 카메라 렌즈면과 기록면이 측정평면과 한 점에서 만나도록 배치하게 된다. 입자영상을 얻게되는 영상면이 더 이상 물체면에

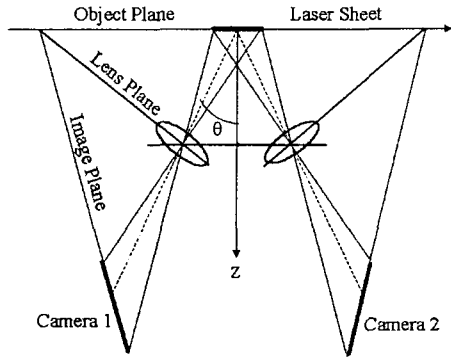


Fig. 1 Angular displacement configuration for SPIV measurement

나란하지 않고 일정한 각도로 기울어져 있으므로 카메라 렌즈의  $f$ -수를 크게 하여야 한다. 굴절률 변화는 수차나 입자영상 왜곡 등으로 나타나 확대율의 비균일성을 초래하게 된다. 그런데, 영상면과 카메라 렌즈의 기울어짐으로 인해 발생하는 영상 왜곡이나 확대율의 변화는 SPIV 보정기법을 이용하여 제거할 수 있다.

Ray tracing 방법을 angular displacement 배치에 사용할 때, 입자의 실제 변위  $\Delta \underline{x} = (\Delta x, \Delta y, \Delta z)$ 와 영상면에 투사(projection)된 변위  $\Delta \underline{X} = (\Delta X_1, \Delta Y_1, \Delta X_2, \Delta Y_2)$  사이의 기하학적 관계는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \Delta X_1 &= a_1 \Delta x + a_2 \Delta z \\ \Delta Y_1 &= a_3 \Delta y + a_4 \Delta z \\ \Delta X_2 &= a_5 \Delta x + a_6 \Delta z \\ \Delta Y_2 &= a_7 \Delta y + a_8 \Delta z \end{aligned} \quad (1)$$

물체면과 두 카메라의 영상면 사이의 기하학적 관계로부터 구해진, 4 개의 방정식은 3개의 미지수  $(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$ 를 가져 과잉해(over-determined) 시스템이 된다. 이 경우 최소자승법을 이용하여 4개의 방정식을 만족하는 가장 근사한  $\Delta x, \Delta y, \Delta z$  값을 구하거나, 두 식을 평균하여 방정식의 개수를 줄이는 방법을 이용해 해를 구할 수 있다.

본 연구에서는 영상 왜곡이나 광학적 수차를 3차원 보정기법을 이용하여 보정하였다. 두 대의 카메라에 대한 3차원 측정체적과 2차원 영상면 사이의 관계는 다음과 같이 표현되어진다.

$$\underline{X} = F(\underline{x}) \quad (2)$$

여기서  $\underline{X} = (X_1, Y_1, X_2, Y_2)$ 는 투영된 영상면에서의 좌표를 나타내며,  $\underline{x} = (x, y, z)$ 는 측정체적 내의 실제좌표를 나타낸다. Soloff 등은  $x$ 와  $y$ 의 좌표에 대

해선 3차,  $z$  좌표에 대해서는 2 차식으로 매핑(mapping)함수  $F(\underline{x})$ 를 다음과 같이 근사하였다.

$$\begin{aligned} F(\underline{x}) &= a_0 + a_1 x + a_2 y + a_3 z + a_4 x^2 + a_5 xy \\ &+ a_6 xz + a_7 y^2 + a_8 yz + a_9 z^2 + a_{10} x^3 + a_{11} x^2 y \\ &+ a_{12} x^2 z + a_{13} xy^2 + a_{14} xyz + a_{15} xz^2 + a_{16} y^3 \\ &+ a_{17} y^2 z + a_{18} yz^2 \end{aligned} \quad (3)$$

영상면의 입자변위  $\Delta \underline{X}$ 는  $\nabla F(\underline{x}) \cdot \Delta \underline{x}$ 로 표현되며  $\nabla F(\underline{x})$ 는 함수  $F(\underline{x})$ 로부터 계산하거나 실제 측정할 수 있는 값이다. 따라서, 식 (1)로 나타난 입자변위  $(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$ 에 대한 4개의 방정식을 이용하여 3차원 속도성분을 구할 수 있다. 이 때, 두 대의 카메라를 같은 높이에 위치시키게 되면  $\Delta Y_1$ 과  $\Delta Y_2$ 에 관한 두 식을 평균하여 3차원 변위를 계산할 수 있다.

$F(\underline{x})$ 를 구하는 보정실험 시 먼저 직경 0.7mm의 흰색 점들이 2.5mm 간격으로 마킹된 보정판을 이송장치에 부착하고 이를 레이저 평면광(laser sheet)과 평행하게 측정면에 설치한다. 보정판을 마이크로미터를 이용하여  $z$ 축 방향으로 정밀하게 이송시켜 11개 단면에서 입자영상을 취득하였다. 취득한 영상들로부터 입자중심(centroid)을 구한 다음, 최소자승법을 이용하여 보정판 입자좌표와 영상기록면 좌표사이의 매핑 함수  $F(\underline{x})$ 를 구하였다.

### 3. 실험장치 및 실험방법

프로펠러 후류의 속도장 측정에 사용되어진 SPIV 시스템은 Nd:Yag 레이저, 두 대의 CCD 카메라, stereoscopic 렌즈, 회전 스테이지, 보정판 및 이송장치, 동기장치, 영상처리 장치, 제어 및 계산용 컴퓨터 등으로 이루어져 있다. CCD 카메라의 해상도는  $1024 \times 1024$  pixels 이며, 두 대의 카메라는  $\theta = 50.8^\circ$ 의 각도로 기울어져 있으며 한번에 2 프레임씩 쌍으로 유동영상을 취득하였다. Stereoscopic 렌즈는 tilt / shift 시에 발생하는 영상의 왜곡이나 화질 저하를 개선하기 위하여 특별히 설계된 것으로 광학적 특성이 매우 우수하다. Nd:Yag 레이저의 노출 시간은 약 7ns이며, 에너지 레벨은 펄스당 125mJ 이다. 측정하고자 하는 유동단면을 레이저 평면광으로 조명하고 유동단면 내에 들어 있는 입자들에 의해 산란된 빛을 CCD 카메라로 촬영하게 된다. 지연발생기(delay generator)를 이용하여 CCD 카메라와 레이저를 동기시키고 입자 영상은 프레임 그라버(grabber)를 통해 실시간으로 디지털 값으로 취득하게 된다.

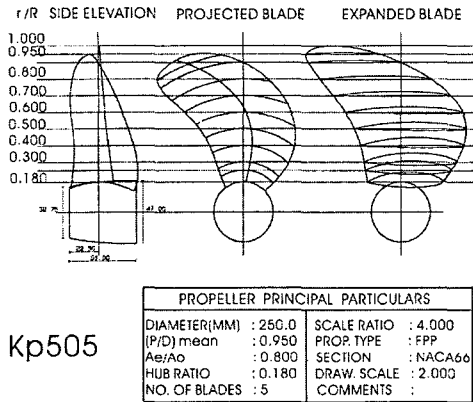


Fig. 2 Geometry of Kp505 propeller

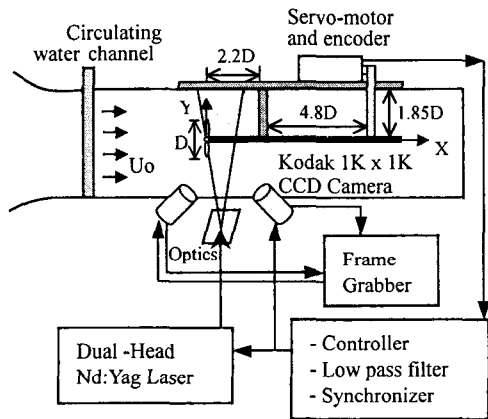


Fig. 3 Schematic diagram and coordinate system

프로펠러 후류 측정을 수행한 소형 회류수조의 시험부 제원은  $120^L \times 30^W \times 20^H$  cm<sup>3</sup> 이다. 속도장 측정을 위해 사용된 프로펠러는 KRISO 3600TEU 컨테이너선을 위한 KP505이며, 제원은 Fig. 2와 같다. 본 연구에서는 KP505를 1/153으로 축소하여

실험을 수행하였는데, 프로펠러의 직경(D)은 5.4cm 이었다. 컨테이너선의 자항점에서 전진비(advance ratio, J)는 0.72이며 이에 대응하는 프로펠러의 초당 회전수는 8.37 rps이었다. 실험시 자유흐름 속도는 32.5 cm/s로 고정시켰는데, 프로펠러 직경에 기초한 레이놀즈 수는 약 18000 이었다.

실험에 사용한 산란입자는 silver coated hollow glass 입자이며 평균 직경은 약 10 $\mu$ m이었다. Fig. 3은 실험장치의 구성도를 나타낸 것이다. 프로펠러를 구동시키기 위하여 인코더(encoder)가 내장된 서보모터를 이용하였고, 지지대를 설치하여 프로펠러 축(shaft)의 서지 및 진동현상을 막도록 하였다. 그리고, 지지대에 기인한 흐름 교란을 방지하기 위하여 프로펠러를 전방에 위치시키고 프로펠

러 축을 하류에 배치시켰다. 이에 따라 반류 중심 축 부분에서는 속도장을 측정하지 못하였다.

레이저 평면광을 회류수조 바닥에서 위쪽으로 조사하였고 프로펠러 후방으로 6 $\times$ 6 cm<sup>2</sup> 크기의 측정단면에서 속도장을 측정하였다. 좌표축은 Fig. 3에 나타난 것처럼 주유동 방향(축방향)을 x축으로 하였고, 주유동 방향에 수직인 방향을 y축으로 정의하였다. 프로펠러에 장착되어진 인코더는 프로펠러 1회전 당 1000개의 펄스를 생성시켜서 0.36 $^\circ$ 의 분해능으로 프로펠러 각도를 PIV 시스템과 동기시킬 수 있다. 인코더에서 나온 신호에 포함된 노이즈는 저대역 필터를 사용하여 제거하였다. 2개의 레이저 펄스 사이의 시간간격은  $\Delta t = 300\mu$ s로 고정하였는데, 좌우 카메라로부터 취득하여 복원된 2개의 입자영상 각각에 대하여 변위벡터를 구한 다음, 3차원 속도성분(축방향 속도 u, 수직방향 속도 v, out-of-plane 속도 w)를 구하였다. 이 때 사용된 미소조사구간의 크기는 32 $\times$ 32 pixels이며 50% 중첩하였다. 이에 따라 속도벡터 사이의 물리적 거리는 0.94 mm이었다.

본 실험에 사용한 프로펠러는 5개의 날개를 가지며, 하나의 날개에 대해 4개의 위상각으로 나누고 각각의 위상각에서 순간속도장을 연속적으로 측정하였는데, 비슷한 위상각 사이의 시간간격은 6ms이었다. 그런데 프로펠러의 주기적으로 회전에 기인하여 후류의 속도장은 아래의 식과 같이 주기적으로 변하게 된다.

$$U = \bar{U} + \tilde{u} + u' \quad (4)$$

$\bar{U}$ : 평균속도(mean velocity)

$\tilde{u}$ : 주기적인 속도성분(periodic velocity)

$u'$ : 비주기적인 변동속도(fluctuating velocity)

프로펠러의 위상각 변화가 후류 유동에 미치는 영향을 알아보기 위해 각각의 위상각에서 400장의 순간속도장을 연속적으로 얻었으며, 이들을 앙상블 통계처리하여 평균속도장( $\bar{U} + \tilde{u}$ ), 변형률(strain rate), 와도장 및 난류강도 분포 등을 구하였다.

#### 4. 결과 및 토의

Fig. 4는 위상각  $\phi=0^\circ$  일 때 전진계수가 J=0.72인 조건에서 측정된 순간 속도장 결과에서 평균속도장 결과를 뺀 속도변동성분의 공간분포를 나타낸 것이다. 여기서 프로펠러 평면은 X/D = 0에 위치하며 프로펠러 축(shaft)은 Y/D = 0에, 프로펠러 날개끝은 Y/D = -0.5에 위치하고 있다. 자세히 보면 프로펠러 날개끝 위치에서 프로펠러 날개로부

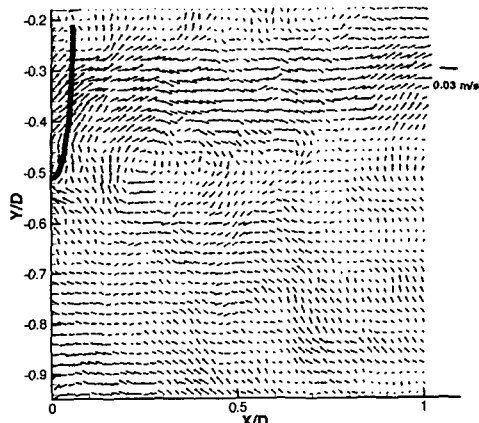


Fig. 4 Instantaneous velocity fluctuations at phase angle  $\phi = 0^\circ$

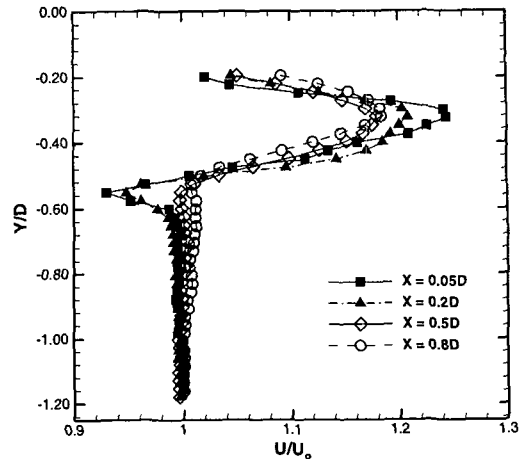


Fig. 6 Variation of axial velocity profile at several downstream locations in  $J = 0.72$

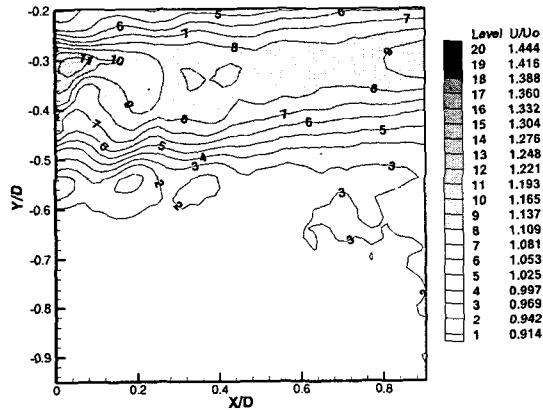


Fig. 5 Contour plots of phase-averaged axial velocity at  $\phi = 0^\circ$

터 날개끝 보텍스들이 연속적으로 생성되어 하류로 나아가고 있음을 볼 수 있다. Fig. 5는 위상평균한 축방향 속도성분의 contour를 그린 것이다. 프로펠러 후류에서 슬립스트림(slipstream)은 프로펠러 축으로부터 날개끝까지의 영역을 의미하는데 본 연구에서 슬립스트림의 영역은  $-0.5 < Y/D < 0$  이다. 프로펠러 슬립스트림 내부에서 축방향 속도성분이 자유흐름속도에 비해 최대 20% 정도 큰 값을 가짐을 알 수 있다. 프로펠러 후류는 크게 포텐셜 후류(potential wake)와 점성 후류(viscous wake)로 나눌 수 있는데, 포텐셜 후류는 프로펠러 날개의 뒷날로부터 발생하는 후연 보텍스를 의미하며 점성 후류는 축방향 속도성분의 손실을 나타낸다. Fig. 5를 보면 프로펠러 날개 앞 뒷면을 따라 발달한 두 개 경계층의 병합으로 인해 발생하는 축방향 속도손실이 날개의 끝과 프로펠러 축 부근에서 크게 나타나고 있다. 이러

한 점성 후류는 축방향 속도분포를 나타낸 Fig. 6를 보면 분명하게 볼 수 있다.  $X/D = 0.05$  위치에서 속도결손이 크게 나타났으며 하류로 나아감에 따라 점차 속도결손이 감소하여  $X/D = 0.5$  위치에서는 속도결손이 거의 사라짐을 알 수 있다.

프로펠러의 날개끝 보텍스들은 나선형의 형상을 갖고 하류로 나아가며, 뒷날로부터 발생하는 후연 보텍스는 날개끝 보텍스로부터 시작하여 프로펠러 축을 향해 감기는 형상을 갖는다. Fig. 7은 날개의 위상 변화에 따른 와도장을 보여 주고 있다. 위상각이 변화함에 따라 날개끝 보텍스들이 일정한 간격으로 하류로 나아가고 있다. 후연 보텍스들은 프로펠러 날개의 압력면과 흡입면을 따라 발달하는 경계층으로 인해 부호가 서로 반대인 두 개의 층으로 이루어져 있다. 슬립스트림 내부에서 후류는 프로펠러 회전에 의해 축방향으로 강한 모멘텀을 갖게 되며, 하류로 나아가면서 프로펠러 후류를 변형시키게 된다. 즉, 날개 후류의 축방향 전진 속도는 날개끝 보텍스의 축방향 전진속도 보다 빠르기 때문에 프로펠러 날개에서 생성되어진 날개의 후류는  $X/D = 0.5$  위치부터 이전 날개에서 발생한 날개끝 보텍스의 영향을 받게 되어 후류가 변형되기 시작한다.  $X/D = 0.75$ 부터는 날개의 후류가 이전 날개로부터 발생한 날개끝 보텍스와 상호작용을 일으키게 되고,  $X/D = 1$ 에서는 특정 날개 후류가 자신의 날개끝 보텍스와 연결이 끊어지면서 이전 날개에서 생성되어진 날개끝 보텍스로 롤업(roll up)되어진다. 이러한 과정 동안에 프로펠러의 슬립스트림은 프로펠러 축을 향해 수축되었다가 다시 팽창하게 되고, 하류로 나아감에 따라 후

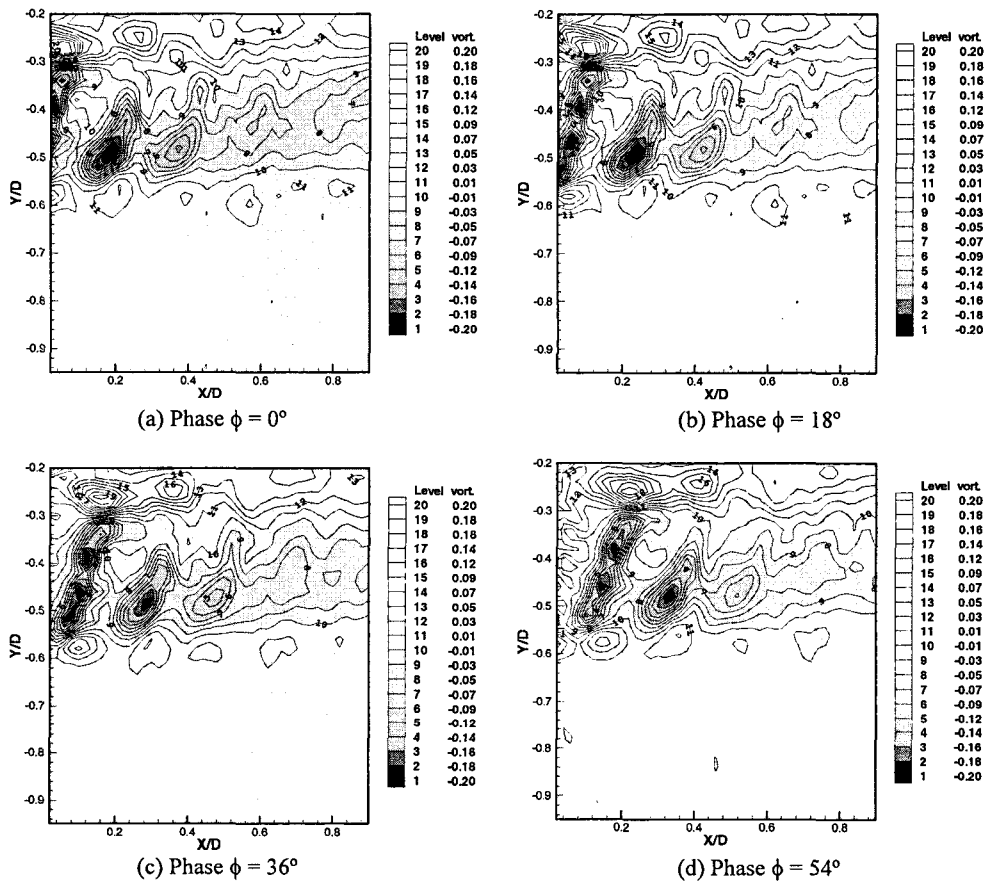


Fig. 7 Spatial evolution of phase-averaged spanwise vorticity at  $J = 0.72$

류면에서 분리된 날개끝 보텍스는 점차 그 강도를 잃으며 아래 위로 진동하는 궤적을 보여주고 있다. 또한, 날개끝 보텍스의 형상 변화를 살펴보면 프로펠러 날개 바로 후방에서는 후류면의 강한 상호작용으로 비스듬하게 놓인 타원 형상을 갖게 되나 하류로 나아감에 따라 점차 상호작용이 약화되어 둥근 원형으로 바뀌어 간다.

Fig. 8은 위상각이  $\phi=0^\circ$  인 조건에서 날개끝 보텍스에 out-of-plane 유동이 존재하는가를 알아보기 위하여  $u, v$  속도장 결과로부터 구한 out-of-plane 변형률  $\epsilon_{zz}(=dw/dz)$  분포를 나타낸 것이다. 여기서 보면 날개끝 보텍스 위치에  $\epsilon_{zz}$ 가 크게 나타나는 것으로부터 이 위치에 강한 out-of-plane 유동이 존재함을 알 수 있다.

Fig. 9는 SPIV로 측정된 out-of-plane 속도성분  $w$ 를 나타낸 것으로 날개끝 보텍스와 후연 보텍스를 따라  $w$ 가 큰 값을 가지고 있다. Out-of-plane 속도성분  $w$ 는 하류로 나아감에 따라 점차 작아지고

있다. 속도성분  $w$ 는 날개끝 보텍스의 강도와 더불어 유체 에너지의 소모를 의미하므로 이들의 공간 분포는 프로펠러 설계를 위한 기초자료로 사용될 수 있다.

변동속도장을 통계처리하면 난류강도 분포를 구할 수 있는데, 축방향 속도성분의 변동치 rms 값을 자유흐름속도로 나누어 축방향 난류강도 ( $\sqrt{u^2}/U_0$ ) 분포를 구하였다. Fig. 10은 축방향 속도성분의 난류강도 분포를 나타낸 것이다. 전체적으로 크지는 않지만 날개끝과 후연 보텍스 위치에 비교적 약한 난류강도가 발생하였으며 후류로 나아감에 따라 날개끝 보텍스와 후류면 사이의 상호작용, 점성 소산 및 난류 확산 등으로 인해 소멸되어 간다. 난류강도가 강하게 발생하는 유동영역은 주유동의 운동에너지를 소모하여 에너지 손실을 일으키는 곳이므로 프로펠러의 유체 에너지가 날개끝과 후연 보텍스에서 난류에너지로 소모되고 있음을 알 수 있고, 결국 프로펠러 추진효율에 좋

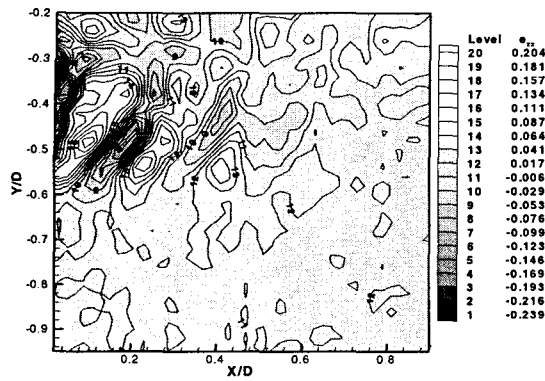


Fig. 8 Phase-averaged out-of-plane normal strain rate  $\epsilon_{zz}$  distributions at  $\phi = 0^\circ$

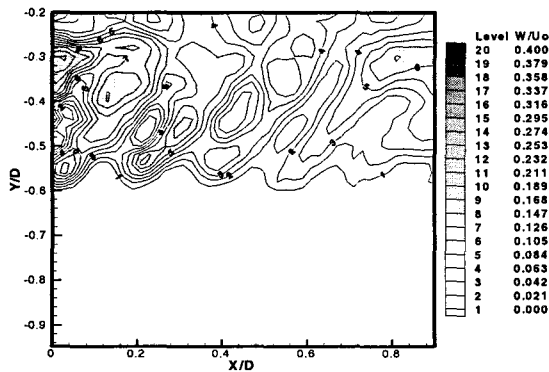


Fig. 9 Spatial distributions of out-of-plane velocity  $w$  at  $\phi = 0^\circ$

지 않은 영향을 미치게 됨을 추측할 수 있다. 3차원 SPIV 기법으로 측정된 in-plane 속도분포 및 난류강도를 2-D PIV 기법을 이용하여 얻은 결과와 비교하여 out-of-plane 속도성분에 기인한 오차에 대하여 알아보았다. 두 가지 측정 기법이 동시에 수행되지는 않았지만 자유흐름속도, 관측창의 크기 및 프로펠러 회전 수 등을 같게 하여 속도장을 측정하였다. 2가지 다른 속도장 측정 기법에 의해 측정된 in-plane 속도장 결과를 보면 서로 비슷한 유동구조를 가지나, 축방향 속도값과 난류강도 값 등의 물리량의 크기는 약간의 차이를 보여주고 있다. 2-D PIV 측정결과에서 SPIV 측정결과를 뺀 차이로부터 오차를 추정할 수 있다. Fig. 11(a)는 축방향 속도 차이를 나타낸 것으로 날개 끝과 후연 보텍스가 존재하는 영역에서 평균적으로 약 5% ~ 10%의 차이를 보여주고 있으며 첫번째 날개 끝 보텍스 위치( $X/D=0.2$ )에서는 약 20% 정도의 큰 오차를 보인다. 또한, 축방향 속도성분의 난류강도 차이를 나타낸 Fig. 11(b)을 보면 2-D

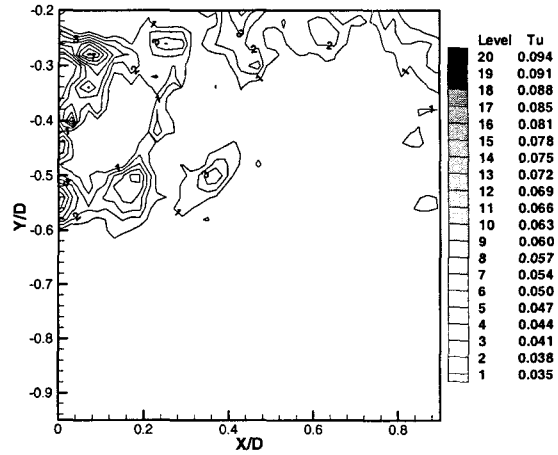


Fig. 10 Spatial distributions of axial turbulence intensity  $\sqrt{u'^2}/U_0$

PIV 기법으로 측정된 난류강도 값이 out-of-plane 속도성분에 기인하여 프로펠러 바로 후방의 후연 보텍스 위치에서 SPIV 결과에 비해 약 10% ~ 15% 큰 값을 가진 것으로 나타났다.

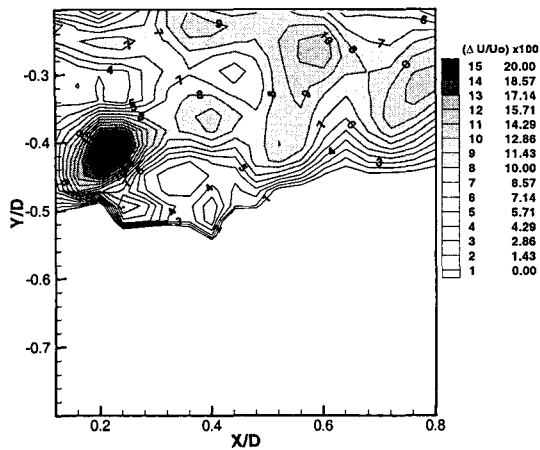
회전하는 프로펠러 후방의 근접 후류에는 큰 out-of-plane 속도성분이 존재하고 있는데, 이러한 근접 후류 영역을 2-D PIV 기법으로 측정할 경우 in-plane 속도장 결과에 상대적으로 큰 원근 (perspective) 오차가 나타남을 알 수 있다. 그러나  $X/D = 0.2$  이후의 프로펠러 후류 영역에서는 out-of-plane 유동에 기인하여 in-plane 속도성분에 들어있는 원근 오차가 상대적으로 작기 때문에 2-D PIV 기법을 이용한 프로펠러 후류의 해석은 프로펠러의 초기 설계나 프로펠러 성능의 상대 비교 등의 공학적 분석에 유용할 것이다.

5. 결론

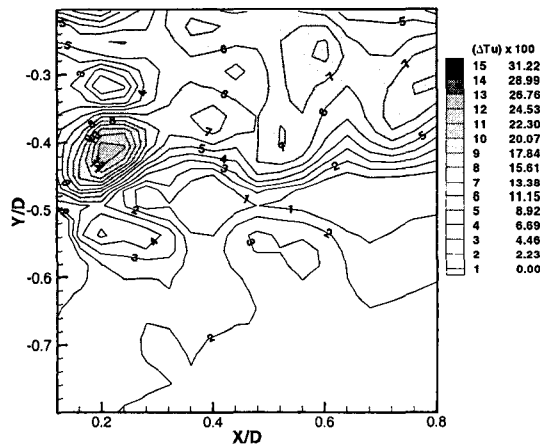
프로펠러 후류의 복잡한 3차원 유동구조를 알아보기 위해 SPIV 기법을 이용하여 속도장을 측정하여 다음과 같은 결과를 얻었다.

프로펠러 후방에 주기적인 날개 끝 보텍스가 발생하였고 위상변화에 따라 하류로 진행해 나아간다. 축방향 속도성분의 결손을 의미하는 점성 후류가 프로펠러 날개의 경계층 병합으로 인해 발생하였고, 프로펠러 날개의 뒷날로부터 후연 보텍스가 생성되었다.

날개 끝 보텍스는  $X/D = 0.5$ 까지 슬립스트림 안에서 프로펠러 축을 향해 수축한 후 점차 팽창하며 하류로 나아간다.  $X/D = 0.75$ 부터는 강한 축방



(a) Axial mean velocity



(b) Axial turbulence intensity

Fig. 11 Direct comparison of axial mean velocity and axial turbulence intensity measured by SPIV and 2-D PIV methods

항 모멘텀을 가진 날개 후류가 이전 날개의 날개 끝 보텍스를 만나 상호작용을 일으키게 된다. 이때 날개 끝 보텍스는 하류로 나아가면서 그 강도를 잃게 되며 점차 원형 형상을 가지게 된다.

후연 보텍스 및 날개 끝 보텍스는 강한 out-of-plane 속도성분을 갖기 때문에 프로펠러의 근접 후류 해석을 위해서는 SPIV 기법을 이용한 3차원 속도장을 측정해야 in-plane 속도성분에 들어있는 원근오차를 줄일 수 있다. 또한 날개 끝 보텍스와 후연 보텍스에 집중적으로 나타나고 있는 축방향 난류강도와 out-of-plane 유동은 프로펠러의 추진 효율을 떨어뜨리는 원인이 될 수 있으므로 이들에 대한 정확한 유동해석은 프로펠러의 최적설계에 유용할 것이다.

프로펠러의 근접 후류영역( $0 < X/D < 0.2$ )에서는 out-of-plane 유동이 강하게 나타나 2-D PIV로 측정할 경우 축방향 평균 속도에서 약 5% ~ 10%의 원근오차를 보이며, 축방향 난류강도는 SPIV 결과에 비해 약 10% ~ 15% 정도 큰 값을 가졌다. 그러나  $X/D > 0.2$ 의 후류 영역에서는 out-of-plane 유동에 의한 원근 오차가 상대적으로 작게 나타나 2-D PIV를 이용한 공학적 해석도 유용함을 알 수 있었다.

## 후 기

본 연구는 과학기술부 국가지정연구실 사업의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

## 참고문헌

- (1) Cho, C.H. and Lee, C.S., 2000, "Numerical Experimentation of a 2-D B-Spline Higher Order Panel Method," *J. Soc. Naval Architects of Korea*, Vol.37, No.3, pp.27~36.
- (2) Stella, A., Guj, G., Di Felice F. and Elefante, M., 1998, "Propeller Wake Evolution Analysis by LDV," *Proc. the 22nd Symp. Naval Hydrodynamics*, p.171.
- (3) Chesnaks, C. and Jessup, S., 1998, "Experimental Characterisation of Propeller Tip Flow," *Proc. 22nd Symp. Naval Hydrodynamics*, Washington D.C., pp.156~169.
- (4) Cotroni, A., Di Felice F., Romano, G.P. and Elefante, M., 2000, "Investigation of the Near Wake of a Propeller Using Particle Image Velocimetry," *Exp. in Fluids*, Vol.29, pp.S227~236.
- (5) Paik, B.G. and Lee, S.J., 2002, "Velocity Field Measurements of Propeller Wake Using a Phase-averaged PTV Technique," *J. Soc. Naval Architects of Korea*, Vol.39, No.3, pp. 41~47.
- (6) Prasad, A. K. and Adrian, R. J., 1993, "Stereoscopic Particle Image Velocimetry Applied to Liquid Flows," *Exp. in Fluids*, Vol.15, pp.49~60.
- (7) Soloff, S. M., Adrian, R. J. and Liu, Z-C, 1997, "Distortion Compensation for Generalized Stereoscopic Particle Image Velocimetry," *Meas. Sci. Technol.*, Vol.8, No.12, pp.1441~1454.
- (8) Calcagno, G., Di Felice, F., Felli, M. and Pereira, F., 2002, "Propeller Wake Analysis behind a Ship by Stereo PIV," *Proc. 24th Symp. Naval Hydrodynamics*, Fukuoka, pp.112~127.
- (9) Yoon, J.H. and Lee, S.J., 2002, "Development of Stereoscopic PIV Measurement Technique and Its Application to Wake behind an Axial Fan," *J. KSME B*, Vol.26, No.2, pp.362~373.