

# VIC(Vortex In Cell) 방법을 이용한 순간 출발하는 프로펠러 주위의 점성유동 해석

이준혁<sup>1</sup>·김유철<sup>2</sup>·이윤모<sup>3</sup>·서정천<sup>4,†</sup>  
서울대학교 산업·조선공학부<sup>1</sup>  
한국해양연구원 해양시스템안전연구소<sup>2</sup>  
현대중공업 선박해양연구소<sup>3</sup>  
서울대학교 조선해양공학과/해양시스템공학연구소<sup>4</sup>

## Analysis of Viscous Flow Around an Impulsively Started Marine Propeller Using VIC(Vortex In Cell) Method

Jun-Hyeok Lee<sup>1</sup>·Yoo-Chul Kim<sup>2</sup>·Youn-Mo Lee<sup>3</sup>·Jung-Chun Suh<sup>4,†</sup>  
Department of Industrial Engineering and Naval Architecture, Seoul National University<sup>1</sup>  
Maritime & Ocean Engineering Research Institute, KORDI<sup>2</sup>  
Hyundai Heavy Industry Co., Ltd., HMR<sup>3</sup>  
Department of Naval Architecture & Ocean Engineering / Research Institute of Marine System Engineering, Seoul National University<sup>4</sup>

### Abstract

The 3-D unsteady viscous flow around an impulsively started rotating marine propeller is simulated using VIC(Vortex-In-Cell) method which is adequate to analyze the strong vortical flow around complicatedly-shaped body. The computational procedure is governed by the vorticity transport equation in Lagrangian form. In order to solve the equation, a regular grid which is independent to the shape of a body is introduced and each term of the equation is evaluated numerically on the grid by applying immersed boundary concept. In this paper, the overall algorithm including the formulation of governing equations and boundary conditions is described and some computational results are presented with discussing their physical validity.

**Keywords** : Marine propeller(박용 프로펠러), Viscous flow(점성 유동), Vortex particle method(보오텍스 입자법), Vortex-in-cell method(보오텍스 인 셀 방법), Immersed boundary method(가상경계법), Panel method(패널법)

## 1. 서론

보오텍스 인 셀(Vortex-In-Cell, 이하 VIC) 방법은 점성유동 해석을 위한 수치적 기법의 한 가지로서 라그랑지안 보오텍스 방법(Lagrangian Vortex Method)을 기반으로 한다. Chorin(1973)이 제안한 라그랑지안 보오텍스 방법은 그 명칭에서 알 수 있듯이 와도라는 물리량의 변화를 라그랑지안 관점에서 다루는 방법으로, 유동장을 와도 입자로 이산화하여 표현하고, Navier-Stokes 방정식에 컬(curl)을 취하여 얻은 와도이송방정식을 각 입자에 적용하여 와도의 생성, 확산, 이송 과정을 추적해나간다. 보오텍스 방법은 1990년대에 들어 Gresho(1991), Suh and Kim(1999) 등의 속도-와도 정식화에 대한 연구, Wu, et al.(1993, 1994), Koumoutsakos(1994) 등에 의한 와도 기저 방법에서의 경계조건에 대한 연구 등에 힘입어 그 이론적 기반을 보다 공고히 하였다. 또한 입자법 계산 시 발생하는 N-body 문제의 해결을 위한 가속

화 알고리즘의 적용(Greengard & Rokhlin, 1987)이 이루어졌으며, 레이놀즈수의 증가와 3차원 유동해석으로의 확장 연구 등이 주로 간단한 물체들을 대상으로 적용되어 왔다(Koumoutsakos & Leonard, 1995 ; Cottet & Koumoutsakos, 2000 ; Ploumhans, et al., 2002). 최근 전산해석 병렬처리의 도입과 LES 기법의 접목 등 효율적이고 정도 높은 계산을 위한 연구가 활발히 진행되고 있다.

라그랑지안 보오텍스 방법 대비 VIC 방법의 의의는 와도가 유기하는 입자의 이송 속도를 구하는 알고리즘을 개선한 데에 있다. 기존에는 와도가 유기하는 속도를 구하기 위해 와도 입자 전체에 대한 Biot-Savart 적분이 필요했다. 하지만 VIC 방법에서는 물체에 관계없이 가상경계법(Immersed Boundary Method) 개념의 정규격자를 도입하고 와도 입자를 격자점에 삽입하여, 유량함수와 와도 간의 푸아송 방정식을 FFT를 통해 풀어냄으로써 계산시간의 단축을 도모하였다(Cottet & Poncet, 2004 ; Lee, 2009).

타 점성유동해석 기법과 비교하여 VIC 방법의 장점은 크게 두 가지로 요약할 수 있다. 물체의 형상을 따르는 격자의 생성

이 필요 없고 Navier–Stokes 방정식의 오일러리안 이산화 과정에서 오차로 나타나는 비선형 대류항의 수치 확산 현상을 완화할 수 있는 라그랑지안 기법이라는 것과 와도를 기저로 한다는 점이다. 이러한 특징은 프로펠러와 같은 물체 주위의 유동을 해석하기에 큰 이점으로 작용한다. 프로펠러의 복잡한 기하학적 형상과 강한 와류를 동반하는 주위 유동 특성 때문이다.

따라서 본 논문에서는 순간 출발하는 프로펠러 주위의 점성 유동 해석을 위한 VIC 방법의 알고리즘을 기술하였고, 이를 이용한 수치해석 결과를 상용 CFD 코드인 Fluent의 결과와 비교하면서 본 연구의 물리적인 타당성을 검증하였다.

## 2. 지배방정식과 경계조건

### 2.1. 지배방정식

본 연구에서 지배방정식은 크게 세 가지로 나누어볼 수 있다. 와도 이송 방정식, 속도-와도 관계식, 유량함수와 와도의 푸아송 방정식이 그것이다. 비압축성 유체와 물체력이 존재하지 않는다는 가정 하에 3차원 비정상 유동의 Navier–Stokes 방정식은 식 (1)과 같다.

$$\frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + \nabla \left( \frac{p}{\rho} + \frac{1}{2} \vec{u} \cdot \vec{u} \right) = \vec{u} \times \vec{\omega} - \nabla \times \mu \vec{\omega} \quad (1)$$

식 (1)에 curl을 취하여 정리한 후 라그랑지안 형식으로 표현하면 식 (2)와 같은 와도 이송 방정식을 얻게 된다.

$$\frac{d\vec{\omega}}{dt} = \vec{\omega} \cdot \nabla \vec{u} + \nu \nabla^2 \vec{\omega} \quad (2)$$

위 식은 와도의 시간 변화율이 신축에 의한 와도의 변화량과 확산에 의한 와도의 변화량의 합으로 표현된다는 것이다. VIC 방법의 전체 알고리즘은 위 식 (2)에 의해 지배적으로 구성된다.

다음으로 속도-와도 관계식이 있다. 수치해석을 통해 구해지는 속도는 성분에 따라 식 (3)과 같이 유입류  $\vec{U}_\infty$ , 포텐셜 교란에 의한 속도인  $\vec{u}_\phi$ , 와도가 유기하는 속도인  $\vec{u}_\omega$ 의 세 가지로 나눌 수 있다.

$$\vec{u} = \vec{U}_\infty + \vec{u}_\phi + \vec{u}_\omega \quad (3)$$

우변에서 유입류를 제외한 각각의 속도 성분을 구하기 위해, Green 함수  $G$ 를 도입하고  $\vec{u} \times \nabla G$ 에 대해 발산 정리를 적용한 후 벡터 항등식을 이용해 정리하면 식 (4)와 같은 속도와 와도의 관계식을 얻게 된다(Kim, 2003).

$$\vec{u} = \frac{1}{4\pi} \oint_S [(\vec{n} \times \vec{u}) \times \nabla G + (\vec{n} \cdot \vec{u}) \nabla G] dS - \frac{1}{4\pi} \oint_V [\vec{\omega} \times \nabla G] dV \quad (4)$$

이 때 식 (4)의 첫 번째 적분 항은  $\vec{u}_\phi$ 에 해당하고 패널법을 통해 계산할 수 있다. 두 번째 적분 항은  $\vec{u}_\omega$ 에 해당하는 와도가 유기하는 회전성분의 속도이며 Biot–Savart 적분으로서 많은 계산량을 필요로 한다. 따라서 VIC 방법에서는 이 회전성분의 속도를 계산할 때 적분을 수행하는 대신 유량함수와 와도의 푸아송 방정식을 도입한다. 회전성분의 속도에 대한 유량함수를  $\vec{\psi}$ 라 하면 연속방정식으로부터 식 (5)와 같은 유량함수와 와도에 대한 푸아송 방정식을 유도할 수 있다.

$$\nabla^2 \vec{\psi} = -\vec{\omega} \quad (5)$$

식 (5)는 물체와 무관한 정규격자 상에 삽간된 와도 값으로부터 FFT를 통해 유량함수를 계산함으로써 풀 수 있다. 이 유량함수를 다시 공간 상에서 차분하면 회전성분의 속도인  $\vec{u}_\omega$ 를 얻을 수 있다(Cottet, et al., 2003).

### 2.2. 경계조건

먼저 운동학적 경계조건은 물체 표면에서의 속도에 대한 것으로서 일반적으로 알려진 점착조건에 해당한다. 프로펠러는 병진운동과 회전운동을 함께 하므로 물체 표면의 속도에 이를 모두 고려해주면 점착조건은 식 (6)과 같이 정리할 수 있다.

$$\frac{\partial \phi}{\partial n} = -\vec{n} \cdot [\vec{U}_\infty + (\pi U_\infty / J) \vec{e}_\theta + \vec{u}_\theta] \quad (6)$$

여기서 괄호 안의  $J$ 는 프로펠러의 전진비,  $\vec{e}_\theta$ 는 회전방향에 대한 단위접선벡터를 의미한다.

한편 본 방법의 지배방정식인 와도 이송 방정식이 Navier–Stokes 방정식에 curl을 취해 구함으로써 추가적인 경계조건을 필요로 하게 되는데 이것이 곧 동역학적 경계조건이다. 이 조건은 물리적으로 경계면에서의 힘의 평형에 대한 의미를 지니며 표면 와도 분출량을 정하기 위해 사용된다. 이 경계조건은 Navier–Stokes 방정식에 법선 벡터를 외적하여 식 (7)처럼 얻는다. 이 때  $\vec{q}$ 는 유체의 속도이고  $\vec{s}$ 는 물체 표면에서의 단위 접선벡터이다.

$$\nu \frac{\partial \vec{\omega}}{\partial n} = \vec{s} \cdot \frac{\partial \vec{q}}{\partial t} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial s} \quad (7)$$

Koumoutsakos, et al.(1994) 는 위 식에서 우변의 압력구배항은 표면에서의 슬립 속도를 통해 구할 수 있다고 밝혔으며, 이에 의해 표면 와도 분출량은 식 (8)과 같이 다시 정의한다.

$$\nu \frac{\partial \omega}{\partial n} = \frac{\Delta \gamma}{\Delta t} = \frac{n \times u_s}{\Delta t} \quad (8)$$

여기서  $\vec{u}_s$  는 물체 표면에 존재하는 슬립속도를 의미한다. 슬립속도의 계산은 패널법을 이용하는데 이에 대한 언급은 다음 장에 기술한다.

### 3. 알고리즘

앞서의 지배방정식과 경계조건을 이용하여 프로펠러 주위의 점성유동해석에 VIC방법을 적용하는 알고리즘은 Fig. 1과 같다.

가장 먼저 해석하고자 하는 대상에 대한 기하학적 정보와 계산 조건 등을 입력한다. 다음으로 전체 유동장에 와도 입자를 식 (9)과 같이 이산화하여 분포시킨다.

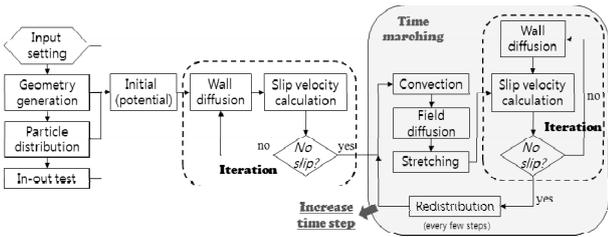


Fig. 1 The algorithm of 3D VIC method

$$\vec{\omega}(x, t) = \sum_{i=1}^N \zeta_i (\vec{x} - \vec{x}_i) \vec{\alpha}_i \quad (9)$$

여기서  $N$ 은 와도 입자의 개수,  $\zeta_i$ 는 분포함수,  $\vec{x}_i$ 는 입자의 위치,  $\vec{\alpha}_i$ 는 와도의 세기를 뜻한다. 이산화된 입자들은 시간 전진 개념에 의해 어떠한 세기의 와도를 지니고 이송, 확산, 신축의 각각 분리된 과정을 거쳐 유동장을 표현하게 된다. 이 때 분포된 입자들이 프로펠러의 내부에 있는지를 판별하기 위해 In-out test를 수행한다. 기본적으로 물체 표면의 법선벡터와 표면에서 입자에 이르는 위치벡터의 내적으로써 물체와 입자의 상대적 위치를 판단하였다. 이 원리를 도시하면 Fig. 2와 같다.

그러나 프로펠러 날개와 같이 오목 볼록면이 함께 존재하는 물체에 대해서는 위 방법만으로는 In-out test의 결과를 충분히 신뢰할 수 없다. 따라서 프로펠러 날개에 대해서는 다음과 같은 ray test를 이용한다. Ray test는 임의의 점에서 물체 외부에 고정된 한 점을 이은 직선과 물체와의 교점의 개수를 비교함으로써 In-out test를 수행하는 것이다. 마찬가지로 이 원리를 도시하면 Fig. 3과 같다.

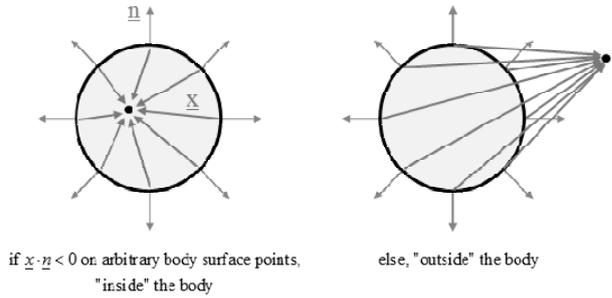


Fig. 2 Conventional in-out test

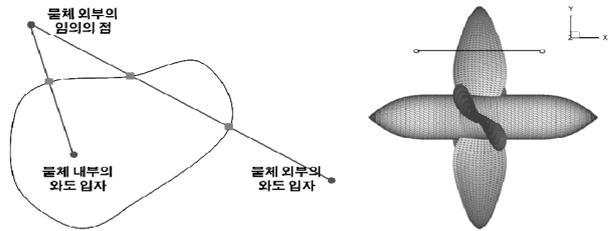


Fig. 3 Ray test for a propeller blade

In-out test를 통해 공간 상의 와도 입자 분포가 완료되었다면, 와도의 본격적인 계산에 앞서 해석하고자 하는 프로펠러에 대해 패널법을 적용하여 전체 유동장에 대한 기초 정보를 얻는다. 이는 식 (8)을 이용한 표면 와도 분출량을 구할 때도 필요하고, 교란 포텐셜에 의한 속도 성분을 얻기 위해서도 필요하다. 다음으로 표면에서의 와도 분출량을 결정하기 위한 반복 계산 과정을 거친다. 앞서 언급하였듯이 식 (8)을 이용하여 물체 표면에서의 슬립속도가 0이 될 때까지 반복 계산을 수행하여 와도 생성량을 결정한다. 이후 와도 입자는 물체 표면으로부터 전달받은 와도 세기를 가지고 유동을 따라 이송과정을 거친다. 이 때 유속은 식 (3)을 적용하고, 시간에 따른 와도의 이송 과정은 2차 Runge-Kutta 방법 또는 Adams-Bashforth 방법을 이용한다. 그리고 입자의 와도 세기를 서로 교환하는 확산항에 대해서는 PSE (Particle Strength Exchange) 방법을 이용한다. (Degond & Mas-Gallic, 1989) PSE 방법을 식 (9)를 이용하여 이산화된 수식으로 표현하면 식 (10)을 얻는다.

$$\frac{d\alpha_i}{dt} = \frac{2\nu}{\sigma^2} \sum_{j=1}^N (V_i \vec{\alpha}_j - V_j \vec{\alpha}_i) \zeta_\sigma(\vec{x}_i - \vec{x}_j) \quad (10)$$

여기서  $V$ 는 와도 입자의 부피에 해당한다. 다음으로 신축항에 대한 계산을 수행한다. 신축항은 식 (2)의 우변 첫째 항으로서, 3차원 와도 성분의 신축, 회전, 뒤틀림 등에 의한 영향을 고려해주는 것이다. 이는 입자가 정규격자 상에 위치하였을 때 격자 상의 속도, 와도 값을 삼간한 후 4차 중심차분으로 직접 수치 미분하여 계산한다.

하나의 시간 단위에 대한 와도의 이송, 확산, 신축의 과정이 모두 끝나면 다시 한 번 더 점착조건을 만족할 때까지 표면 와도

분출량을 변화시켜가며 반복 계산을 수행한다. 이렇게 최종적으로 점착조건을 만족시켰으면 시간 전진을 통해 다음 시간 단위에 서 이전과 동일한 과정의 수치해석을 수행한다. 이 때 일정 시간 간격을 두고 공간 상에 널린 입자를 재배치시킴으로써 와도 입자들 사이의 간섭을 방지한다(Ploumhans & Winckelmans, 2000; Ploumhans, et al., 2002).

### 4. 대상체 및 계산조건

본 수치해석은 순간적으로 회전을 시작하는 프로펠러 주위의 비정상 유동에 대해 적용되었으며, 프로펠러의 제원은 Table 1에 표시하였다. 프로펠러 날개 수를 4개로 선택한 이유는 계산 결과의 대칭성을 보다 쉽게 확인하기 위해서이다.

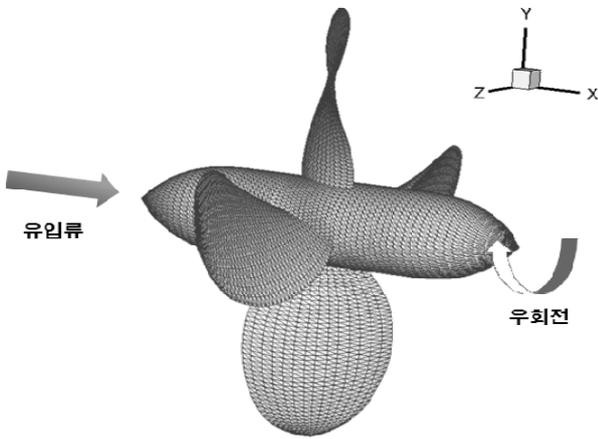


Fig. 4 The surface grid of model propeller

프로펠러 날개와 프로펠러 허브의 격자는 3차 NURBS (Non-Uniform Rational B Splines) 곡면 모델링 방법을 사용하였고, 허브 양쪽 끝 캡 부분의 격자는 Lee (1987)의 논문을 참고하여 생성하였다.

Table 1 The properties of model propeller

Properties	
No. of blades	4
P/D	1.2
Skew (°)	0
Rake ( $t/D$ )	0
Direction of rotation	right-handed

본 수치해석 결과의 타당성을 검증하기 위해 유동해석 상용 툴인 Fluent를 이용하였다. 동일한 대상 프로펠러에 대해 비정규 격자를 생성하고 회전 효과를 위해 sliding mesh 기법을 사용하였다. VIC 방법과 Fluent 적용 시 각각의 계산 조건은 Table 2와 같으며 계산에 사용되는 변수들은 프로펠러의 직경으로 무차원화하였다.

Table 2 Computational conditions

Conditions	VIC method	Fluent
No. of blobs.	1,669,408	-
Surface mesh	16,824	15,298
Time step	0.01	0.01
Grid size	0.015 (blob size)	0.016 (rot.) 0.022 (non-rot.)
Reynolds No.	100	100
Advance ratio	20	20

### 5. 해석 결과

계산속도의 향상을 위하여 VIC 방법의 알고리즘은 병렬화되어 있으며, 대규모 클러스터 시스템을 이용해 계산을 수행하였다. 이에 따라 32개의 프로세서를 사용하여  $t=0.3$ 까지 계산이 진행되었고 소요된 전체 계산시간은 약 90시간이다.

다음에 보이는 일련의 그림들은 VIC 방법을 통한 프로펠러 주위 점성유동 해석 결과이다. Fig. 5와 Fig. 6에서 계산 결과 나타나는 속도벡터와 유선을 도시하였고, Fig. 8 ~ Fig. 11은 YZ 평면에서 본 와도의 세기를, Fig. 12 ~ Fig. 15는 XY 평면에서 본 와도의 세기를 각각 Fluent 결과와 비교하면서 도시하였다.

먼저 Fig. 5의 두 그림은 각각 YZ 평면( $X=0$ )과 XZ 평면( $Y=0$ )에서의 프로펠러 주위 속도 벡터를 나타낸 것이다. Fig. 6은 XY 평면에서 관찰한 프로펠러 주위의 유선을 도시한 것이다.

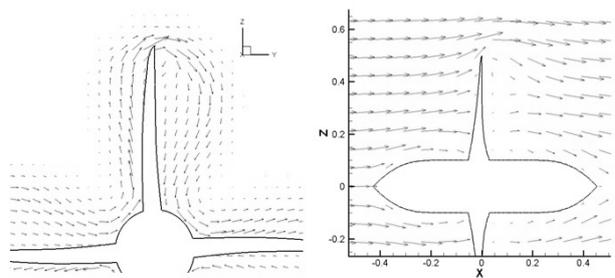


Fig. 5 The velocity field about YZ( $X=0$ ) plane (left) and XZ( $Y=0$ ) plane (right) in VIC method

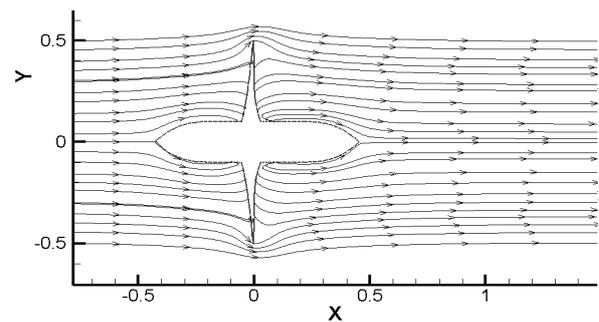


Fig. 6 The streamline around the propeller about XY plane

Fig. 5는 평면 상에 존재하는 각 와도 입자의 위치에서 속도 벡터를 도시한 것으로 점착조건에 의해 물체 표면 근처에서 속도가 거의 없음을 보인다. 특히 Fig. 5의 우측 결과로부터 프로펠러의 허브 끝단과 날개 끝에서 유속이 빠르며 이는 강한 와류를 동반할 것임을 유추할 수 있다. Fig. 5의 좌측 결과는 프로펠러의 회전에 의한 유체의 이동과 함께 날개면이 위치하는 영역보다 프로펠러 날개의 앞날 및 뒷날 근방에서 속도 벡터의 크기가 더 큰 것을 확인할 수 있다. Fig. 6에서는 프로펠러를 지나가는 유선이 하류 방향으로 매끄럽게 이어지는 것을 확인할 수 있고 프로펠러의 피치에 의해 날개 주변에서 유선이 휘어져 있음을 볼 수 있다.

Fig. 7은 Fig. 8 ~ Fig. 11 결과의 관찰영역에 대한 위치를 보여준다. 앞서 언급했듯 Fig. 8 ~ Fig. 11은 YZ 평면에서의 와도값의 변화를 VIC 방법과 Fluent 각각에 대해 비교한 내용이다. 이때 X의 위치는 0.15와 0.195 두 가지를 택하였는데, 이는 프로펠러 날개를 지나친 유동이 하류로 갈수록 어떻게 발달하는지를 확인하기 위함이다.

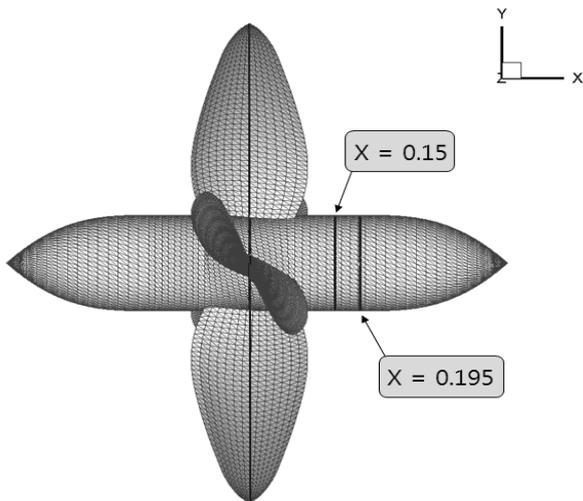


Fig. 7 The location of X=0.15 and X=0.195

Fig. 8과 Fig. 9는 각각 VIC 방법과 Fluent를 이용한 계산에서  $t=0.1$ 일 때  $X=0.15$  위치에서 YZ 평면의 프로펠러 주위 와도의 크기를 도시한 것이다. Fig. 8과 Fig. 9의 비교를 통해 VIC 방법과 Fluent를 이용한 프로펠러 주위의 유동해석 결과가 등와도선도의 분포 경향과 와도값 등을 비교했을 때 거의 유사하게 나옴을 확인할 수 있다. 다만 VIC 방법의 결과에서 물체 근처에서는 와도가 더 세지만 물체에서 멀어질수록 와도의 확산이 덜 일어났음을 알 수 있는데, 그 이유는 크게 다음의 두 가지로 판단된다. 첫째, VIC 방법이 입자법이라는 특성 상 계산시간의 단축을 위해 와도의 세기가 너무 작은 입자는 삭제하고 여기서 잃게 되는 와도 세기 양만큼을 전체 와도장에 나누어주는데, 이에 따라 전체적으로 와도의 세기가 약간 강조되어 표현되는 경향이 생길 수 있다. 둘째, 와도를 직접적으로 나타내는 VIC 방법과 속도를 미분하여 와도를 구하여야 하는 Fluent 방식의 차이에 의해 결과가 조금 달리 표현될 수 있다.

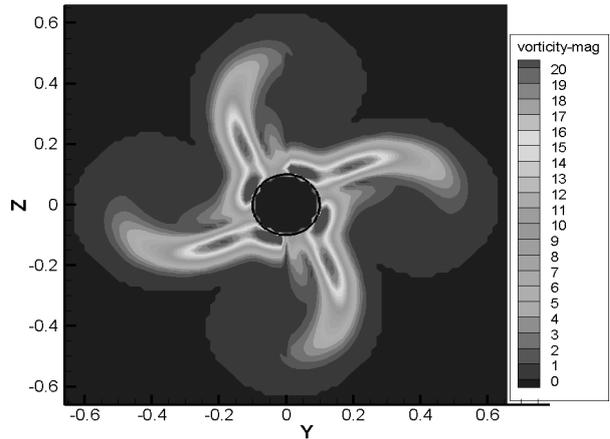


Fig. 8 The vorticity magnitude about XZ plane ( $X=0.15$ ) in VIC method

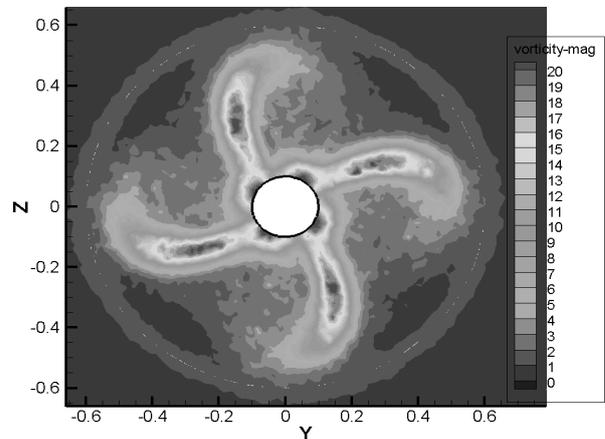


Fig. 9 The vorticity magnitude about YZ plane ( $X=0.15$ ) in fluent

Fig. 10와 Fig. 11은  $t=0.1$ 일 때  $X=0.195$  위치에서 YZ 평면의 와도의 크기를 나타낸 것이다.

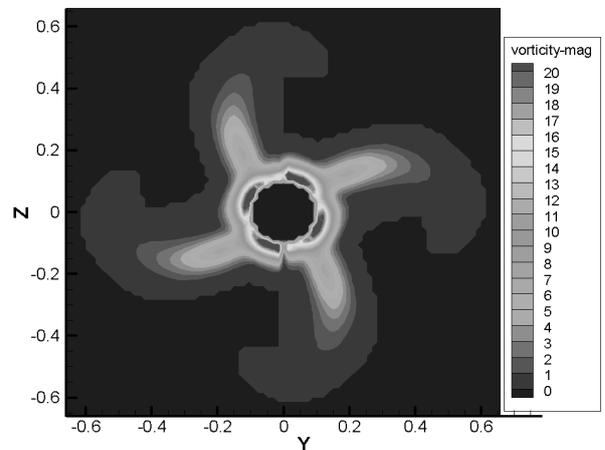


Fig. 10 The vorticity magnitude about YZ plane ( $X=0.195$ ) in VIC method

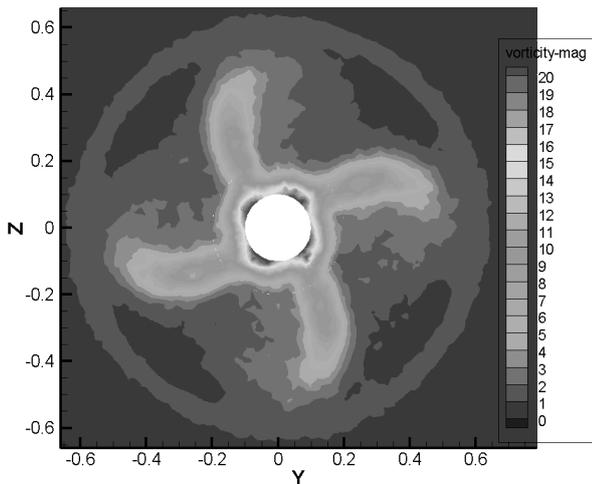


Fig. 11 The vorticity magnitude about YZ plane (X=0.195) in fluent

Fig. 10과 Fig. 11에서도 Fig. 8과 Fig. 9의 비교 결과와 마찬가지로 등와도선도의 분포 경향과 와도의 세기가 VIC 방법과 Fluent에서 아주 유사함을 알 수 있다. 이 결과에서도 역시 VIC 방법과 Fluent 결과 간 유체장 내 물체 표면과의 상대적인 거리에 따른 와도 확산량의 차이가 존재함을 확인할 수 있다. 한편 Fig. 8과 Fig. 10을 비교했을 때 하류 방향으로 와도 세기의 확산이 서서히 일어나고 있음이 확인된다. 이는 등와도선도를 통해서도 알 수 있으며, X=0.195 평면에서의 최대 와도 세기 또한 X=0.15 평면 위치 대비 약 80%임을 확인하였다.

다음으로 Fig. 12와 Fig. 13은 각각 VIC 방법과 Fluent에서 t=0.1 일 때 XY평면 (Z=0)에서 전체 유동장의 Z방향 와도를 나타낸 것이다. XY 평면에서 본 등와도선도의 양상 또한 VIC 방법과 Fluent에서 굉장히 유사한 결과를 나타낸다.

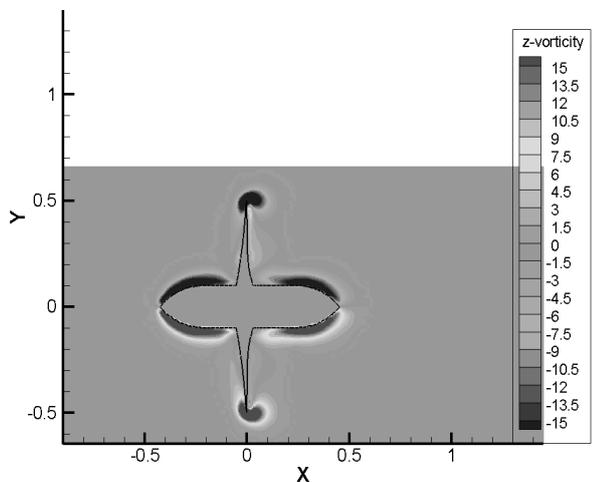


Fig. 12 The Z-dir. vorticity about XY plane (Z=0) at t=0.1 in VIC method

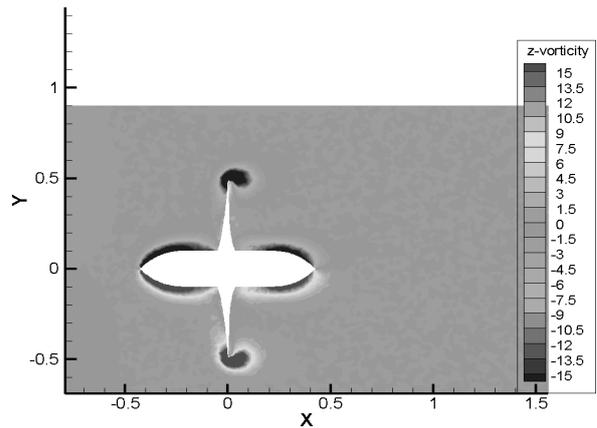


Fig. 13 The Z-dir. vorticity about XY plane (Z=0) at t=0.1 in fluent

## 6. 결론

본 연구를 통해 순간 출발하는 프로펠러 주위의 비정상 점성유동해석에 VIC 방법을 적용하고 Fluent의 결과와 비교·검증함으로써 VIC 방법의 결과가 타당함을 확인할 수 있었다. 한편 본 논문에서 보인 계산 결과는 낮은 레이놀즈수와 높은 전진비의 프로펠러에 대한 것임에도 계산에 꽤 많은 시간이 소요된다. 따라서 향후 계산시간을 단축하기 위한 효율적인 알고리즘에 대한 연구가 꾸준히 진행된다면 보다 높은 레이놀즈수 환경과 난류 모델의 적용 등 발전적인 성과가 있으리라 기대한다. 더불어 입자법에서 발생할 수 있는 수치오차 문제를 해결하기 위한 연구가 보완되어야 할 것이다.

## 후기

본 연구는 지식경제부 산업원천기술개발사업인 ‘친환경 추진기 캐비테이션 성능 제어기술 개발(10033662)’, 한국해양수산기술진흥원 수산특정연구개발사업인 ‘연근해 어선용 표준형 추진기 개발’ 연구 결과의 일부이며 지원에 감사드립니다.

## 참고 문헌

- Chorin, A.J., 1973. Numerical study of slightly viscous flow. *Journal of Fluid Mechanics*, 57(4), 785–796.
- Cottet, G.H. & Koumoutsakos, P., 2000. *Vortex Methods: Theory and Practice*. Cambridge University Press: Cambridge.
- Cottet, G.H. & Poncet, P., 2004. Advances in Direct Numerical Simulations of 3D Wall-Bounded Flows by Vortex-in-Cell Methods. *Journal of Computational Physics*, 193(1), 136–158.

- Cottet, G.H. Jiroveanu, D. & Michaux, B., 2003. Vorticity Dynamics and Turbulence Models for Large-Eddy Simulations. *Mathematical Modelling and Numerical Analysis*, 37(1), 187-207.
- Cocle, R. Winckelmans, G. & Daeninck, G., 2007. Combining the vortex-in-cell and parallel fast multipole methods for efficient domain decomposition simulations. *Journal of Computational Physics*, 227(21), 9091-9120.
- Degond, P. & Mas-Gallic, S., 1989. The Weighted Particle Method for Convection Diffusion Equation, Part I: The Case of an Isotropic Viscosity, Part II: The Anisotropic Case. *Mathematics of Computation*, 53(188), 485-507.
- Greengard, L. & Rokhlin, V., 1987. A Fast Algorithm for Particle Simulations. *Journal of Computational Physics*, 73(2), 325-348.
- Gresho, P.M., 1991. Incompressible Fluid Dynamics: Some Fundamental Formulation Issues. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 23, 413-453.
- Koumoutsakos, P.D. & Leonard, A., 1995. High resolution simulations of the flow around an impulsively started cylinder using vortex methods. *Journal of Fluid Mechanics*, 296, 1-38.
- Koumoutsakos, P.D. Leonard, A. & Pepin, F.M., 1994. Boundary Conditions for Viscous Vortex Methods. *Journal of Computational Physics*, 113(1), 52-61.
- Kim, K.S., 2003. *A Vorticity-Velocity-Pressure Formulation for Numerical Solutions of the Incompressible Navier-Stokes Equations*. Ph.D. Seoul National University.
- Lee, J.T., 1987. *A Potential Based Panel Method for Analysis of Marine Propellers in Steady Flow*. Ph.D. Massachusetts Institute of Technology.
- Lee, K.J., 2009. *An Immersed Boundary Vortex-in-Cell Method Combined with a Panel Method for Incompressible Viscous Flow Analysis*. Ph.D. Seoul National University.
- Ploumhans, P. & Winckelmans, G.S., 2000. Vortex methods for high-resolution simulations of viscous flow past bluff bodies of general geometry. *Journal of Computational Physics*, 165(2), 354-406.
- Ploumhans, P. et al., 2002. Vortex Methods for Direct Numerical Simulation of Three Dimensional Bluff Body Flows: Application to the Sphere at Re=300, 500 and 1000. *Journal of Computational Physics*, 178(2), 427-463.
- Suh, J.C. & Kim, K.S., 1999. A Vorticity-Velocity Formulation for Solving the Two-Dimensional Navier-Stokes Equations. *Fluid Dynamics Research*, 25(4), 195-216.
- Wu, J.Z. & Wu, J.M., 1993. Interactions Between a Solid Surface and Viscous Compressible Flow Field. *Journal of Fluid Mechanics*, 254, 183-211.
- Wu, J.Z. Wu, X.H. Ma, H.Y. & Wu, J.M., 1994. Dynamic Vorticity Condition: Theoretical Analysis and Numerical Implementation. *International Journal for Numerical Methods In Fluids*, 19(10), 905-938.

