

재현된 반류의 영향을 받는 프로펠러 후류 내 불안정한 날개끝 보오텍스 구조에 대한 정량적 가시화

김경열^{†*}, 백부근^{*}, 안종우^{*}

한국해양연구원 해양시스템안전연구소^{*}

Visualization of Unstable Vortical Structure in a Propeller Wake Affected by Simulated Hull Wake

Kyung-Youl Kim^{†*}, Bu-Geun Paik^{*} and Jong-Woo Ahn^{*}

Maritime & Ocean Engineering Research Institute, KORDI^{*}

Abstract

The characteristics of complicated propeller wake influenced by hull wake are investigated by using a two-frame PIV (Particle Image Velocimetry) technique. As the propeller is significantly affected by the hull wake in a real marine vessel, the measurements of propeller wake under the hull wake would be certainly necessary for more reliable validation and the prediction of numerical simulation with wake modeling. Velocity field measurements have been conducted in a medium-size cavitation tunnel with a hull wake. Generally, the hull wake generated by the boundary layer of ship's hull produces the different loading distribution on the propeller blade in both upper and lower propeller planes. The difference of the propeller wake behaviors caused by the hull wake is discussed in terms of axial velocity, vorticity and turbulence kinetic energy distribution in the present study.

※ Keywords: Propeller wake(프로펠러 후류), Hull wake(선미 반류), PIV(입자영상속도계), Tip vortex(날개끝 보오텍스), Trailing vorticity(후연 와도)

1. 서론

해상을 항행하는 운송체의 추진기로 주로 사용

되는 프로펠러는 과도한 캐비테이션과 수중 음파에 의한 소음을 피하면서 추진 효율을 증가시키기 위해 최적으로 설계되어야 한다. 이러한 목적을 이루기 위해서 자세한 실험 결과에 근거한 정확한 프로펠러 후류 해석이 요구되어 왔으며 많은 연구자들이 LDV(laser doppler

접수일: 2008년 8월 8일, 승인일: 2008년 11월 28일

† 교신저자: kkyprop@moeri.re.kr, 042-868-7253

velocimetry)나 PIV(particle image velocimetry) 등을 이용하여 회전하는 프로펠러 후방의 후류를 실험적으로 조사하였다.

Paik and Lee(2002)과 Lee et al.(2004)은 2차원 및 3차원 입자영상속도계를 이용하여 낮은 레이놀즈 수에서 단독으로 회전하는 프로펠러 후류를 계측하여 보오텍스 구조의 공간적인 발달에 대하여 조사하였다. Di Felice et al.(2004)과 Paik et al.(2005, 2007)은 10^6 이상의 높은 레이놀즈 수 조건에서 단독으로 회전하는 프로펠러 후류를 고해상도의 분해능으로 계측하였고 프로펠러 미끄럼유동(slipstream)의 수축, 날개간 상호작용, 날개끝 보오텍스의 소용돌이 강도 등에 대하여 논한 바 있다. 이상의 실험 결과들은 균일 유입류 조건에서 수행된 것이며 프로펠러 면의 상부와 하부로 동일한 유입류가 존재하고 프로펠러 후류는 회전방향을 따라 동일하게 나타날 경우에 대한 것이다. 그러나 실제 선박의 경우 프로펠러로 유입되는 선미반류가 존재하게 되며 프로펠러 면의 상부와 하부로 서로 상이한 선미 반류가 유입되므로 균일 유입류 조건의 경우와는 다른 모습으로 프로펠러 후류가 나타나게 된다. 선박에 부착되어 회전하는 프로펠러의 후류에 대해서도 Calcagno et al.(2002)이 스테레오 PIV 기법을 사용하여 프로펠러 평면에 나란한 측정면에 대한 3차원 공간 발달 과정을 조사한바 있다. Paik and Lee(2003, 2004)도 선미반류가 존재할 경우 회전하는 프로펠러의 후류를 프로펠러 평면에 나란하거나 수직인 측정면에서 계측하여 후류의 보오텍스 구조와 난류 구조를 조사하였다.

이상과 같이 프로펠러 후류의 계측 및 분석은 속도장 측정 기법을 통하여 주목할만한 발전을 이루었다. 그러나 높은 레이놀즈 수에서 프로펠러 후류를 측정할 경우라도 선미반류를 고려하지 않을 경우 실제 선박의 경우와는 다른 유동 현상을 가시화 하여 그 결과를 후류 모델링에 이용할 가능성이 크다. 또한 지금까지의 보고된 연구를 보면 선미반류를 고려한 실험이라 할지라도 프로펠러 0.7R에서의 코드길이를 기준으로 한 레이놀즈 수가 10^5 이하가 되어 후류

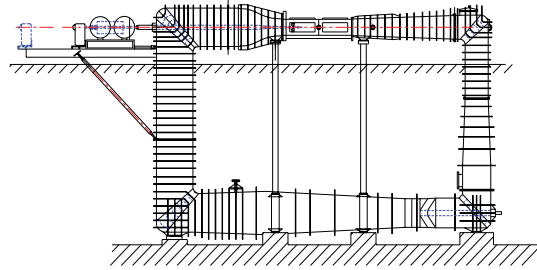
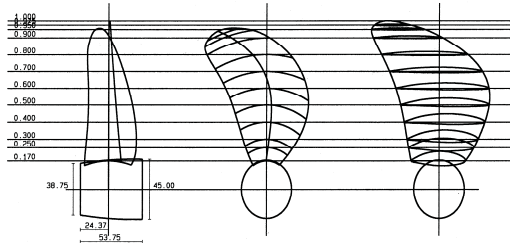


Fig. 1 Schematic diagram of a cavitation tunnel

모델링에 대한 정성적인 이해를 돕는 것으로 만족해야 했다. 결국 10^6 이상의 높은 레이놀즈 수 및 선미반류가 존재하는 조건 하에서 프로펠러 후류를 측정하는 작업이 필요하다. 여기서 한가지 더 생각해 보아야 할 항목은 균일하지 않은 선미반류가 프로펠러 후류의 보오텍스 구조를 어떻게 바꾸어 놓느냐 하는 것이다. 즉, 약한 선미반류가 작용하는 프로펠러 하부의 보오텍스 구조는 강한 선미반류가 유입되는 프로펠러 상부의 보오텍스 구조와 다를 것이며 유입 유동의 속도 분포 차이로 인하여 불안정한 보오텍스 구조가 나타나게 된다. 본 연구에서는 프로펠러 상부와 하부에서 나타나는 후류의 차이를 자세히 살펴 보기 위해서 PIV 속도장 측정 기법을 이용하여 유동장을 가시화 하였고 순간 속도장과 평균 속도장을 적절히 분석하여 현실성 있는 후류 모델링을 위한 기초 자료를 마련하고자 하였다.

2. 실험 장치 및 실험 방법

프로펠러 후류 계측은 Fig.1과 같이 해양연구원 해양시스템안전연구소 내에 있는 캐비테이션 터널(cavitation tunnel)에서 수행되었다. 터널의 시험부 제원은 $0.6^L \times 0.6^W \times 2.6^H$ m³이며 최대 유속은 12 m/s, 터널내 압력은 0.1 kg_f/cm²에서 2.0 Kg_f/cm²까지 변화가 가능하다. 실험에 사용된 프로펠러 모형의 제원은 Fig. 2와 같다. 컨테이너 선박을 위한 프로펠러 모형은 1/30로 축소되어 제작되었으며 5개의 날개, 250 mm의 직경을 갖는다. 프로펠러의 설계 전진비는 0.76이고 평균



Propeller		Principal Particulars	
Diameter (mm)	: 250	Scale ratio	: 30.00
(P/D) mean	: 1.0206	Propeller type	: FPP
Hub ratio	: 0.1820	Section	: NACA66
Number of blades	: 5		

Fig. 2 The geometry of propeller model

피치(pitch)비는 1.0206으로서 하중을 많이 받기 때문에 프로펠러 후류의 보오텍스 구조가 뚜렷이 나타날 것을 예측할 수 있다. 실험에 사용된 프로펠러 회전수와 자유흐름 속도에 대응하는 프로펠러 레이놀즈 수는 1×10^6 이었다.

프로펠러 후류의 속도장 측정을 위한 2차원 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 pixels이며, 한번에 2 개의 프레임씩 쌍으로 유동영상을 취득하였다. 레이저 평면광을 Fig. 3과 같이 공동수조 아래 쪽에서 위 방향으로 조사하고, $20 \times 10 \text{ cm}^2$ 크기의 측정단면에서 속도장을 측정하였다. 산란입자로 사용된 TiO_2 (titanium dioxide)는 평균 입자 직경이 $3 \mu\text{m}$ 이고 밀도는 4g/cm^3 이다. 취득된 입자영상으로부터 FFT(fast fourier transformation)에 기초한 알고리즘을 사용하여 속도장을 추출하였다. 미소조사구간의 크기는 32×32 pixels이었으며 50% 겹침(overlapping) 기법을 사용하여 속도장의 공간분해능을 높였다.

유효 공간 해상도는 1.56 mm이고 이것은 이웃한 속도벡터 사이의 평균 거리를 의미한다. 프로펠러 회전 축에 연결된 인코더(encoder)가

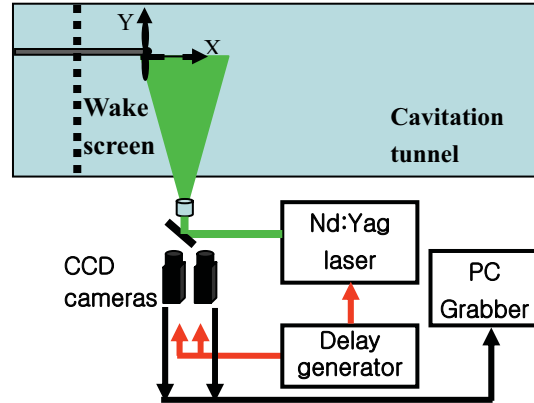


Fig. 3 Experimental set-ups for PIV measurements

동기장치로 트리거(trigger) 신호를 보내어 레이저와 카메라를 동기시킨다. Fig. 3은 본 연구에서 사용된 좌표계와 측정면을 나타낸다. X축은 프로펠러 축을 따라 하류로 나아가는 방향이며 Y축은 윗방향, Z축은 수평방향으로서 좌현 쪽을 가리킨다. 원점은 프로펠러 평면의 중심에 위치하고 모든 거리와 측정된 속도 성분들은 각각 프로펠러 직경(D)과 자유흐름 속도(U_0)로 무차원화 하였다.

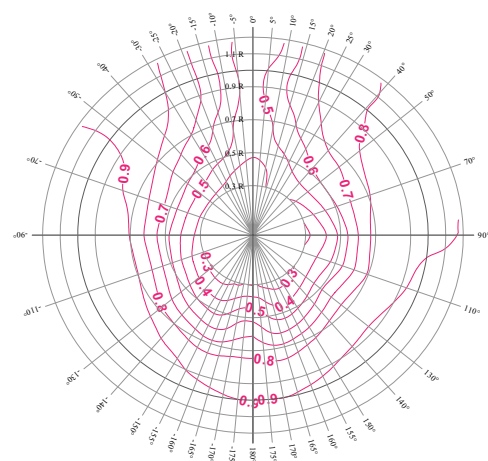


Fig. 4 Axial velocity profiles of simulated hull wake

본 연구가 진행된 캐비테이션 터널의 경우 시험부 공간 제한으로 인하여 선박 모형을 프로펠러와 함께 설치할 수 없다. 황동망을 이용한 반류스크린을 제작한 후 프로펠러 전방에 배치하여 Fig. 4와 같은 모사된 반류 분포를 얻었다. 일반적인 반류스크린의 경우 실제 선박의 경우와 유사하게 프로펠러 상부로 강한 선미반류가 유입되도록 하는데 이러한 배치에서는 프로펠러 상부면의 후류에 대한 PIV 계측이

불가하다. 프로펠러 허브가 터널의 바닥에서 조사되는 레이저 평면광을 차단하기 때문에 상부의 후류에 대한 가시화가 어렵다. 본 연구에서는 상부의 프로펠러 후류를 가시화하기 위해 제작된 반류스크린의 위와 아래를 거꾸로 하여 터널의 바닥 가까운 영역에 프로펠러의 상부 후류가 발생되도록 하였다. 따라서 반류스크린이 정상적으로 놓인 경우 프로펠러 축 하부 영역을 ‘하부면(lower plane)’ 이라고 하며 반류스크린이

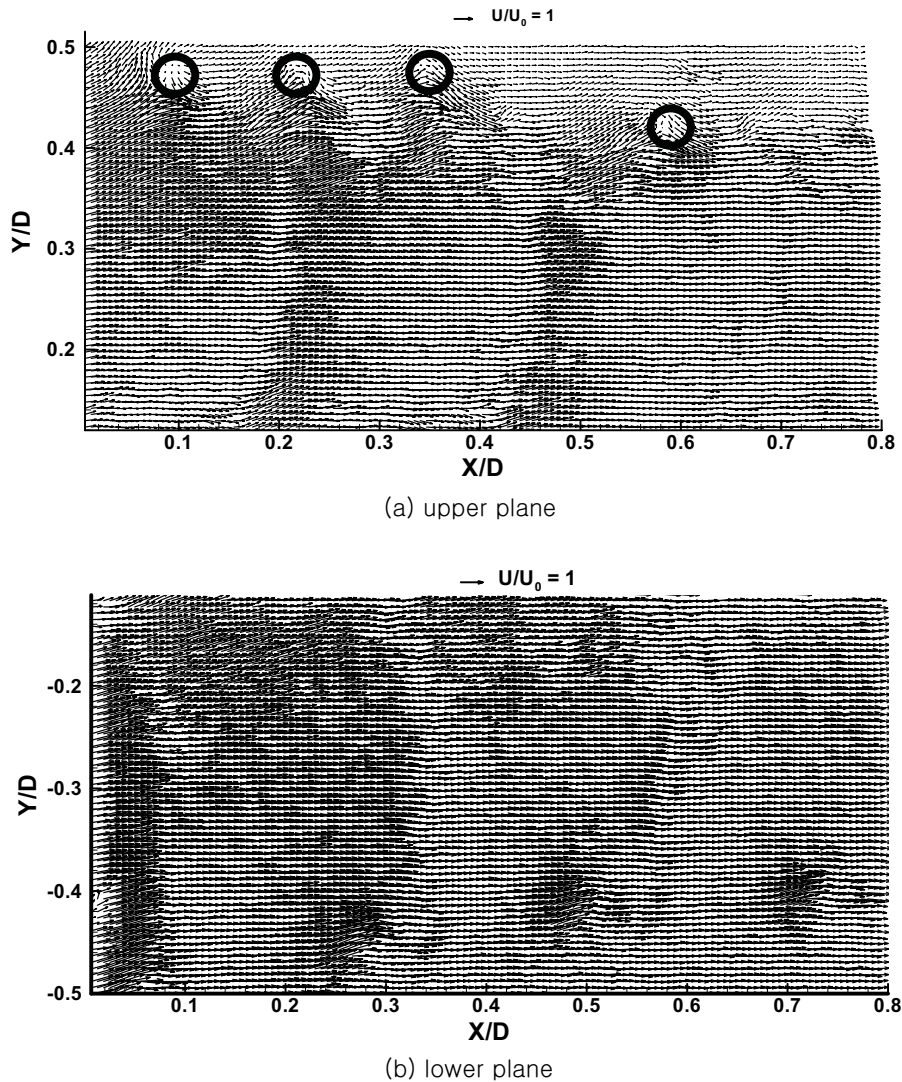


Fig. 5 Instantaneous velocity fields at the phase angle of $\phi = 0^\circ$

거꾸로 뒤집힌 경우 프로펠러 축 하부 영역을 ‘상부면(upper plane)’ 이라고 정의한다. 또한 속도장 측정 시 위상각 $\phi = 0^\circ$ 에 대한 정의는 다음과 같다. 하부면에서 프로펠러 위상각 $\phi = 0^\circ$ 는 특정한 프로펠러 날개가 Fig. 4에서 나타난 회전각 0° 에 위치할 경우이며 상부면의 경우에는 특정 프로펠러 날개가 회전각 180° 에 위치할 때 위상각 $\phi = 0^\circ$ 가 된다. 본 연구에서 나타난 각 영역의 속도장은 동시에 측정된 것이 아니라 반류스크린의 위치에 따라 별도로 측정되었다.

3. 결과 및 토의

Fig. 5는 프로펠러의 회전 위상각 ϕ 가 0° 일 때 프로펠러 면에 수직인 측정면에서 계측한 전형적인 순간 속도장을 보인다. Fig. 5(a)는 상부면에서 계측한 순간 속도장을 나타낸다. 하류지역 $0.4 \leq Y/D \leq 0.5$ 에서 몇 개의 날개끝 보오텍스들과 높은 속도 구배를 갖는 영역을 볼 수 있다. 상부면의 $0 \leq X/D \leq 0.5$ 하류 영역에서 날개끝 보오텍스들의 위치를 \bigcirc 심볼을 이용하여 나타냈는데 후연(trailing) 보오텍스들 사이의 공간적인 간격이 날개끝 보오텍스들의 공간적인 간격 보다 2배 정도 크게 발생한다. 이러한 현상은 축방향 속도 분포에 영향을 주는데 날개끝 보오텍스들의 축방향 속도는 $0.23U_0 \sim 0.37U_0$ 가 되고 미끄럼유동의 축방향 속도는 $1.03U_0 \sim 1.08U_0$ 가 되어 큰 차이를 보이게 된다. 강한 선미반류에 의해서 날개끝 보오텍스를 포함하는 미끄럼유동 상부 영역은 미끄럼유동 내부의 영역에 비해서 매우 낮은 축방향 속도를 보인다. 날개끝 보오텍스와 미끄럼유동 사이의 큰 축방향 속도차이는 후연 보오텍스들이 날개끝 보오텍스들과의 연결성을 깨뜨리고 날개끝 보오텍스들이 일반적인 궤적으로부터 벗어나게 함을 Fig. 5(a)를 통해서 관찰할 수 있다. 즉, 네 번째 날개끝 보오텍스가 후연 보오텍스로부터 분리되어 제 궤도를 이탈하게 된다. 상부면의 경우 $X/D = 0.4$ 지점을 지나면서 급격히 미끄럼유동이 수축하는데 후류와 선미 반류의

상호작용 및 전단 유동 형성에 의하여 유체 에너지가 크게 감소하므로 미끄럼유동이 더 수축되는 것으로 사료된다. 이에 대해서는 추후 자세한 연구가 필요하다. 프로펠러 축 상부의 선미반류가 비균일한 낮은 축방향 속도를 가지므로 프로펠러 날개로 유입되는 상대 수류속도는 날개의 반경방향을 따라 큰 받음각(angle of attack)이 나타나게 된다. 이러한 큰 받음각은 날개끝 보오텍스의 강도를 증가시킨다. 또한 두꺼운 선미반류가 불안정한 날개끝 보오텍스 거동을 발생시키게 되는데, 이에 대해서는 Fig. 8에서 자세히 언급하였다.

이에 반해서 프로펠러 축 하부에 나타나는 날개끝 보오텍스들은 이미 보고된 Paik et al.(2005)의 결과들과 유사한 거동을 보인다(Fig. 5(b)). 날개끝 보오텍스 사이의 공간적 간격은 약 0.2D이고 빠르게 이동하는 후연 보오텍스들은 $X/D = 0.4$ 하류 지역 이후부터 두 개의 보오텍스 그룹(날개끝과 후연)이 서로 늘어지면서(stretched) 멀어지도록 만든다. 날개끝 보오텍스를 포함하는 미끄럼유동 아래의 영역은 자유흐름속도(U_0)와 유사하게 높은 축방향 속도를 가지기 때문에 날개끝과 후연 보오텍스들 사이의 붙음 현상(attachment)이 Fig. 5(a)에서 나타난 보오텍스 구조에 비해 하류지역($X/D = 0.5$)까지 길게 이어진다.

Fig. 6은 76장의 순간 속도장들을 위상 평균하여 얻은 축방향 속도 분포를 나타낸다. 프로펠러 축 상부 면에서는 Fig. 6(a)에서 보는 것과 같이 미끄럼유동의 최대 축방향 속도가 $1.1U_0$ 이고 미끄럼유동 위 영역에서는 축방향 속도의 크기가 $0.2U_0$ 정도를 나타낸다. 또한 축방향 속도 분포를 보면 2번째 날개끝 보오텍스 이후 보오텍스의 뚜렷한 특징을 보이지 않는다. 즉, 반시계 방향으로 회전하는 보오텍스의 특징에 따라 미끄럼유동과 맞닿은 곳에서 높은 양의 속도를 갖는 타원형 분포가 나타나고 선미반류와 접하는 곳에서는 낮은 양의 속도를 갖는 타원형 분포가 나타나야 하나 $X/D > 0.3$ 영역에서는 이와 같은 특징을 찾아 볼 수 없다.

그러나 프로펠러 축 하부 면에서는 날개끝

보오텍스의 특징이 0.8D 하류까지 뚜렷하게 나타나고 미끄럼유동 내에서 최대 축방향 속도 $1.25U_0$ 를 가지며 미끄럼유동 아래에서는 자유흐름속도 U_0 와 유사한 속도 분포를 보인다. 선미반류는 프로펠러 작동에 영향을 주어 추력 성능을 변화시킨다. 특히 프로펠러 축 하부면에서는 충분한 축방향 모멘텀이 양산되지만 상부면에서는 $X/D = 0.15$ 지점을 지나서야 간신히 $1.0U_0$ 의 축방향 속도를 얻을 수 있게 된다. 미끄럼유동의 수축 또한 각 측정면에서 다르게 나타나고 있다. 하부면에서는 미끄럼유동이

안정한 튜브 형상을 띄고 $X/D = 0.8$ 지점에서 $Y/D = -0.4$ 까지 수축한다. 그러나 상부면의 미끄럼유동은 안정적인 튜브 형상을 보여주지 못하고 $X/D = 0.4$ 지점 이후 과도하게 수축되는 경향을 보인다. 즉, 프로펠러 후방의 상하가 비대칭적으로 나타나는 보오텍스 거동이 존재한다.

미끄럼유동 안에서 날개끝 보오텍스들은 주기적인 이동을 하며 한쌍의 양과 음의 후연 와도가 나타나고 미끄럼유동 튜브가 수축하는 사실은 이미 이전의 문헌들을 통하여 보고되었다. Fig. 7(b)에 나타난 와도 분포를 보면 선미반류가

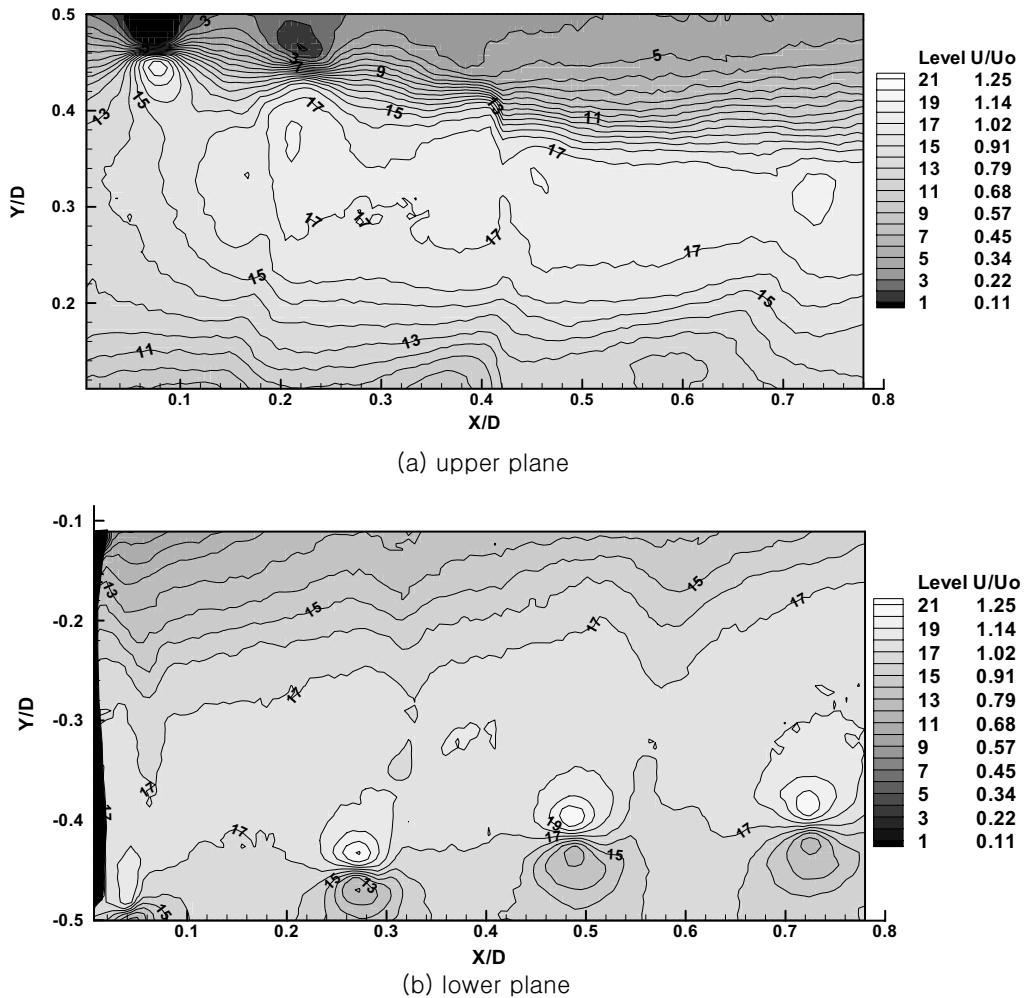
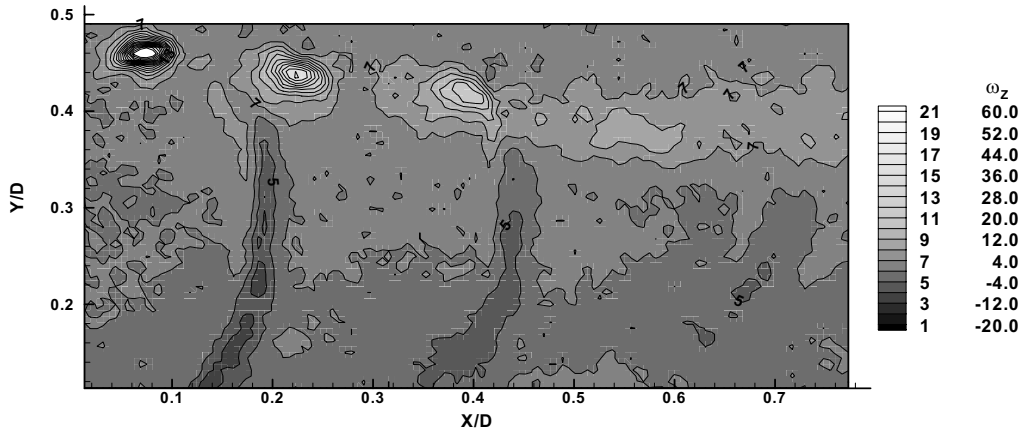


Fig. 6 Phase-averaged axial velocity contours at the phase angle of $\phi = 0^\circ$

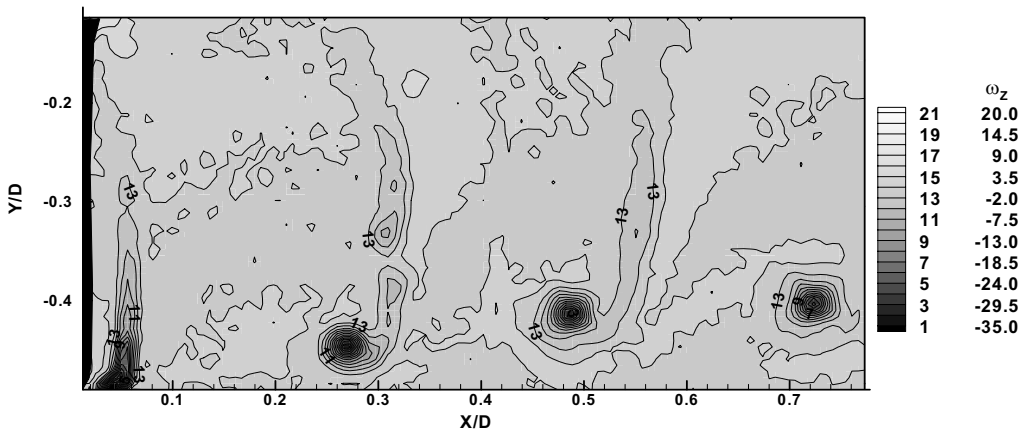
있을 경우의 와도가 선미반류가 없을 때의 전형적인 와도 분포와 유사함을 볼 수 있다.

낮은 축방향 속도를 갖는 상부의 선미반류는 Fig. 7(b)에서 나타난 유동과는 다른 유체 거동을 발생시킨다. Fig. 4를 보면 선미반류의 하부에서는 $0.9U_0$ 이상의 값들이 180° 위상각에서 나타나고 선미반류의 상부에서는 $0.5U_0$ 이하의 값들이 위상각 0° 에서 나타남을 알 수 있다. 선미반류 상하부에서 나타나는 축방향 유입류의 큰 차이는 프로펠러 날개로의 받음각 변화를 크게 할 수 있다. 프로펠러 전방의 낮은 속도의 축방향 유입류는 상부 프로펠러 면에서 상대수류 관점에서 볼 때 큰 받음각을 발생시키고 하부 프로펠러 면에서는 상대적으로 작은 받음각이

나타나게 된다. 상부면에서 큰 받음각은 프로펠러 날개의 흡입면에 높은 유동 속도를 초래하여 하부면 보다 와도의 크기가 큰 날개끝 보오텍스를 발생시킨다. 또한 상부면의 날개끝 보오텍스의 모양은 타원형이며 주변으로 확장된 모양의 와도 분포를 갖는다(Fig. 7(a)). 또한 $X/D = 0.4$ 하류 지역 이후에는 상부 후류의 날개끝 보오텍스의 와도가 하부 후류의 그것 보다 빨리 소산되거나 확산된다. Paik et al.(2003)은 낮은 레이놀즈 수에서 컨테이너선 모형에 부착되어 회전하는 프로펠러의 후류를 조사하였고 상부 후류 영역에서 날개끝 보오텍스들의 이동 지연과 함께 날개끝 보오텍스 형상이 타원형으로 심하게 왜곡됨을 보고하였다. 이 날개끝 보오텍스들의



(a) upper plane



(b) lower plane

Fig. 7 Phase-averaged Z-directional vorticity contours at the phase angle of $\phi = 0^\circ$

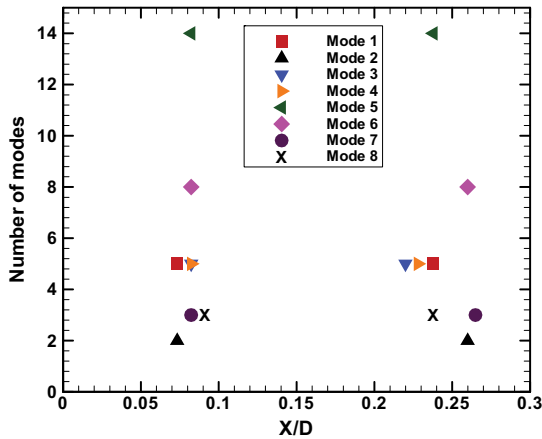


Fig. 8 Distribution of 1st and 2nd tip vortices

형상 왜곡에 대하여 자세히 알아 보기 위하여 본 연구에서 얻어진 70여 개의 순간속도장들을 대상으로 날개끝 보오텍스의 이동 궤적을 조사하였다. 프로펠러 면에서 가장 가까운 날개끝 보오텍스를 첫 번째, 그 다음으로 가까운 날개끝 보오텍스를 두 번째라고 정의할 때, 첫 번째와 두 번째 날개끝 보오텍스의 이동 궤적 에서 약 20여 개의 모드(mode)가 존재함을 발견하였다. Fig. 8은 순간속도장들로부터 얻어낸 첫 번째와 두 번째 날개끝 보오텍스의 이동 궤적을 나타낸다. 궤적에 있어서 첫 번째 보오텍스는 $0.05 < X/D < 0.1$ 사이에 주로 존재하고 두 번째 보오텍스는 $0.2 < X/D < 0.28$ 사이에 위치하고 있다. 두 번째 날개끝 보오텍스는 첫 번째보다 더 넓게 분포되어 있으며 5번과 6번 모드에 날개끝 보오텍스들이 주로 존재하는 고밀도 영역이 나타남을 알 수 있다. 각 모드에 대한 이해를 돕기 위하여 Fig. 9에 주 모드인 5번과 6번의 순간 속도장을 예로써 나타내었다. 각 모드들을 살펴 볼 때 비록 위상 평균(phase-averaging) 과정을 거친 후라도 상부 후류면의 날개끝 보오텍스들이 여러 개의 모드로 이동하기 때문에 평균적인 날개끝 보오텍스 코어의 모양은 타원형이며 넓게 퍼져있는 것처럼 보이게 된다. 무엇보다도 프로펠러 후류가 선미반류에 의해 영향을 받을 때 상부 후류에서

날개끝 보오텍스들은 불안정한 거동을 보이게 되어 수치해석을 위한 정확한 프로펠러 후류 모델링을 결정하는 것이 매우 어렵게 된다.

상부 후류 $X/D = 0.4$ 이후의 영역에서 날개끝 보오텍스들의 매우 불안정한 거동을 볼 수 있으며 국소적으로는 큰 속도구배를 갖는 유동도 나타나게 된다. 이처럼 강한 전단(shear) 유동 안에 내재되어 있는 복잡한 보오텍스 구조를 체계적으로 파악하기 위해서는 유동 분해(decomposition) 방법을 적절히 사용해야 한다. 하부 후류와 같이 일관된(coherent) 보오텍스 구조가 나타나는 경우 Galilean이나 레이놀즈 분해 방법을 이용하여 (Kline and Robinson 1989) 적절히 조사할 수 있다. 그러나 상부 후류와 같이 다양한 모드가 나타나는 경우 각 순간속도장에서 전달속도를 고려하여 유동을 분해 하는 것은 매우 지루하고 힘든 과정을 거쳐야 한다. 날개끝 보오텍스는 난류에너지가 매우 큰 지역이므로 각 순간속도장에서 나타나는 날개끝 보오텍스들의 위치 변화에 따라 난류 운동에너지 분포도 달라질 것이다. Fig. 10은 순간속도장의 개수에 따른 날개끝 보오텍스들의 난류 운동에너지(T_{KE})를 나타낸다. 상부 후류면(upper)에서는 강한 선미반류와 프로펠러 미끄럼유동 사이에 강한 전단(shear) 유동이 나타나 난류 운동에너지를 증가시킨다. 또한 이 난류 운동에너지는 날개끝 보오텍스가 하류로 이동함에 따라 급격히 감소함을 알 수 있다. 무엇보다도 각 날개끝 보오텍스들의 위치가 난류 운동에너지의 분포에 따라 불안정하게 나타남을 볼 수 있는데 하부의 후류면(lower)에 나타나는 날개끝 보오텍스의 난류 운동에너지 및 위치 분포와 큰 차이를 보이고 있다. 하부 후류면에서는 각 날개끝 보오텍스의 난류 운동에너지 분포나 위치에 있어서 큰 변동 없이 안정적으로 나타나게 된다. 이러한 하부 후류면의 특징은 순간속도장의 개수의 변화에 따라 큰 변화 없이 안정적으로 나타나고 있으나 상부의 후류면에서는 순간속도장의 개수에 따라 난류 운동에너지 값이 달라지게 되고 날개끝 보오텍스의 위치도 변동한다. 결국 상부 후류면과

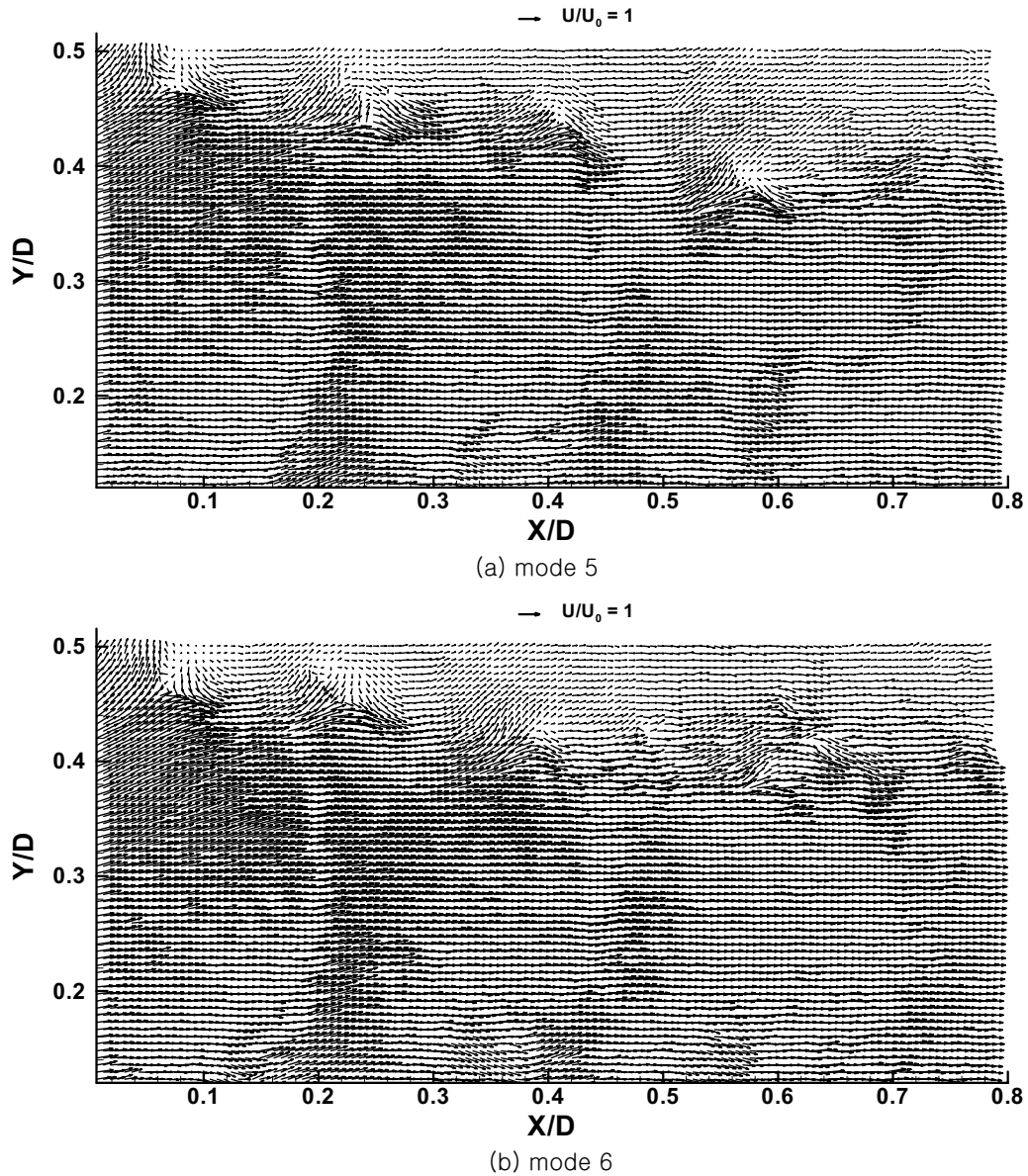


Fig. 9 Selected modes in the upper propeller wake

같이 날개끝 보오텍스의 움직임이 활발한 영역에서는 그 움직임에 따라 난류 운동에너지가 다양하게 나타날 것이므로 난류 운동에너지에 따른 보오텍스 거동을 조사하는 것이 바람직하다고 사료된다. 추후 다양한 유동 분석

방법을 조사하여 난류 운동에너지 변화에 따라 불안정하면서 비정상적인 유체 거동을 해석할 수 있는 방법을 찾아 보고 선미반류에 의해 영향을 받는 프로펠러 후류에 대하여 더 깊이 있는 연구를 진행할 예정이다.

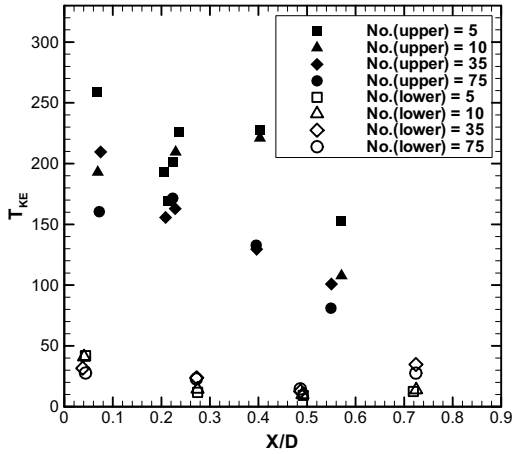


Fig. 10 Turbulence kinetic energy according to the number of instantaneous velocity fields

4. 결론

선미반류의 영향을 받는 프로펠러 후류의 특성을 레이놀즈 수 10^6 이 넘는 캐비테이션 터널에서 PIV 기법을 이용하여 조사하였고 프로펠러 축과 나란한 방향에서 하나의 회전 위상각에 대한 순간속도장들을 획득하였다. 선미반류의 축방향 속도 성분이 접선 방향이나 반지름 방향 속도 성분들에 비해 훨씬 크다는 가정하에 반류스크린을 이용하여 선미반류를 모사하였다.

상부의 프로펠러 유입류는 속도가 낮고 균일하지 못하기 때문에 불안정하면서 비정상적인 프로펠러 후류를 발생시킨다. 또한 상부 프로펠러 면에서 형성되는 큰 받음각은 날개끝 보오텍스의 와도를 크게 한다. 비대칭적이면서 불안정한 유체 거동을 포함하는 프로펠러 후류는 프로펠러 성능을 적절히 예측하기 위해서 조심스럽게 다루어져야 한다. 비록 위상 평균 기법을 사용하였다 할지라도 상부 후류면에서 나타나는 다양한 모드들은 날개끝 보오텍스들의 이동 궤적에 영향을 주며 타원형이며 넓게 분포하는 보오텍스 코어를 형성한다. 선박과 프로펠러를 모두 고려하는 수치해석에 있어서 후류 모델링의

신뢰성을 높일 수 있도록 난류 운동에너지에 근거한 보오텍스 유동 해석 기법을 이용하여 프로펠러 후류의 거동을 자세히 조사하는 작업이 필요하다.

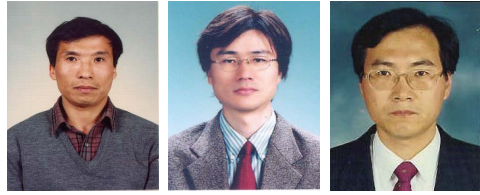
후 기

본 연구는 “ 지능형 함정 스틸스 성능평가 기술 개발(PE0121A)” 의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

- Calcagno, G., Di Felice, F., Felli, M. and Pereira, F., 2002, “ Propeller Wake Analysis Behind a Ship by Stereo PIV,” Proceedings of 24th Symposium on Naval Hydrodynamics, Fukuoka, pp. 112-127.
- Di Felice, F., Di Florio, D., Felli, M. and Romano, G.P., 2004, “ Experimental Investigation of the Propeller Wake at Different Loading Conditions by Particle Image Velocimetry,” Journal of Ship Research, Vol. 48, No. 2, pp. 168-190.
- 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, pp. 200-217, New York.
- Lee, S.J., Paik, B.G., Yoon, J.H. and Lee, C.M., 2004, “ Three Component Velocity Field Measurements of Propeller Wake Using Stereoscopic PIV Technique,” Experiments in Fluids, Vol. 36, No. 4, pp. 575-585.
- Paik, B.G., Kim, J., Kim, K.Y. and Kim, K.S., 2007, “ Study on the Three Dimensional Flow Characteristics of the Propeller Wake Using PIV Techniques,” Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 44, No. 3, pp. 219-227.
- Paik, B.G., Kim, J., Park, Y.H., Kim, K.S. and

- Kim, K.Y., 2005, " PIV Analysis of Vortical Flow Behind a Rotating Propeller in a Cavitation Tunnel," Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 42, No. 6, pp. 619-630.
- Paik, B.G. and Lee, S.J., 2002, " Velocity Field Measurements of Propeller Wake Using a Phase-averaged PTV Technique," Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 39, No. 3, pp. 41-47.
 - Paik, B.G. and Lee, S.J., 2003, " PIV Velocity Field Measurements of Flow around a Ship with Rotating Propeller," Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 40, No. 5, pp. 17-25.
 - Paik, B.G. and Lee, S.J., 2004,, " PIV Velocity Field Analysis of Inflow ahead of a Rotating Marine Propeller," Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 41, No. 4, pp. 30-37.



< 김 경 열 > < 백 부 근 > < 안 종 우 >