

캐비테이션 터널에서 PIV를 이용한 프로펠러 후류 보오텍스 유동계측 및 거동해석

백부근[†], 김진*, 박영하*, 김기섭*, 김경열*

한국해양연구원 해양시스템안전연구소*

PIV Analysis of Vortical Flow behind a Rotating Propeller in a Cavitation Tunnel

Bu-Geun Paik[†], Jin Kim*, Young-Ha Park*, Ki-Sup Kim* and Kyoung-Youl Kim*

Maritime & Ocean Engineering Research Institute, KORDI*

Abstract

A two-frame PIV (Particle Image Velocimetry) technique is used to investigate the wake characteristics behind a marine propeller with 4 blades at high Reynolds number. For each of 9 different blade phases from 0° to 80° , one hundred and fifty instantaneous velocity fields are measured. They are ensemble averaged to study the spatial evolution of the propeller wake in the region ranging from the trailing edge to one propeller diameter (D) downstream location. The phase-averaged mean velocity shows that the trailing vorticity is related to radial velocity jump, and the viscous wake is affected by boundary layers developed on the blade surfaces and centrifugal force. Both Galilean decomposition method and vortex identification method using swirling strength calculation are very useful for the study of vortex behaviors in the propeller wake region. The slipstream contraction occurs in the near-wake region up to about $X/D = 0.53$ downstream. Thereafter, unstable oscillation occurs because of the reduction of interaction between the tip vortex and the wake sheet behind the maximum contraction point.

※Keywords: Propeller wake(프로펠러 후류), Tip vortex(날개끝 보오텍스), Convection velocity(전달 속도), Swirling strength(소용돌이 강도)

1. 서론

접수일: 2005년 8월 10일, 승인일: 2005년 11월 1일

[†]주저자, E-mail : ppaik@moeri.re.kr

Tel : 042-868-7694

최근 컨테이너선, 원유운반선, LNG선 등이 대형화되고 소요마력이 증가함에 따라 프로펠러의 추진 성능에 대한 예측 및 평가는 매우 중요한 부분

을 차지 하게 되었다. 특히 프로펠러 날개는 큰 추력 및 하중을 담당하기 위해 기하학적으로 복잡한 형상을 갖게 되었기 때문에 프로펠러의 추진 성능 예측이 더욱 까다로워졌다. 또한 프로펠러 날개에 걸리는 하중의 증가는 선미 진동 및 소음의 주요 원인이 되는 공동(cavitation) 현상을 일으킬 수도 있다. 따라서 프로펠러 후류에 대한 신뢰성 있는 실험 자료 및 해석에 근거하여 프로펠러의 성능을 정확히 추정하고 최적 형상을 갖는 프로펠러를 설계하는 과정이 필요하다.

지금까지 프로펠러 후류 측정 시 주로 사용된 방법은 LDV(Stella 등 1998)나 피토관 등에 의존하였으나, 넓은 유동영역을 측정하는데 많은 시간과 노력이 요구된다. 특히 넓은 영역을 위상평균하여 속도장을 분석하기 위해서는 특별한 노력과 많은 시간이 소요된다. 이에 반해 PIV(particle image velocimetry) 속도장 측정기법을 이용하게 되면 유동을 간섭하지 않고, 넓은 영역의 유동을 짧은 시간 내에 측정할 수 있다. 최근에 Controni(2000) 등과 백부근(2002a) 등은 단독으로 회전하는 프로펠러 후류를 각각 PIV와 PTV(particle tracking velocimetry) 속도장 측정기법을 이용하여 해석하였다. 특히, 백부근(2002b) 등은 SPIV(Stereoscopic PIV)를 이용하여 프로펠러 후류의 3차원 유동특성을 연구하였으며 그 결과를 2차원 PIV 결과와 비교하기도 하였다(Lee et al, 2004). 또한 백부근 등은 자유표면이 있는 경우, 선박 모형에 부착되어 회전하는 프로펠러 주위 유동을 PIV 속도장 측정기법으로 조사하였으며(2003) 이 결과들을 자유표면을 제어하였을 경우

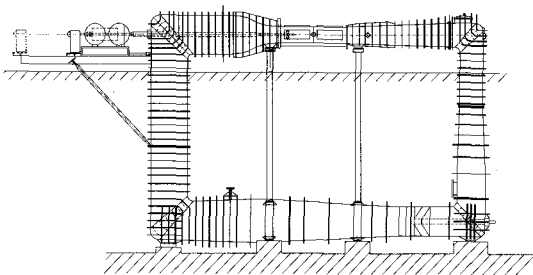
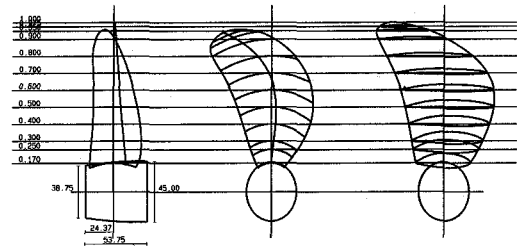


Fig. 1 Schematic diagram of a cavitation tunnel



PROPELLER	PRINCIPAL	PARTICULARS
DIAMETER (MM)	: 250	SCALE RATIO : 16.00
(P/D) mean	: 0.969	PORP. TYPE : FPP
HUB RATIO	: 0.175	SECTION : NACA66
NO. OF BLADES	: 4	

Fig. 2 The geometry of propeller model

의 프로펠러 주위 유동과 비교하기도 하였다(2005a, 2005b).

본 연구에서는 2차원 PIV기법을 이용하여 공동수조 내에서 단독으로 회전하는 프로펠러 후류를 계측하고 날개끝 및 후연(trailing) 보오텍스와 같은 보오텍스 유동의 공간적인 발달을 살펴보고자 한다.

2. 실험 장치 및 실험 방법

프로펠러 후류 계측은 Fig. 1 과 같이 해양시스템안전연구소 내에 있는 공동수조(cavitation tunnel)에서 수행되었다. 공동수조의 시험부 재원은 $0.6^L \times 0.6^W \times 2.6^H \text{ m}^3$ 이며 최대 유속은 12 m/s, 터널내 압력은 0.1 Kg/cm^2 에서 2.0 Kg/cm^2 까지 변화가 가능하다. 실험에 사용된 프로펠러 모형 KP707 의 재원은 Fig. 2 와 같다. 프로펠러 모형은 1/16 로 축소되어 제작되었으며 4 개의 날개, 250 mm 의 직경을 갖는다. 프로펠러의 설계 전진비는 0.6 이고 평균 피치(pitch)비는 0.969 로서 하중을 많이 받기 때문에 프로펠러 후류의 보오텍스 구조가 뚜렷이 나타날 것을 예측할 수 있다. 실험에 사용된 자유흐름 속도는 4.0 m/s, 프로펠러 회전수는 20 rps(초당 회전수)이며 이에 대응하는 프로펠러 전진비 및 레이놀즈 수는 각각 0.8(저하중), 10^6 이었다.

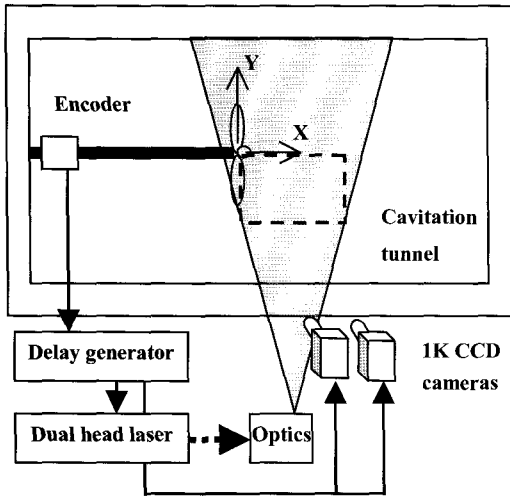


Fig. 3 Schematic diagram of experimental set-up

프로펠러 후류의 속도장 측정을 위한 2 차원 PIV 시스템은 Nd:Yag 레이저(펄스 당 200mJ), 두 대의 CCD 카메라, 카메라 이송장치, 영상처리 장치, 제어 및 계산용 컴퓨터 등으로 이루어져 있다. 사용한 CCD 카메라의 해상도는 1024×1024 pixels 이며, 한번에 2 개의 프레임씩 씩으로 유동 영상을 취득하였다. 레이저 평면광을 Fig. 3 과 같이 공동수조 아래 쪽에서 위 방향으로 조사하고, 25 × 13 cm² 크기의 측정단면에서 속도장을 측정 하였다. 산란입자로 사용된 폴리아미드(polyamid)는 평균 입자 직경이 20 μm 이고 밀도는 1.03 g/cm³ 이다. 취득된 입자영상으로부터 FFT(fast fourier transformation) 및 상호상관계수의 분모 계산을 용이하게 한 순차가감법(successive summing algorithm)이 포함된 알고리즘을 사용하여 속도장을 추출하였다. 미소조사구간의 크기는 16 × 16 pixels 이었으며 189 × 97 의 격자계상에서 순간속도장을 얻었다. 유효 공간 해상도는 1.34 mm 이고 이것은 이웃한 속도벡터 사이의 평균 거리를 의미한다. 프로펠러 회전 축에 연결된 인코더(encoder)가 동기장치로 트리거(trigger) 신호를 보내어 레이저와 카메라를 동기시킨다. 레이저 펄스 사이의 시간 간격은 250 μs 이었으며 이 시간간격 동안 프로펠러가 회전하는 각도는 1.8° 이었다. 프로펠러 후류 측정 시 허브로부터 발생

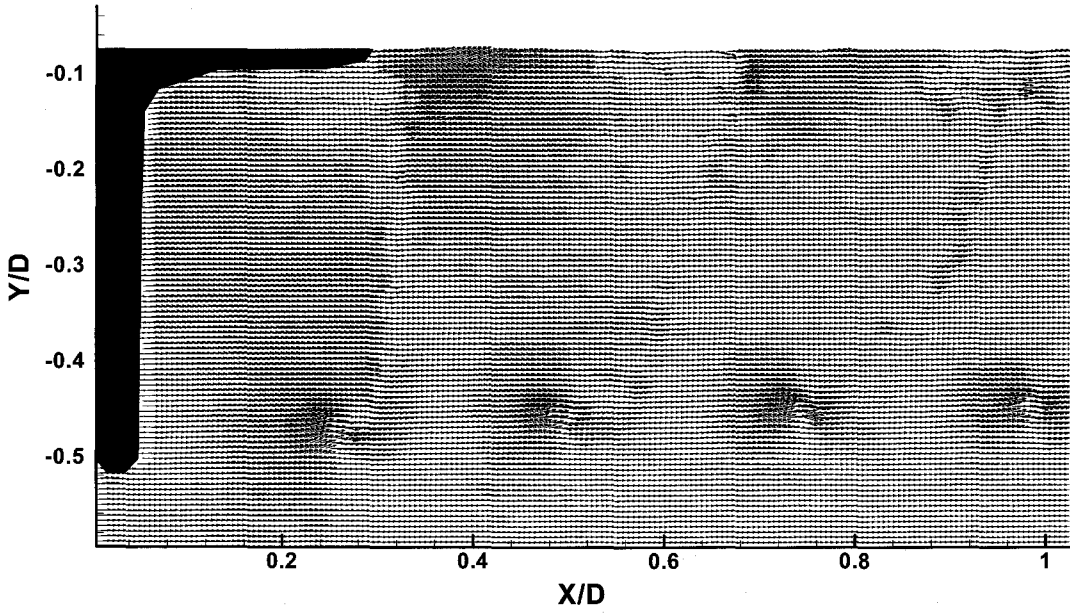
하는 허브 보오텍스는 부분적으로만 관찰하였는데 이는 강한 캐비티(cavity)가 레이저 평면광을 크게 난반사 시켜 정확한 측정이 어려웠기 때문이다. 프로펠러 날개가 수직하게 위치했을 경우를 위상 각 0°로 정의하였고 0°부터 80°까지 10° 간격으로 입자영상을 취득하였다.

Fig. 3 은 본 연구에서 사용된 좌표계와 측정면을 나타낸다. X 축은 프로펠러 축을 따라 하류로 나아가는 방향이며 Y 축은 윗방향, Z 축은 수평방향으로서 port 쪽을 가리킨다. 원점은 프로펠러 평면의 중심에 위치하고 모든 거리는 프로펠러 직경(D)으로 무차원화 하였다.

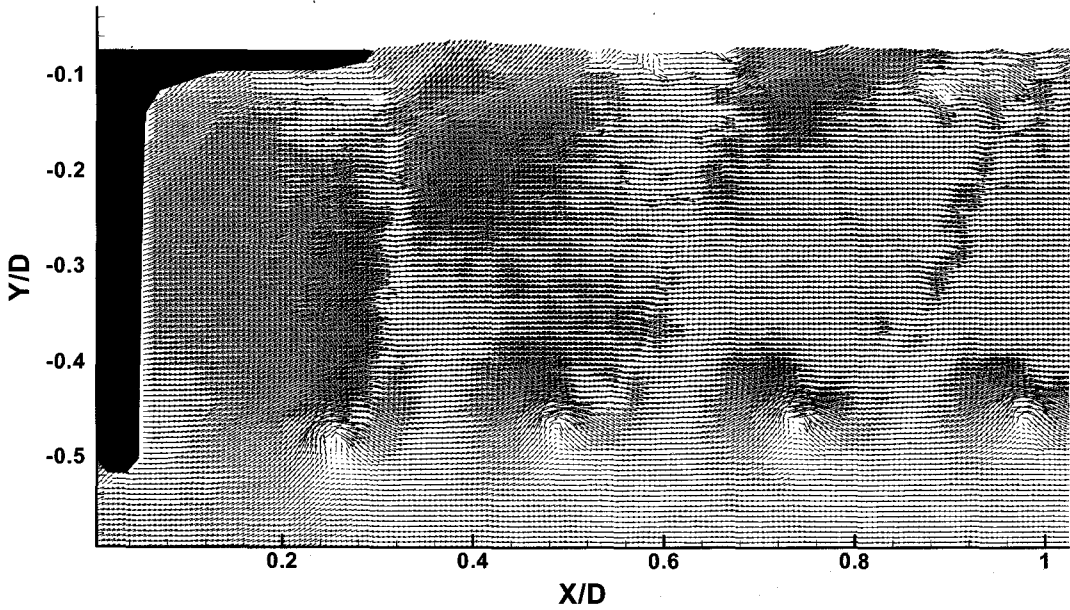
3. 결과 및 토의

Fig. 4(a)는 위상각 10°에서 프로펠러 평면에 수직 한 측정면에 대하여 측정한 순간속도장을 나타낸다. 프로펠러 축은 Y/D = 0을 따라 정렬되며 프로펠러 평면은 X/D = 0에 놓이게 된다. 프로펠러 후방에서 반류면이 slipstream 튜브 안에서 형성이 되고 날개끝 보오텍스 주위로 높은 속도구배가 나타남을 볼 수 있다. 주기적인 반류면과 날개끝 보오텍스가 일정한 간격을 가지고 연속적으로 프로펠러 날개 후연과 날개끝에서 발생하고 있다.

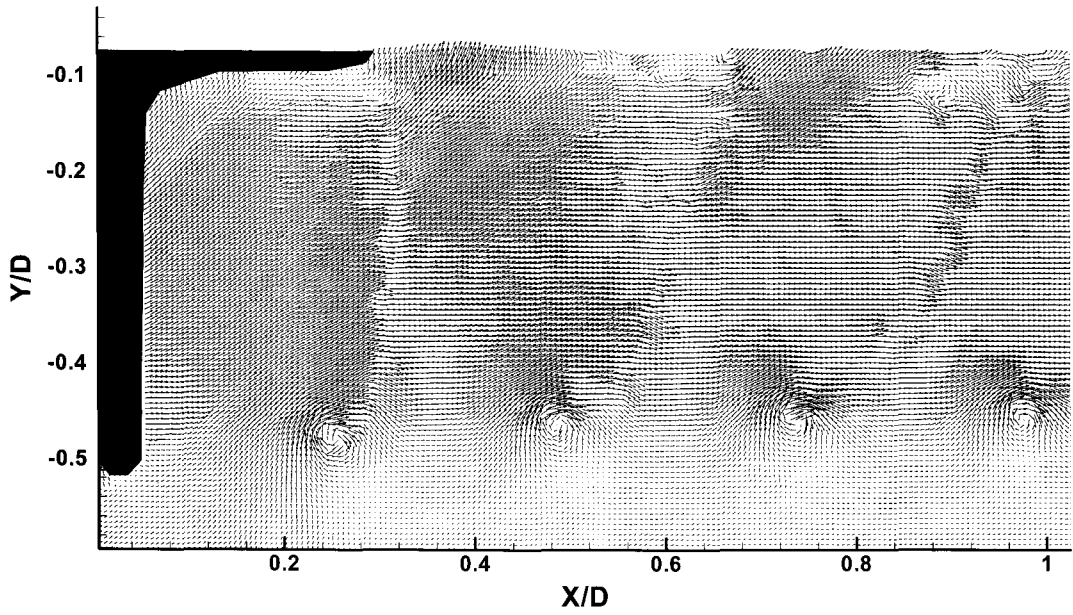
회전하는 프로펠러 후방의 일관된(coherent) 보오텍스 구조를 잘 이해하기 위해서 Galilean 분해(decomposition)방법을 이용하였다 (Kline와 Robinson, 1989). Fig. 4(b)부터 4(d)는 분리된 순간속도장을 적절히 보여주고 있다. 전달속도 U₀를 보오텍스의 전진속도로서 정의하면 Kline와 Robinson (1989)에 의해 정의된 원형 패턴의 보오텍스를 탐지하기가 쉬워진다. 본 연구에서 전달속도를 0.8U₀에서 1.2U₀까지 변화시켰을 때, 프로펠러 후류는 보오텍스와 속도구배란 관점에서 흥미로운 유동특성을 보였다. 전달속도가 0.8U₀인 경우 보오텍스 구조가 프로펠러 후류의 반류면에 나타나기 시작한다. 회전 유동이 날개끝과 허브 근처에서 나타나며 큰 속도구배가 반류면에서 발생한다. 또한 날개끝 보오텍스 아래 자유흐름영역으로부터 날개끝 보오텍스 쪽으로 유체 유입(entrainment)이 일어남을 관찰할 수 있다. 전달속



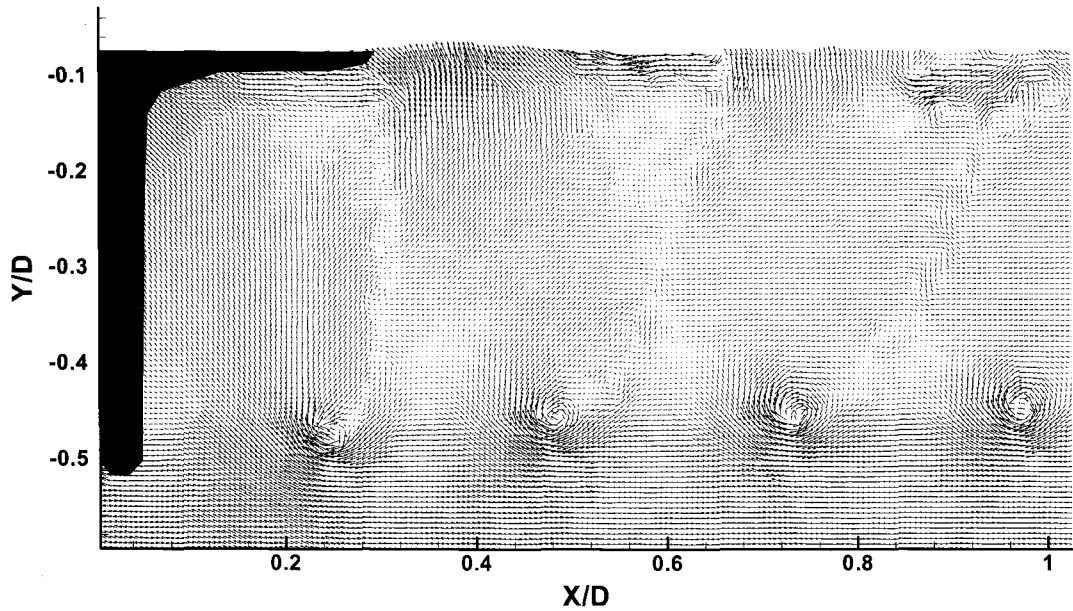
(a) instantaneous velocity field



(b) $U_c = 0.8U_0$

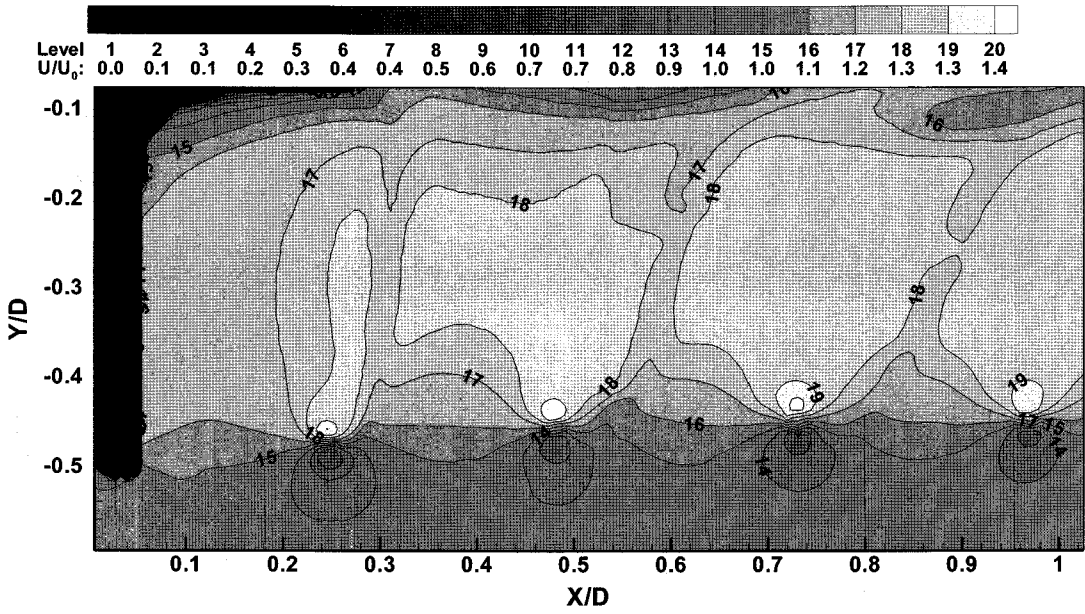


(c) $U_c = 0.95U_0$

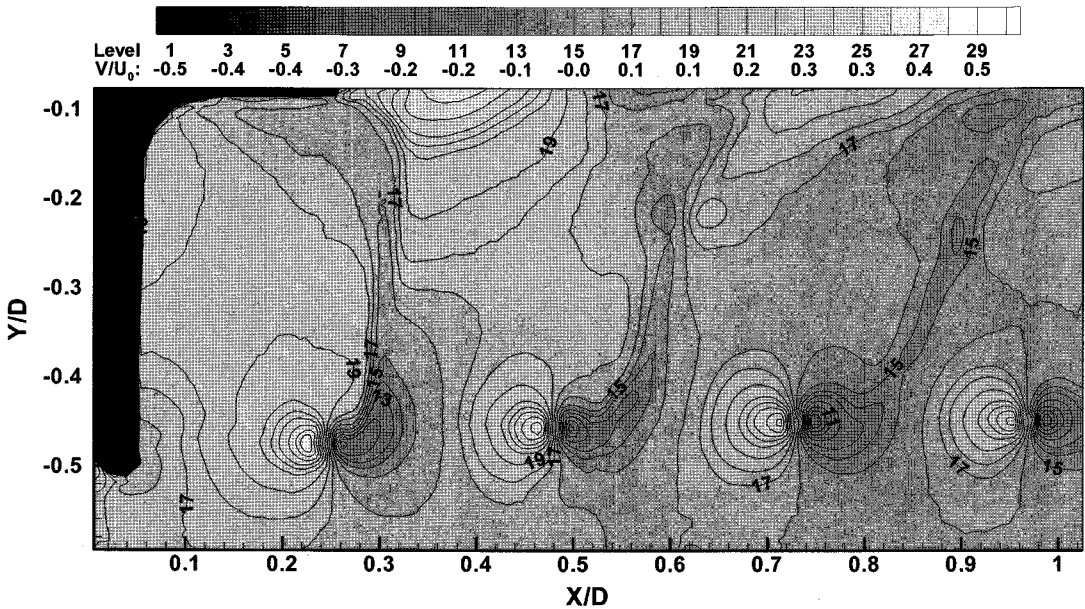


(d) $U_c = 1.2U_0$

Fig. 4 Typical instantaneous and fluctuation velocity fields subtracted by several convection velocities (U_c) at the phase angle $\phi = 10^\circ$



(a) axial velocity component



(b) radial velocity component

Fig. 5 Contour of phase-averaged axial and radial(vertical) velocity components in the longitudinal plane at $\phi = 10^\circ$

도를 $0.95U_0$ 까지 증가시키게 되면 날개끝과 허브 보조텍스트들이 slipstream 영역 안에서 뚜렷하게 나타나며 허브 보조텍스트로부터 뻗어 있는 반류면을 볼 수 있다. Fig. 4(c)는 이러한 보조텍스트 구조의 공간적 발달 과정을 잘 보여준다. 후류가 하류로 나아가함에 따라 반류면은 X/D축에 대하여 큰 기울기를 가지게 된다. 반류면의 전달속도는 날개끝 보조텍스트의 전달속도 보다 더 큰데, 이 전달속도의 차이는 slipstream 내 보조텍스트 구조의 발달에 영향을 주게 된다. 전달속도가 $1.2U_0$ 가 되면 프로펠러 반류면 뿐만 아니라 허브 보조텍스트 및 후연 와도가 slipstream 영역 안에서 더욱 분명하게 나타난다(Fig. 4(d)). 따라서, 프로펠러 후류 내 전달속도가 $0.8U_0$ 부터 $1.2U_0$ 까지 변한다고 가정한다면 Galilean 분해 방법을 이용하게 되면 프로펠러 후류영역에서 후연 보조텍스트 뿐만 아니라 날개끝과 허브 보조텍스트들의 탐지가 가능해진다.

Fig. 5(a)는 위상각이 10° 일 때 위상평균된 축방향 속도성분의 공간분포를 나타낸다. 축방향 속도는 slipstream 영역 안에서 큰 값을 가지며 날개끝과 프로펠러 축 주변에서는 비교적 작은 값을 갖는다. 날개끝 보조텍스트의 영향으로 인하여 날개끝 영역($-0.5 < Y/D < -0.4$)을 따라 한 쌍의 등고선이 원형으로 나타난다. 이러한 경향은 Fig. 5(b)의 반지름방향(수직방향) 속도성분에 대한 공간 분포 결과와 매우 유사하다. 보조텍스트 특성을 조사하면 이와 같은 Rankin 형상으로부터 보조텍스트 크기에 대한 정보를 얻을 수 있다.

Fig. 6은 위상각 10° 에서 반지름 방향 속도 profile을 몇 개의 반지름 위치에서 측정한 것이다. 일반적으로, 후연 와도(vorticity)는 반지름 방향 속도성분의 속도 점프(jump)로서 표현되는데 반지름 방향 속도 점프가 $0.3 \leq r/R \leq 0.7$ 구간의 반류면을 따라 나타남을 볼 수 있다. 날개 이론에서는 후연 와도를 보조텍스트 필라멘트(filament)와 같은 얇은 면으로써 표현하여 왔다. 그러나 실제로는 유동의 점성 등으로 인하여 일정한 두께를 갖는 면을 형성하게 되어 보조텍스트의 중심(core)이 일정한 크기를 갖는 유동이 나타나게 된다. 속도 점프의 profile을 보면 $r/R = 0.7$ 에서 속도가 후향계단(backward-facing step) 모양으로 점프하여 0.3

$\leq r/R \leq 0.5$ 구간에서의 점프 모양과는 차이를 보인다. 이것은 $r/R < 0.7$ 에서 반지름 방향 속도성분의 변화가 $r/R = 0.7$ 에서의 반지름 방향 속도성분의 변화와는 반대임을 나타낸다. 프로펠러 모형 KP707은 $r/R = 0.7$ 에서 최대 피치비를 갖도록 설계되었다. 피치비의 변화는 날개에 대한 하중 분포의 기울기를 만들어 후연 와도의 부호와 형상을 변화시키게 된다. 반지름 방향 위치가 날개끝으로 다가감에 따라 ($r/R = 0.9$) 날개끝 보조텍스트의 영향으로 인하여 큰 속도 점프가 발생함을 볼 수 있다. 각 반지름 방향 위치에서 반지름 방향 속도성분의 평균 값은 대체적으로 양의 값을 갖는데, 이것은 slipstream의 축소(contraction)으로 인해 야기된 것으로 보인다.

Fig. 7은 위상각 10° 에서 축 방향 속도 profile을 몇 개의 하류방향 위치에서 측정한 것이다. 반지름 방향으로 $0.3 < r/R < 0.7$ 구간에서 혹(hump)처럼 보이는 속도결손이 보인다. 점성후류라고 불리는 속도결손은 프로펠러 날개의 위와 아래 표면에서 발달하는 경계층의 병합 때문에 나타난다. 점성후류는 프로펠러의 회전에 의한 원심력으로 인해 영향을 받기 때문에 속도결손은 반지름 위치가 허브로부터 멀어짐에 따라 커지게 된다. 그러나 반지름 위치가 날개끝으로 멀어짐에 따라 날개끝 보조텍스트의 영향을 받기 때문에 축방향 속도 profile의 심각한 변화가 나타난다.

날개끝 보조텍스트들이 큰 전달속도의 slipstream 영역과 비교적 낮은 전달속도의 자유흐름 영역 사이에 위치하기 때문에 날개끝 보조텍스트들은 주위의 유체영역으로부터 일부 유체를 흡입(entrain)하거나 날개끝 보조텍스트 주위에 날개끝 보조텍스트와 같은 방향으로 회전하는 유동을 유기시킬 수 있다. Fig. 8은 각 날개끝 보조텍스트(T.V.) 위치에서 반지름 방향 속도 profile을 Y/D 축을 따라 나타낸 것이다. 속도 profile들은 $-0.4 \leq Y/D \leq -0.2$ 에서 대략 일정한 기울기를 갖는데 이는 날개끝 보조텍스트가 후연 와도에 비교적 적은 영향을 주고 있음을 의미한다. $Y/D = -0.48$ 근처에 보조텍스트 중심(center)이 있는 첫 번째 날개끝 보조텍스트에서 주위의 유체는 양의 속도성분을 갖고 첫 번째 날개끝 보조텍스트로 접근해 감에 따라 그 크기가 점차

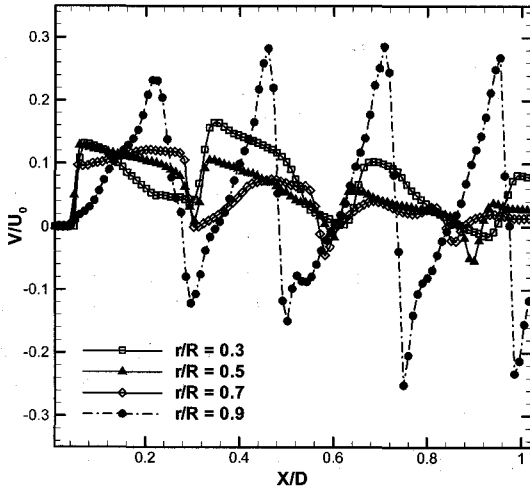


Fig. 6 Variation of radial velocity profiles at several radial locations at $\phi = 10^\circ$

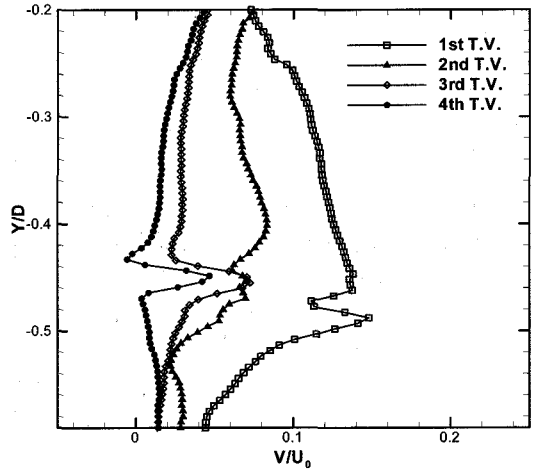


Fig. 8 Variation of radial velocity profiles at several radial locations at $\phi = 10^\circ$

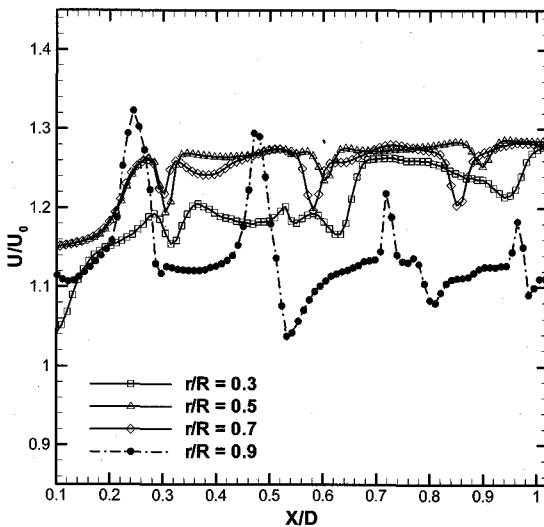
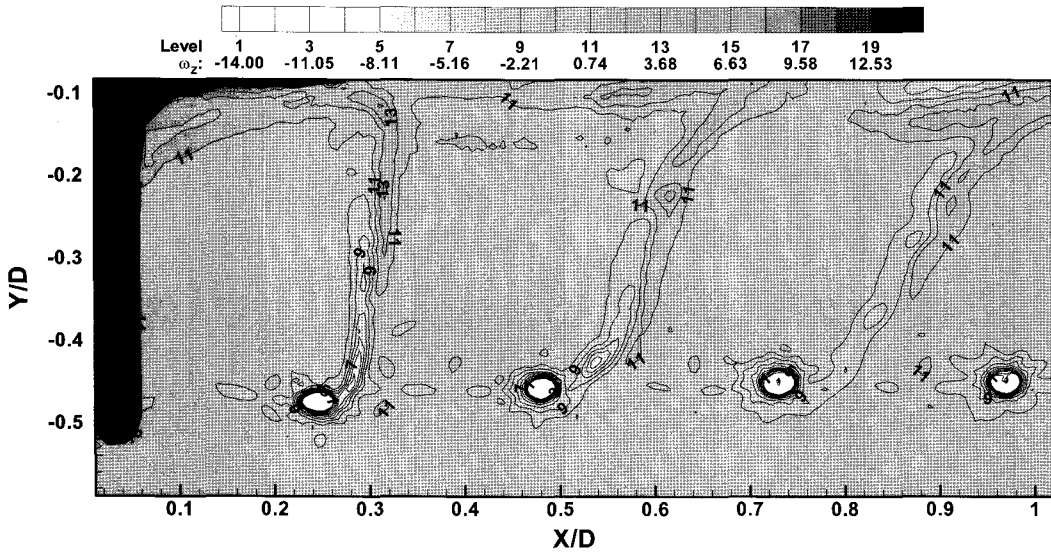


Fig. 7 Variation of axial velocity profiles at several radial locations at $\phi = 10^\circ$

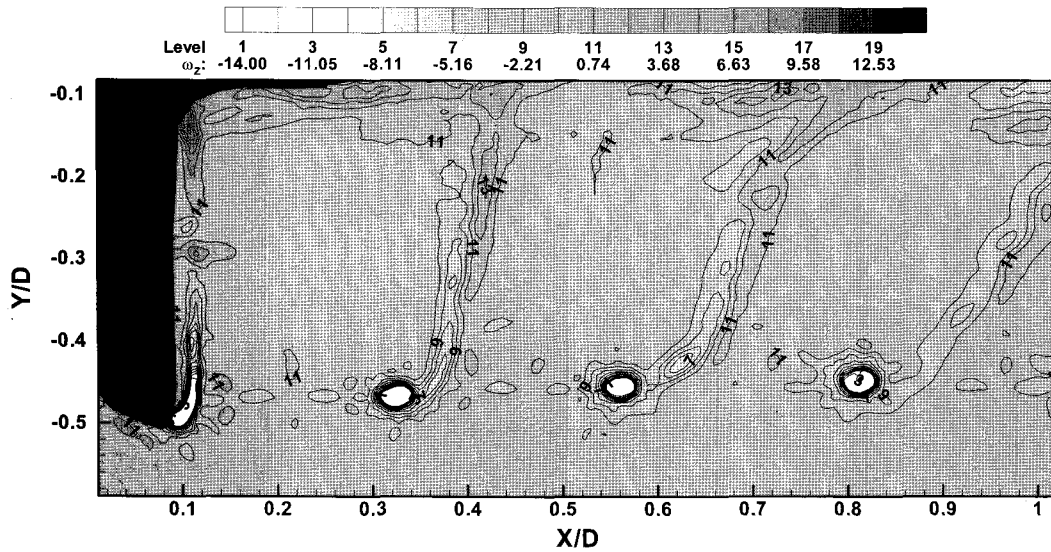
증가한다. 이것은 첫 번째 날개끝 보오텍스 아래의 유체가 날개끝 보오텍스 쪽으로 흡입되고 있음을 나타낸다. 그리고 첫 번째 날개끝 보오텍스 위쪽의 유체는 slipstream의 높은 축방향 속도와 연계하여 시계방향으로 회전하는 운동을 하게 된다. 사실 날개끝 보오텍스는 회전운동을 유지하고 높은 난류 에너지를 발생시키기 위해 유체 에너지의

지속적인 흡입이 필요하다. 날개끝 보오텍스로의 유체흡입은 세 번째 날개끝 보오텍스까지 계속된다. 날개끝 보오텍스는 하류로 나아감에 따라 난류 확산이나 점성 등에 의하여 보오텍스 강도 및 에너지를 잃게 되어 유체흡입 현상에 영향을 미치게 된다. 네 번째 날개끝 보오텍스를 보면 날개끝 보오텍스 위쪽의 유체가 음의 반지름 방향 속도를 갖기 때문에 유체흡입이 날개끝 보오텍스의 위쪽에서도 시작됨을 볼 수 있다. 반면에 날개끝 보오텍스 아래쪽으로부터 유체흡입은 감소하기 시작한다.

Fig. 9(a)는 위상각 10° 에서 위상평균된 날개 폭 방향의 와도장(ω_z)을 나타낸 것이다. 날개끝 보오텍스들이 일정한 간격으로 주기적으로 나아가고 있으며 프로펠러 날개로부터 후연 와도가 발생하고 있음을 볼 수 있다. 후연 와도는 양과 음의 와도층으로 이루어져 있으며 두 개의 층 사이에 보오텍스가 존재할 수도 있다. 첫 번째 날개끝 보오텍스는 비대칭 형상을 갖는데 이는 날개끝 보오텍스와 반류면 사이의 상호작용 때문에 나타난다. 후류가 하류로 나아감에 따라 날개끝 보오텍스와 반류면 사이의 상호작용이 약해져 날개끝 보오텍스는 대칭성을 점차 회복하게 된다. 위상각이 40° 가 되면 후연 와도가 먼저 날개 후연으로부터 형성된 후, 날개끝 보오텍스가 후연 와도를 뒤쫓아



(a) $\phi = 10^\circ$



(b) $\phi = 40^\circ$

Fig. 9 Contour of phase-averaged vorticity in the longitudinal plane at $\phi = 10^\circ$ and 40°

날개끝에서 발생함을 볼 수 있다. 후연 와도를 포함하고 있는 반류면의 초생단계에서는 반류면이 수직으로 놓이게 되나 프로펠러 후류가 하류로 나아감에 따라 반류면과 날개끝 보오텍스 사이의 속도차이로 인하여 반류면은 점차 양의 기울기를 갖

게 된다.

날개끝 보오텍스들의 궤적에 대한 정보는 반류면 모델링 등을 위해 매우 중요하다. 날개끝 보오텍스의 궤적을 그려보기 위해서는 날개끝 보오텍스의 중심(center)을 정확히 탐지 하는 과정이 필

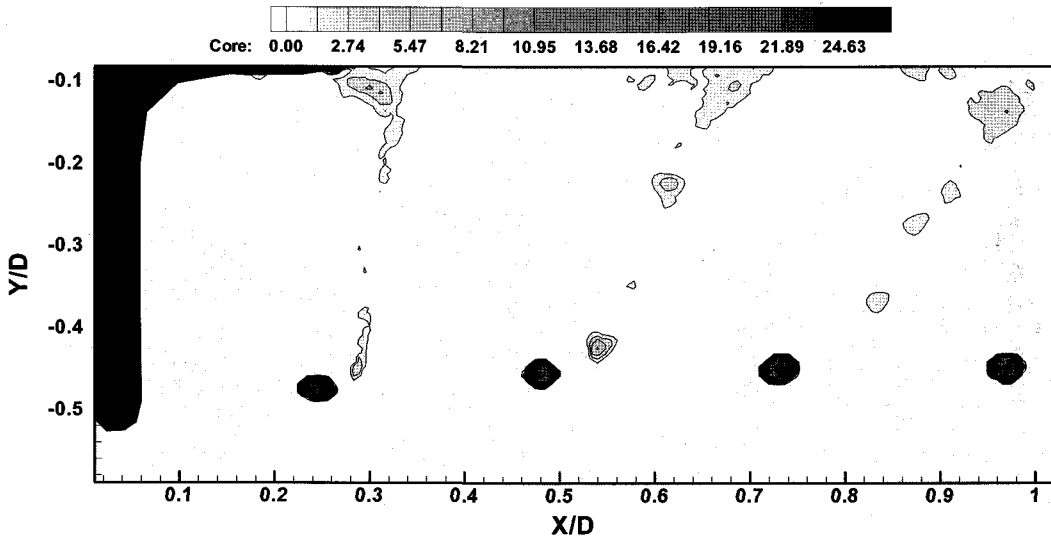


Fig. 10 vortex identification methods using swirling strength

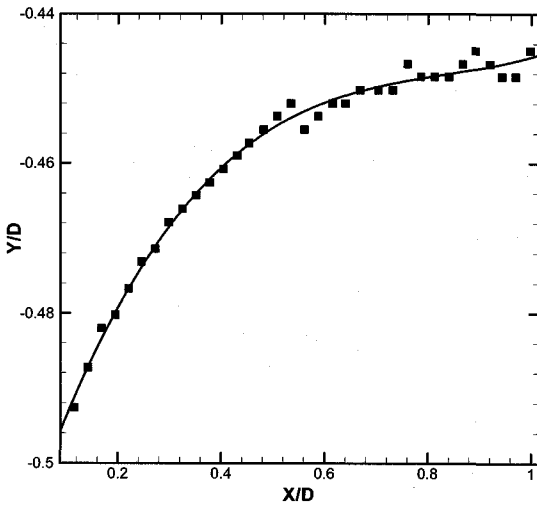


Fig. 11 vortex identification methods using swirling strength

요하다. 프로펠러 후류에 대한 와도장을 계산 한 후 날개끝 보오텍스의 중심을 구하는 것이 일반화 되어 있으나 프로펠러 후류와 같이 강한 난류이거나 전단유동이 포함된 경우 정확한 날개끝 보오텍스의 중심을 찾아내는 것은 쉬운 작업이 아니다. 본 연구에서는 후류 내에 존재하는 보오텍스들의

정확한 위치를 탐지하기 위하여 Chong et al.(1990)이 제안한 방법을 이용하였다. 이 방법은 국소 속도구배 텐서(tensor) 및 이에 대응하는 고유치(eigen value)와 관련이 깊다. 3차원 유동의 국소 속도구배 텐서는 특성방정식(characteristic equation)의 행렬식(determinant)이 양의 값을 가질 때 하나의 실수 고유치와 한 쌍의 허수 고유치들을 갖는다. 또한 Zhou et al.(1996)은 허수 고유치로부터 보오텍스의 소용돌이(swirling) 강도를 얻을 수 있음을 보였다. 소용돌이 강도에 근거한 보오텍스 탐지법은 소용돌이 운동이 전혀 없는 높은 와도 지역을 배제시키기 때문에 프로펠러 후류의 보오텍스 구조 해석을 위해 유용하다. 2차원속도구배 텐서는 아래와 같이 표현된다.

$$\begin{pmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \end{pmatrix} \quad (1)$$

위의 식에서 a_{ij} 는 변형률(rate-of-deformation) 텐서 $\partial \dot{x}_i / \partial x_j$ 의 요소이며 x_i 와 \dot{x}_i 는 각각 방향과 속도 성분을 의미한다. (1)식으로부터 2개의 실

수 고유치들이나 한 쌍의 허수 고유치들을 얻을 수 있다. 이 때 보조텍스트들은 허수 고유치가 양수가 되는 영역으로부터 탐지가 가능하다. Fig. 10은 순간속도장에 대해 소용돌이 강도를 계산하여 얻은 결과이다. 날개끝 보조텍스트에서 소용돌이 강도가 크게 나타나고 있으며 최대 값이 나타나는 곳이 보조텍스트 중심이 된다.

Fig. 11은 모든 위상각에 대해 날개끝 보조텍스트의 중심점들을 모아서 얻은 궤적이다. Slipstream의 강한 수축으로 인하여 날개끝 보조텍스트의 궤적은 $X/D = 0.53$ 까지 양의 기울기를 보인 후 점차 이완되어 간다. 무엇보다도 궤적의 요동이 $X/D = 0.53$ 이후에 나타나는데, 이것은 높은 속도의 후연 보조텍스트와 이전 날개에서 발생한 날개끝 보조텍스트 사이의 상호작용에 의한 것으로 사료된다. 또한 후연 보조텍스트는 허브 보조텍스트로부터 길게 뻗어 나가면서 날개끝 보조텍스트와의 상호작용이 약해져 날개끝 보조텍스트의 요동을 유발하게 된다.

4. 결론

본 연구에서는 2-D PIV 기법을 이용하여 레이놀즈 수가 10^6 이 넘는 공동수조에서 프로펠러 후류를 측정하였고 그 특성을 분석하였다.

Galilean 분해 방법이 프로펠러 후류의 다양한 보조텍스트 구조를 해석하는데 유용하였으며 slipstream 내 전달속도는 $0.8U_0$ 부터 $1.2U_0$ 사이에서 설정하였다.

반지름 방향 속도 profile로부터 후연 와도의 발생과정 및 속도 점프를 볼 수 있다. 이러한 속도 점프는 프로펠러 날개에 분포하는 하중과 깊은 관련이 있으며 추후 추가적인 연구가 필요한 부분이다.

자유흐름 영역으로부터 날개끝 보조텍스트로의 유체흡입은 보조텍스트를 유지하기 위해 필요한 과정이다. 또한 날개끝 보조텍스트가 하류로 나아감에 따라 유체흡입은 slipstream 영역에서도 시작된다.

소용돌이 강도에 근거한 보조텍스트 탐지법을 이용하면 전단층의 영향 없이 후류 내의 날개끝, 후연, 허브 보조텍스트들을 찾아낼 수 있다. 소용돌이 강도 해석으로부터 날개끝 보조텍스트의 중심을 구

할 수 있고 그 중심들로부터 궤적을 그릴 수 있다. 궤적은 $X/D = 0.53$ 까지 수축한 후 요동하게 된다. 소용돌이 해석을 적절히 이용하게 되면 허브 보조텍스트에 대한 해석도 추후 가능할 것이라 사료된다.

본 연구에서 PIV 기법을 이용하여 얻은 프로펠러 후류에 대한 해석, 특히 보조텍스트들의 거동은 프로펠러 설계의 최적화뿐만 아니라 수치해석을 위한 기초자료로 사용될 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 차세대 친환경 해양운송시스템 기반 기술 개발(II)(PE00950)과 선박의 유체성능 고도화 기반 기술 개발(PN00630)의 지원으로 수행되었으며 이에 감사 드립니다.

참 고 문 헌

- 백부근, 이상준, 2002a, "위상평균 PTV 기법을 이용한 프로펠러 반류의 속도장 측정," 대한조선학회 논문집, 제 39권, 제 3호, pp. 41-47.
- 백부근, 이상준, 2002b, "Stereoscopic PIV 기법을 이용한 프로펠러 반류의 3 차원 속도장 측정," 제 2 회 한국유체공학학술대회 논문집, pp. 185-188.
- 백부근, 이상준, 2003, "PIV를 이용한 프로펠러 후류의 속도장 측정," 대한조선학회 논문집, 제 40권, 제 5호, pp. 17-25.
- 백부근, 이정엽, 이상준, 2005a, "자유표면과 수심깊이가 회전하는 프로펠러 주위 유동에 미치는 영향에 대한 PIV 해석," 대한조선학회 논문집, 제 42권, 제 5호, pp. 427-434.
- Chong, M.S., Perry, A.E. and Cantwell, B.J., 1990, "A general classification of three-dimensional flow fields," *Physic of Fluids*, A2, 765-777.
- 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.

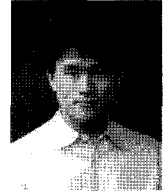
- Kline, S.J. and Robinson, S.K., 1989, "Quasi-coherent structures in the turbulent boundary layer. Part I: status report on a community-wide summary of the data." In: Kline, S. J.; Afgan, N. H. (ed) Near Wall Turbulence. Proceedings of Zaric Memorial Conference, 200-217, New York: Hemisphere.
- Lee, S.J. and Paik, B.G., 2004, "Stereoscopic PIV measurements of Flow around a Marine Propeller," J. of Visualization, Vol. 7(1), pp. 25-32.
- Paik, B.G. Lee, C.M and Lee, S.J., 2005b, "Comparative measurements on the flow structure of a marine propeller wake between an open free surface and closed surface flows," J. of Marine Sci. & Tech., Vol. 10(3), pp. 123-130..
- Stella, A., Guj, G., Di, Felice F. and Elefante, M., 1998, "Propeller Wake Evolution Analysis by LDV," Proc. of the 22nd Symposium on Naval Hydrodynamics. pp.171-180.
- Zhou, J., Adrian, R. J. and Balachandar, S., 1996, "Autogeneration of near-wall vortical structures in channel flow." Physics of Fluids, 8, 288-290.



< 백 부 근 >



< 김 진 >



< 박 영 하 >



< 김 기 섭 >



< 김 경 열 >