

3차원 비틀어진 날개 주위의 비정상 공동 유동에 대한 수치적 연구

박 선 호,¹ 이 신 형^{*2}

NUMERICAL INVESTIGATION OF UNSTEADY CAVITATING FLOW ON A THREE-DIMENSIONAL TWISTED HYDROFOIL

Sunho Park¹ and Shin Hyung Rhee^{*2}

Unsteady sheet cavitation on a three-dimensional twisted hydrofoil was studied using an unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes equations solver based on a cell-centered finite volume method. As a verification test of the computational method, non-cavitating and cavitating flows over a modified NACA66 foil section were simulated and validated against existing experimental data. The numerical uncertainties of forces and pressure were evaluated for three levels of mesh resolution. The computed pressure on the foil and the cavity shedding behavior were validated by comparing with existing experimental data. The cavity shedding dynamics by re-entrant jets from the end and sides of the cavity were investigated.

Key Words : 공동 현상(Cavitation), 비틀어진 날개(Twisted Hydrofoil), 공동 방출(Cavity Shedding), 공동모델(Cavitation Model), 전산유체역학(CFD)

1. 서 론

공동현상은 액체의 압력이 증기압 이하로 떨어질 때 액체상이 기체상으로 증발하는 현상을 의미한다. 이러한 공동현상은 많은 수중 운동체에서 발생하며, 주로 수중 운동체의 유체동역학적 성능을 악화시키고 유동의 불안정성을 증대시켜 시스템의 진동과 소음을 초래한다. 특히 불안정한 공동 방출(cavity shedding)은 공동의 생성과 붕괴를 거듭하면서 공동 침식(erosive cavitation)을 발생시킨다[1,2]. 수중익에서 발생하는 공동은 전연부의 흡입면에서 유체의 속도가 빨라지면서 압력이 증기압 이하로 내려가는 위치에서 발생한다. 발생한 공동은 후류로 발달되며 유동은 수중익에 재부착(re-attachment)된다. 공동이 끝나는 부분에서는 양의 압력기울기에 의한 상류방향으로의 유동이 발생되며 이러한 유동을 재돌입제트

(re-entrance jet)라고 한다. 재돌입제트는 공동을 불안정하게 만들고 강하게 요동하는 구름형 공동현상(cloud cavitation)을 발생시킨다[3]. 이러한 공동현상은 공동의 발달 및 분리의 과정을 반복하는 공동 방출을 유발시킨다.

공동현상의 이해를 위해 다양한 형태의 공동에 대한 실험적, 수치적 방법에 의한 연구가 이루어졌다[3-13].

Yamaguchi[3]는 구름형 공동현상(cloud cavitation)에 대해, Franc[4]는 얇은층 공동현상(sheet cavitation)에 대해, Brennen[5]는 기포형 공동현상(bubble cavitation)에 대해, Arndt[6]은 와류형 공동현상(vortical cavitation)에 대해 실험적 연구를 수행하였다. 공동에 대한 실험은 주로 시간에 따른 사진 분석 및 압력측정에 의해 이루어졌으며, 최근에는 입자영상속도계(Particle Image Velocimetry)에 의한 접근도 이루어지고 있다[7]. 수치적인 방법은 비점성 유동 기반 유한요소법(boundary element method)[8-10]과 점성 유동 기반 유한체적법(finite volume method)[11-13]을 이용한 연구가 주로 이루어지고 있으며, 최근 하드웨어 및 수치기법의 발달로 유한체적법 기반 수치방법이 많이 진행되고 있다. 유한체적법 기반 수치방법은 액체상과 기체상이 서로 침범하지 않고 같은 속도로 움직이

접수일: 2011년 6월 8일, 수정일: 2011년 9월 1일,
게재확정일: 2011년 9월 2일.

1 정희원, 서울대학교 대학원 조선해양공학과

2 정희원, 서울대학교 조선해양공학과 해양시스템공학연구소

* Corresponding author, E-mail: shr@snu.ac.kr



Fig. 1 Top, side and front view of the 3D twisted hydrofoil

는 균질의 혼합물이라는 가정으로부터 시작되고 이와 같은 가정을 통하여 공동의 발생과 소멸을 모사하고 경계면을 정의하는 별도의 이송방정식, 즉 공동 모델을 필요로 한다. 액체 단상을 고려하고 압력에 따라 밀도가 변화하는 Barotropic 모델과 액체와 기체 각각의 상을 고려하는 이상 균질모델(two phase mixture model)[11-13] 등의 다양한 공동 모델이 개발되어 사용되고 있다. Park and Rhee[14]는 다양한 공동모델에 대해 각각의 특징을 정리하였다.

본 논문에서는 2차원 modified NACA66 날개에서 발생하는 공동에 대해 소스 공개코드인 OpenFOAM에 기반하여 개발된 SNUFOAM-Cavitation을 사용하여 수치해석 연구를 수행하여 수치방법을 정립하고 개발된 코드의 정도를 검토하였다. 정립된 수치기법을 바탕으로 받음각이 스패(span)의 위치에 따라 변화하는 3차원 비틀어진 날개에서 발생하는 비정상 공동 현상에 대해 해석하였고, 실험결과[15]와 비교하였다. 3차원 비틀어진 날개의 계산을 통해 피치변화로 받음각이 변화하는 터빈, 추진기 등의 수중 운동체에서 발생하는 공동현상을 계산하고 이해하는데 유용한 자료를 마련하고자 하였다.

2. 3차원 비틀어진 날개

3차원 비틀어진 날개의 형상은 Fig. 1과 같이 스패중앙을 중심으로 대칭으로 이루어져있다. 날개는 코드(chord) 길이 150mm이고 스패길이는 300mm의 크기를 가진다. 날개단면은 NACA0009으로 이루어져 있으며, 후연은 최소 0.4 mm의 두께를 가진다. 날개는 3차원으로 비틀어져 있으며, 스패위치, y, 에 따른 받음각의 변화는 다음과 같다.

$$\alpha(y) = \alpha_T \left(2 \left| \frac{y}{150} - 1 \right|^3 - 3 \left| \frac{y}{150} - 1 \right|^2 + 1 \right) + \beta \quad (1)$$

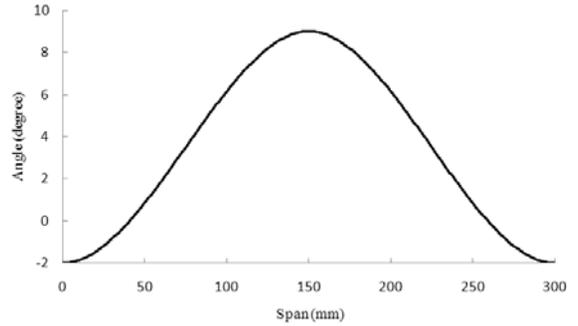


Fig. 2 Span-wise distribution of the angle of attack

여기서, α_T 는 스패중앙에서의 받음각을 나타내고 여기서는 11° 를 의미한다. β 는 날개 전체의 받음각을 의미하고 여기서는 -2° 를 나타한다. 스패의 위치에 따른 날개의 받음각은 Fig. 2에 나와 있다. 스패의 중앙 위치에서 압력이 가장 낮게 발달되고 공동현상이 가장먼저 일어나도록 설계되어 있다.

3차원 비틀어진 날개에 대해서 받음각 및 캐비테이션 수 변화에 따른 공동의 특성에 대해 PIV를 이용한 실험적 연구가 이루어 졌다[7, 15, 16]. 최근에는 공개된 정보를 이용하여 수치적인 연구가 진행되고 있다[17, 18, 19].

Table 1은 공동이 발달하지 않는 유동과 발달하는 유동의 계산조건을 나타낸다. 받음각은 -2° 에서 계산하였으며, 이는 스패의 양 끝에서는 받음각 -2° , 스패의 중앙부에서는 9° 를 의미한다. Reynolds 수는 코드의 길이를 기준으로 1.04×10^6 으로 난류영역에 포함된다. 사용된 캐비테이션 수는 다음과 같이 정의된다.

$$\sigma = \frac{P_{ref} - P_v}{\frac{1}{2} \rho_l U_\infty^2} \quad (2)$$

여기서, P_{ref} 는 출구경계면에 정의된 압력, P_v 는 증기압, U_∞ 는 입구경계면에 정의된 주유동의 속도, ρ_l 은 액체의 밀도를 나타낸다.

Table 1 Test Conditions of the 3D twisted hydrofoil

U_∞ (m/s)	P_{ref} (kPa)	P_v (Pa)	Re ($\times 10^6$)	σ	Angle of Attack (deg.)	Remark
6.97	97	2970	1.04	-	-2	Non-cavitating flow
6.97	29	2970	1.04	1.07	-2	Cavitating flow

3. 계산방법

3.1 지배방정식

속도와 압력을 계산하기 위해 질량 보존 방정식, 운동량 보존 방정식을 고려하였고, 난류를 고려하기 위해 질량 보존 방정식과 운동량 보존 방정식을 시간 평균하였고, 난류모델을 고려하였다.

질량보존 방정식과 운동량 보존 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial \rho_m}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_m \vec{v}_m) = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho_m \vec{v}_m}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_m \vec{v}_m \vec{v}_m) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\tau}) \quad (4)$$

여기서, ρ_m 는 밀도, \vec{v}_m 는 속도벡터를 나타낸다. $\bar{\tau}$ 는 응력 텐서를 나타내고 다음과 같이 표현된다.

$$\bar{\tau} = \mu \left[\left(\nabla \vec{v}_m + \nabla \vec{v}_m^T \right) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{v}_m I \right] \quad (5)$$

여기서, I 는 단위 텐서를 나타낸다. 아래첨자 m 은 혼합류를 의미하고 혼합류에서의 밀도와 점성계수는 다음과 같이 정의된다.

$$\rho_m = \alpha_v \rho_v + \alpha_l \rho_l \quad (6)$$

$$\mu_m = \alpha_v \mu_v + \alpha_l \mu_l \quad (7)$$

여기서, α 는 체적분율을 나타내고, 아래첨자, l 과 v 는 액상과 기상을 의미한다.

운동량 보존 방정식을 시간평균하면 다음과 같이 Reynolds 응력항이 나타난다.

$$-\rho_m \vec{v}_m \vec{v}_m = \mu_t \left[\left(\nabla \vec{v}_m + \nabla \vec{v}_m^T \right) - \frac{2}{3} (\rho k + \mu_t \nabla \cdot \vec{v}_m) I \right] \quad (8)$$

여기서, μ_t 는 난류점성계수를 나타낸다. μ_t 는 Boussinesq 가설에 기반을 둔 standard $k-\epsilon$ 난류 모델을 이용하여 계산하였다. 난류 운동 에너지, k , 와 난류 소산율, ϵ , 은 다음과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho_m k) + \nabla \cdot (\rho_m k \vec{v}_m) &= \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] \\ &+ G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho_m \epsilon) + \nabla \cdot (\rho_m \epsilon \vec{v}_m) &= \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \nabla \epsilon \right] \\ &+ C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{3\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} \end{aligned} \quad (10)$$

여기서, $C_{1\epsilon}$, $C_{1\beta}$, $C_{2\beta}$, C_{μ} , α_ϵ , σ_ϵ 는 0.09, 1.44, 1.92, 1.0, 1.3를 사용하였다. μ_t 는 $\rho_m C_k^2 / \epsilon$ 로 계산되며, 벽면에는 벽함수를 적용하였다.

3.2 공동 모델

본 논문에서는 액체와 기체 두 개의 상을 모두 고려하는 이상균질모델인 Schnerr and Sauer 모델[13]을 공동모델로 사용하였다.

공동의 생성과 소멸을 나타내는 이송방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t} (\alpha_v \rho_v) + \nabla \cdot (\alpha_v \rho_v \vec{v}_m) = R_e + R_c \quad (11)$$

여기서, α 는 기포의 체적분율을 나타낸다. R_e 와 R_c 는 각각 공동의 생성(evaporation)과 소멸(condensation)을 나타낸다. 압력이 증기압보다 낮을 때는 공동이 생성되며 다음과 같이 정의된다.

$$R_e = C_e \frac{\rho_v \rho_l}{\rho_m} \alpha (1 - \alpha) \frac{3}{R} \sqrt{\frac{2}{3} \frac{(P_v - P)}{\rho_l}} \quad (12)$$

압력이 증기압보다 높을 때는 공동이 소멸되며 다음과 같이 정의 된다.

$$R_c = C_c \frac{\rho_v \rho_l}{\rho_m} \alpha (1 - \alpha) \frac{3}{R} \sqrt{\frac{2}{3} \frac{(P - P_v)}{\rho_l}} \quad (13)$$

여기서, C_e , C_c 는 생성과 소멸항의 계수를 나타내며, 각각 1을 사용하였다. R 은 기포의 반지름을 나타내며 다음 식과 같이 계산된다.

$$R = \left(\frac{\alpha_v}{1 - \alpha_v} \frac{3}{4\pi} \frac{1}{n_o} \right)^{1/3} \quad (14)$$

여기서, n_o 는 단위 부피당 nuclei의 수를 나타낸다.

3.3 수치 모델링

질량 보존 방정식, 운동량 보존 방정식, 난류모델 방정식을

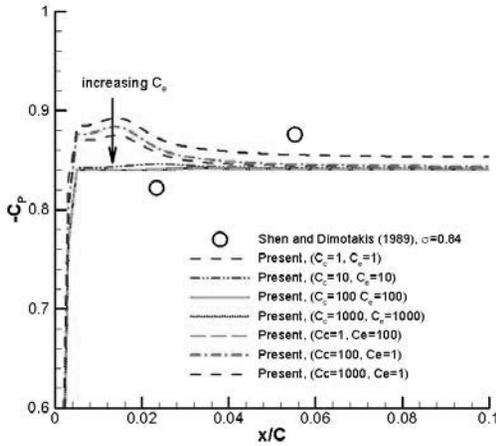


Fig.3 Influence of evaporation and condensation coefficients at the cavity generation

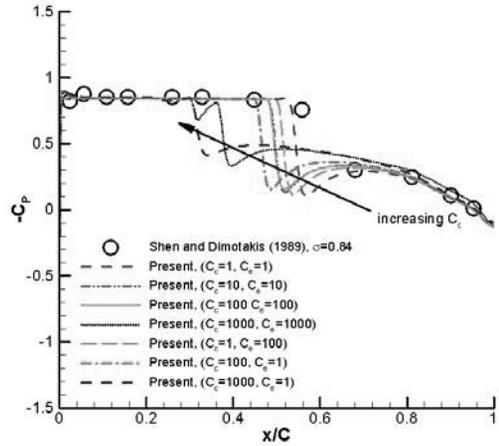


Fig. 4 Influence of evaporation and condensation coefficients at the cavity closure

비압축성 기반 비정상 상태에서 계산하였다. 셀 중심 차분법을 사용하였으며, 속도와 압력의 연성은 PISO 알고리즘을 선택하였다. 대류항은 QUICK 도식으로 차분하였고, 확산항은 2차 중심차분을 사용하였다. 혼합류에 대해서는 상태방정식으로부터 밀도의 변화를 계산하였다. 계산 매트릭스의 수렴성을 증가시키기 위해 Algebraic Multi-Grid (AMG) 방법을 사용하였고, 계산 매트릭스는 Gauss-Seidel 반복 계산법을 이용하였다.

3.4 Modified NACA66 날개의 계산 및 계산조건 검증

선택된 수치 방법, 격자, 경계조건의 타당성을 검증하기 위해 modified NACA66 날개에서 발생하는 공동을 계산하였고, 날개 표면에서의 압력분포에 대해 Shen and Dimotakis[20]의 실험결과와 비교하였다. Shen and Dimotakis[20]는 캐비테이션 수와 받음각을 변화시키면서 날개의 전연과 코드 중심에서 발생하는 공동에 대해 실험하였고, 날개 표면에서의 압력을 계측하여 결과를 공개하였다.

Modified NACA66 날개 주위의 유동은 2차원 문제로 계산하였다. 출구경계조건에는 압력을 제외한 물성치에 대해서는 Neumann 조건을 적용하였고, 압력에 대해서는 Dirichlet 조건을 적용하여 캐비테이션 수의 정의에 사용되는 P_{ref} 를 정의하였다. 출구이외의 영역에는 속도를 Dirichlet 조건으로 적용하였다. 날개의 표면에는 no-slip 조건을 적용하였다. 계산영역은 날개의 길이방향으로는 전연으로부터 5C, 후연으로부터 8C의 크기를 적용하였고, 날개의 수직방향으로는 위, 아래 각각 5C의 크기를 적용하였다. 여기서, C는 날개의 코드 길이를 의미한다.

날개의 코드 방향으로는 170개의 격자를 사용하였고, 날개

의 수직방향과 날개 앞과 뒤에는 각각 50개의 격자를 사용하여 총 27,000개의 셀(cell)로 격자를 구성하였다.

Modified NACA66 날개에서 발생하는 공동은 받음각 및 캐비테이션 수에 따라 전연과 코드의 중앙에서 발생한다. Table 2는 계산조건을 나타낸다. 받음각 4°에서는 전연에서 공동이 발생하는 조건을 나타내고 받음각 1°는 코드의 중앙에서 공동이 발생하는 조건을 나타낸다. Reynolds 수는 코드길이 기준으로 10^6 이상으로 난류영역을 나타낸다.

Fig. 3과 4는 캐비테이션 수 0.84에서 공동의 생성과 소멸을 표현하는 공동모델의 C_e , C_c 계수 변화에 따른 날개 표면에서의 압력 분포를 나타낸다. x축은 코드의 길이로 무차원화된 날개의 길이방향 위치를 나타내고, y축은 무차원화된 압력 분포($C_p = (P - P_{ref}) / \frac{1}{2} \rho U_\infty^2$)를 나타낸다. Fig. 3은 공동이 처음 발생하는 $x/C=0.01$ 부근에서의 결과를 나타낸다. 공동이 처음 발생하는 위치에서는 생성을 나타내는 C_e 계수가 커질수록 압력의 overshoot이 적은 것을 알 수 있다. 공동이 생성되는 위치에서는 C_c 계수보다는 C_e 계수가 영향이 큰 것을 확

Table 2 Test Conditions of modified NACA66

Angle of Attack (deg.)	U_∞ (m/s)	P_{ref} (kPa)	P_r (Pa)	σ	Re ($\times 10^6$)	Remark
4	2.01	4114	2420	0.84	2	L.E. cavitation
4	2.01	4255	2420	0.91	2	
4	2.01	4436	2420	1.00	2	
4	2.01	5969	2420	1.76	2	
1	3.015	3963	2420	0.34	3	Mid- chord cavitation
1	3.015	4144	2420	0.38	3	
1	3.015	4371	2420	0.43	3	

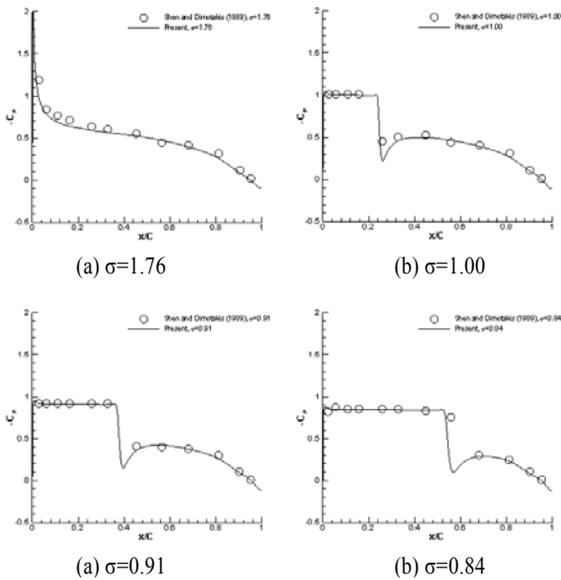


Fig. 5 Pressure coefficient distributions on suction side of the foil with the leading edge cavitation

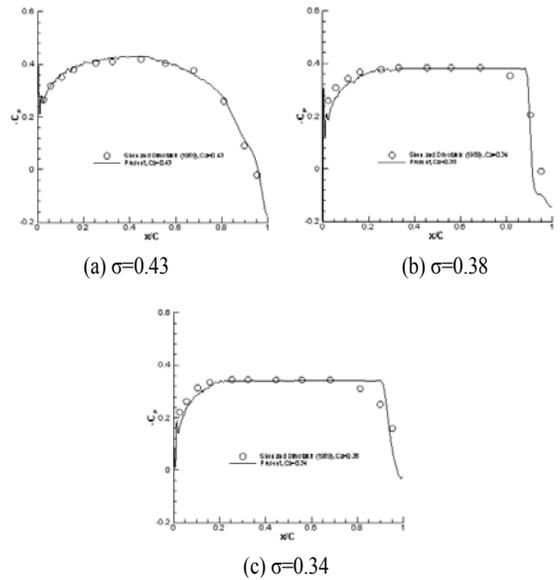


Fig. 7 Pressure coefficient distributions on suction side of the foil with the mid-chord cavitation

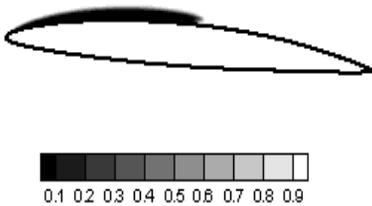


Fig. 6 Vapor volume fraction contours at $\alpha=4^\circ$, $\sigma=0.84$

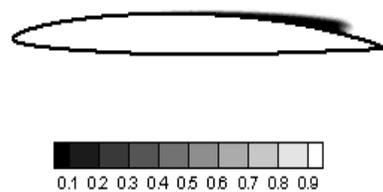


Fig. 8 Vapor volume fractions contours at $\alpha=1^\circ$, $\sigma=0.34$

인할 수 있다. Fig. 4를 보면 C_c 가 커질수록 공동이 빨리 소멸 되기 때문에 공동의 길이가 작아지는 것을 확인할 수 있다. 공동이 소멸되는 위치에서는 생성되는 위치와는 반대로 C_c 계수보다는 C_s 계수의 영향이 큰 것을 알 수 있다. 따라서, 본 계산에서는 계수 C_s 와 C_c 에 대해서 실험결과와 가장 유사한 $C_s=1$, $C_c=1$ 을 사용하였다.

Fig. 5는 받음각 4° 에서 날개 전연에서 발생하는 공동에 대해 흡입면에서의 압력분포를 실험결과와 비교하였다. 캐비테이션 수 1.76은 공동이 발생되지 않는 유동을 나타내고, 캐비테이션 수 1.00, 0.91, 0.84는 공동이 발생하는 유동을 나타낸다. 공동이 소멸되는 위치와 표면에서의 압력분포가 실험과 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 6은 받음각 4° , 캐비테이션 수 0.84에서 날개 전연에서 발생하는 공동의 분포를 나타낸다.

Fig. 7은 받음각 1° 에서 날개의 코드 중앙에서 발생하는 공동에 대해 흡입면에서의 압력분포를 실험결과와 비교하였다. 캐비테이션 수 0.43은 공동이 발생되지 않는 유동을 나타내고, 캐비테이션 수 0.38, 0.34는 공동이 발생하는 유동을 나타낸다. 공동이 소멸되는 위치와 표면에서의 압력분포가 실험과 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다. 결과로부터, 선정된 공동 모델과 계수는 전연과 코드의 중심에서 발생하는 공동을 잘 예측하는 것을 알 수 있다. Fig. 8은 받음각 1° , 캐비테이션 수 0.34에서 날개 코드 중앙에서 발생하는 공동의 분포를 나타낸다.

4. 3차원 비틀어진 날개 수치결과

3차원 비틀어진 날개에 대하여 수치해석을 하였고, 실험결

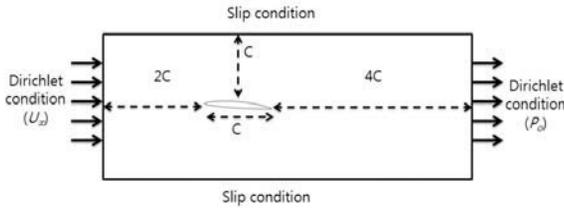


Fig. 9 Boundary condition and domain extent

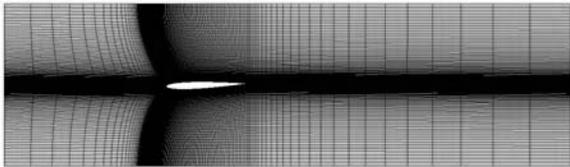


Fig. 10 Meshes of computational domain

과[7, 15, 16]와 비교하였다. 실험은 Delft 대학의 캐비테이션 터널에서 이루어졌으며, 터널의 크기는 관측부의 길이가 0.6m 이고 단면의 크기는 가로×세로가 0.3m×0.3m이다. 모형은 스펠중양을 중심으로 날개가 대칭이기 때문에 절반만 제작하였다. 본 계산에서도 모형시험과 동일하게 날개의 절반만 모델링하여 계산하였으며, 계산영역의 크기는 캐비테이션 터널의 크기와 동일하게 설정하였다. 날개의 코드방향 길이와 스펠방향 길이는 각각 1C가 되며, 여기서 C는 날개의 코드방향 길이를 나타낸다. 상하 수직방향으로는 각각 C로 터널의 단면 크기와 같이 설정하였고 전연 앞에는 2C, 후연 뒤에는 4C의 크기로 계산영역은 Fig. 9와 같이 설정하였다.

입구 경계면에는 Fig. 9와 같이 속도를 Dirichlet 조건으로 설정하였고, 출구 경계면에는 P_{ref} 에 해당하는 압력을 Dirichlet 조건으로 설정하였고, 압력이외의 물성치에 대해서는 Neumann 조건으로 설정하였다. 날개 표면은 no-slip 조건을 설정하였다. 터널의 벽면은 좌우 대칭조건을 주어 계산하였다.

Fig. 10은 계산에 사용된 격자계를 나타낸다. 정렬 격자계를 사용하였으며, 날개의 코드방향, 스펠방향, 수직방향으로 각각 70×50×30, 99×71×42, 140×100×60개의 격자를 구성하여 격자민감도를 검토하였다. 격자계를 구성하는 총 격자 개수는 각각 50, 140, 400만개로 Table 3과 같다. 전연에서 격

Table 3 Number of mesh

	chord	span	normal	total (million)
coarse	70	50	30	0.5
medium	99	71	42	1.4
fine	140	100	60	4.0

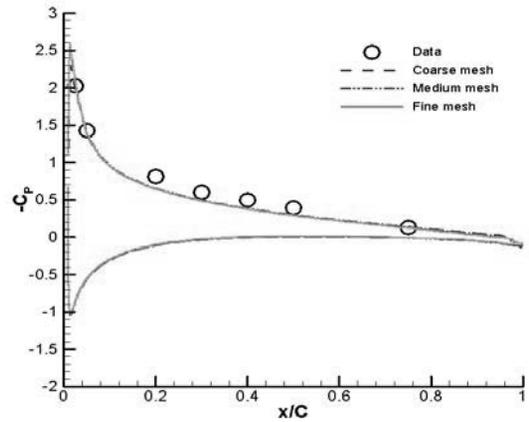


Fig. 11 Pressure coefficient distributions at the mid-span section of the foil in non-cavitating flow

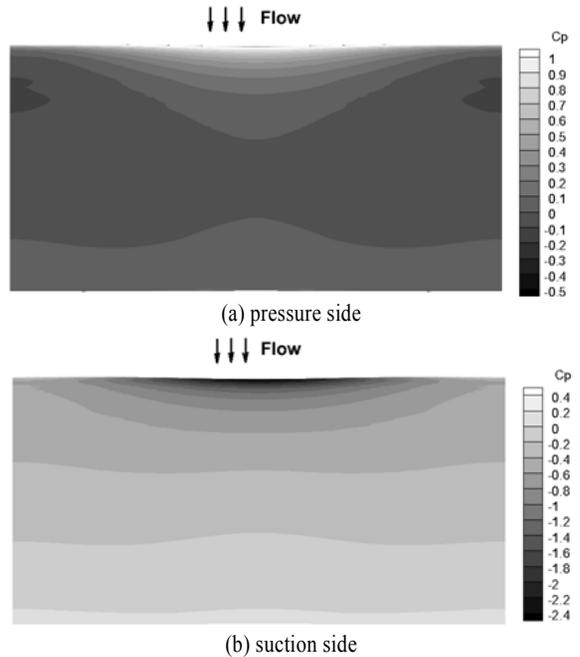


Fig. 12 Pressure coefficient distributions on pressure and suction side

자가 표면에 수직하게 작성되도록 Fig. 10과 같이 작성하였다.

Fig. 11은 스펠중양에서의 흡입면 압력분포를 나타낸다. 실험결과와 잘 일치하는 것을 확인할 수 있으며, 공동이 발달하지 않는 유동에서는 격자에 민감하지 않고 거의 일치하는 압력결과를 얻는 것을 알 수 있다. Fig. 12는 압력면과 흡입면에서의 압력분포를 나타낸다. 유동은 위에서 아래로 흐르고 스

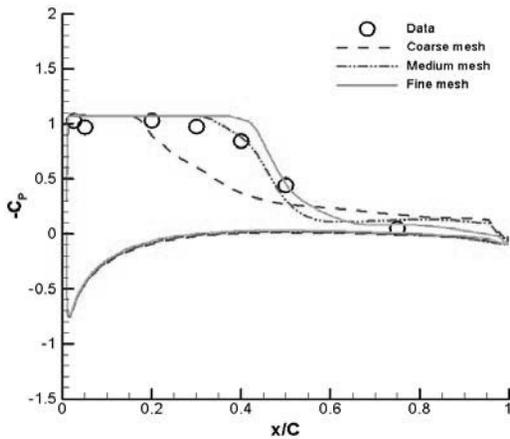


Fig. 13 Pressure coefficient distributions at the mid-span section of the foil in cavitating flow

팬 중앙부에서 압력면의 압력이 가장 높고 흡입면의 압력이 가장 낮게 계산되었다. 공동이 발달한다면 스펠 중앙부의 흡입면에서부터 발달할 것으로 예측할 수 있다.

공동이 발달하지 않은 유동장 결과를 기반으로 공동 계산을 하였다. 캐비테이션 수를 점차 낮추면서 계산을 안정적으로 수렴시키는 방법을 사용하였다. 계산은 모든 물리량의 residual이 10^{-4} 이하로 감소되면 시간을 증가시키면서 하였다.

Fig. 13은 스펠중앙 위치에서의 압력분포를 나타낸다. 압력 분포는 공동의 방출로 인해 시간 평균한 값을 사용하였다. 성긴격자에서는 공동의 크기를 잘못 예측하고 있으며, 중간 격자 이상에서는 실험값과 거의 일치하였다. 가장 조밀한 격자는 실험값과 잘 일치하였기 때문에 날개 주위의 유동장 정보는 조밀한 격자에 대한 계산 결과를 분석하였다

Fig. 14는 공동 방출의 한 주기에 대해 흡입면 위에서 바라본 계산결과(좌)와 실험결과(우)를 보여준다. 계산결과와 공동 형상은 기포의 볼륨비가 0.1인 값을 나타낸다. Phase 1은 공동이 날개의 표면에서 가장 크게 발달되었을 때의 형상을 나타낸다. 실험에서는 공동의 표면과 끝 부분에서 기포형 공동이 발생하는 것을 알 수 있다. 공동의 끝부분에서는 압력기울기의 변화로 재돌입제트가 주유동의 반대방향으로 생기게 된다. 2차원 공동과 다른 점은 스펠방향의 받음각 변화로 인하여 공동의 측면에서 측면돌입제트(side-entrance jet)가 발생하게 된다. 측면돌입제트는 공동의 스펠방향으로 발생하며 공동의 측면형상을 제한한다. 재돌입제트와 측면돌입제트가 만나면 phase 2와 같이 공동이 날개의 전연 부근에서 떨어져 나가게 되며, 이를 주 공동 방출(primary cavity shedding) 이라 한다. 떨어져나간 공동은 차츰 후류 방향으로 진행하게 되며,

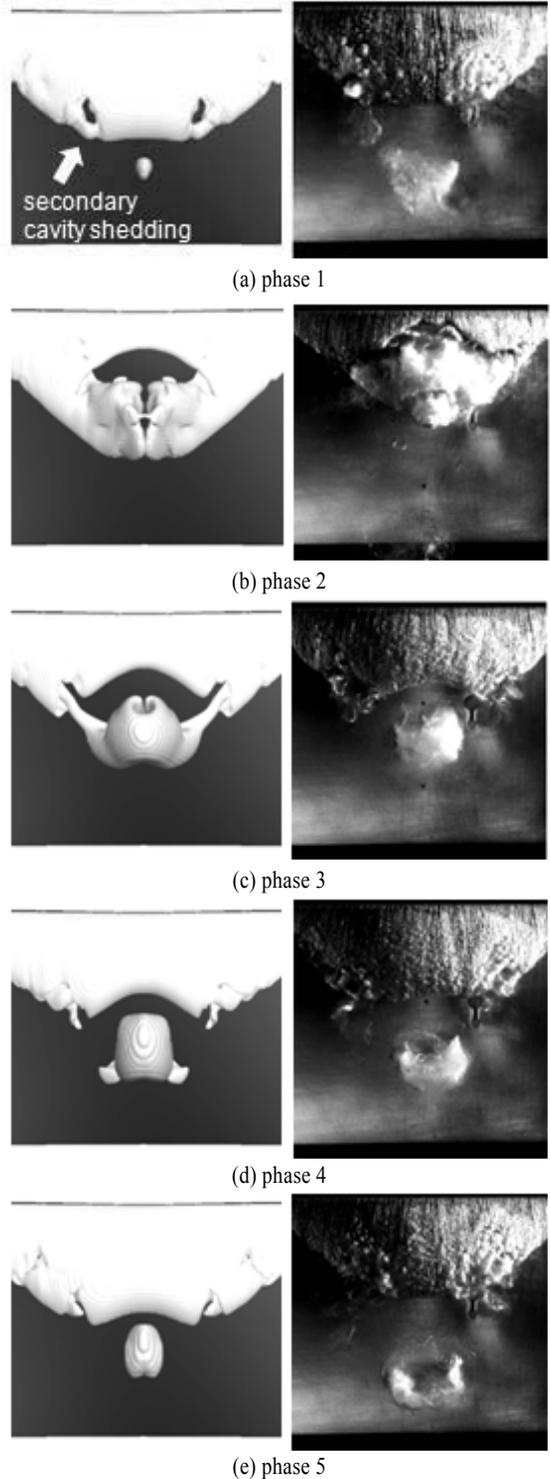


Fig. 14 Cavity shedding cycle - view from above the suction side (left: present, right: data)

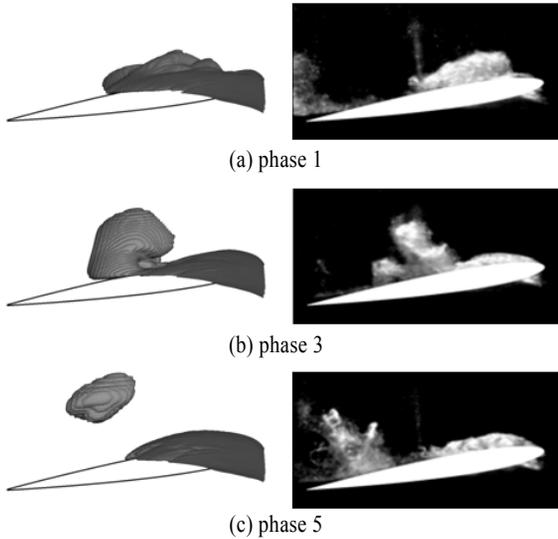


Fig. 15 Cavity shedding cycle - view from the side of the mid-span plane (left: present, right: data)

전연부근의 공동이 떨어져 나간 영역은 압력강하로 인해 차츰 공동으로 뒤덮이며 후류 방향으로 진행하게 된다. Phase 3, 4, 5를 거쳐 주 공동 방출에 의해 공동이 떨어져나가고 날개와 접촉하고 있는 공동은 phase 1과 같은 형상이 된다. 또한, phase1과 같이 공동의 측면에서 공동이 방출하는 것을 볼 수 있는데 이를 보조 공동 방출(secondary cavity shedding)이라고 한다.

Fig. 15는 공동 방출의 한 주기에 대해 측면에서 바라본 계산결과(좌)와 실험결과(우)를 보여준다. 날개는 스패ن중에서의 형상을 나타낸다. Phase 1에서는 공동이 날개표면에 가장 길게 분포할때의 형상을 나타내고, Phase 3은 주 공동 방출에 의해서 전연부근의 공동이 떨어질 때의 형상을 나타낸다. Phase 5는 주 공동 방출에 의해 공동이 떨어져 나간 형상을 나타낸다. 주 공동 방출에 의해 떨어져나간 공동이 후류로 이동하면서 상승하는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 16은 공동 방출의 한 사이클에서의 공동 표면의 유선과 날개의 압력을 나타낸다. 공동 내부에서 유동이 회전하고 있는 것을 확인할 수 있으며, phase 1에서는 보조 공동 방출이 발생하는 부분을 기준으로 공동이 나누어진 것을 확인할 수 있다. Phase 3과 5를 보면 주 공동 방출에 의해 떨어져나간 공동이 회전하면서 떨어져나가는 것을 확인할 수 있다. 공동 방출에 의해 공동이 떨어져나간 날개의 표면은 순간적으로 압력이 상승하고 다시 낮아지는 것과 같이 변동이 심한 것을 확인할 수 있다.

Fig. 17은 날개표면에 작용하는 양력의 시간에 따른 변화

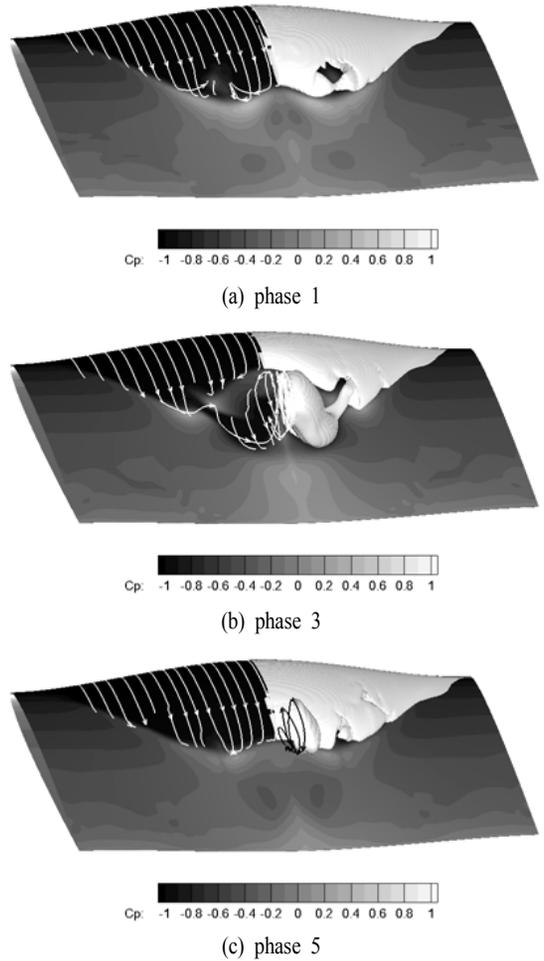


Fig. 16 Streamlines on cavity and pressure coefficient distributions on the hydrofoil

를 나타낸다. 공동의 방출에 따라 양력이 진동하는 것을 확인할 수 있다. 양력은 주 공동 방출에 의해 떨어져 나가는 공동의 주기가 일정하게 반복되는 0.3 ~ 1.0초 사이를 평균하여 계산하였다. 계산된 양력의 평균값은 593N으로 실험에서 측정한 평균 양력인 556N보다 약 6%정도 크게 계산되었다.

계산된 주 공동 방출의 Strouhal 수는 0.196으로 실험에서 계산된 0.188보다 약 4% 크게 계산되었다. Strouhal수는 f/V 로 계산하였으며, f 는 공동의 방출 주파수, l 은 공동의 최대 길이, V 는 주유동의 속도를 의미한다.

5. 결 론

2차원 modified NACA66날개와 3차원 비틀어진 날개에 대

후 기

이 논문은 국방과학연구소의 “초공동 수중 운동체 통합연구(09-01-05-26)”, 교육과학기술부의 선도연구센터육성사업의 “다중현상 CFD 연구센터(2009-0093129)”와 WCU사업 (R32-2008-000-10161-0)의 지원으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] 2011, Choi, G.-H., Chang, B.-J., Hur, J. and Cho, D.-S., "Comparison of Cavitation Patterns between Model Scale Observations using Model and Full-Scale Wakes and Full Scale Observations for a Propeller of Crude Oil, Carrier," *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, Vol. 48, No.1, pp.15-22.
- [2] 2009, Bark, G., Grekula, M., Bensor, R.E. and Berchiche, N., "On Some Physical to Consider in Numerical Simulation of Erosive Cavitation," *Proceedings of the 7th International Symposium on Cavitation*, Ann Arbor, USA.
- [3] 2006, Yamaguchi, H., "Cloud Cavitation on Foil Sections," *Proceeding of the 6th International Symposium on Cavitation*, Wageningen, Netherlands.
- [4] 1985, Franc, J.P. and Michel, J.M., "Attached Cavitation and the Boundary Layer: Experimental Investigation and Numerical Treatment," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol.154, pp.63-90.
- [5] 1995, Brennen, C.E., "Cavitation and Bubble Dynamics," *Oxford Engineering Science Series 44*.
- [6] 2002, Arndt R.E.A., "Cavitation in Vortical Flows," *Journal of Fluids Mechanics*, vol. 34, pp.143-175.
- [7] 2006, Foeth, E.J., van Doorne, C.W.H. and van Terwisga, B.W., "Time Resolved PIV and Flow Visualization of 3D Sheet Cavitation," *Experiments in Fluids*, Vol.30, No.4, pp.503-513
- [8] 1993, Kim, Y.G., Lee, C.S., Lee, J.T., and Suh, J.C., "Prediction of Steady Performance of a Propeller by Using a Potential-Based Panel Method," *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, Vol.30, No.1, pp.73-86.
- [9] 2010, Ahn, B.K., Lee, C.S., and Kim, H.T., "Experimental and Numerical Studies on Super-cavitating Flow of Axisymmetric Cavitators," *International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering*, Vol.2. pp.39-44.
- [10] 2001, Young, Y.L. and Kinnas, S.A., "A BEM for the

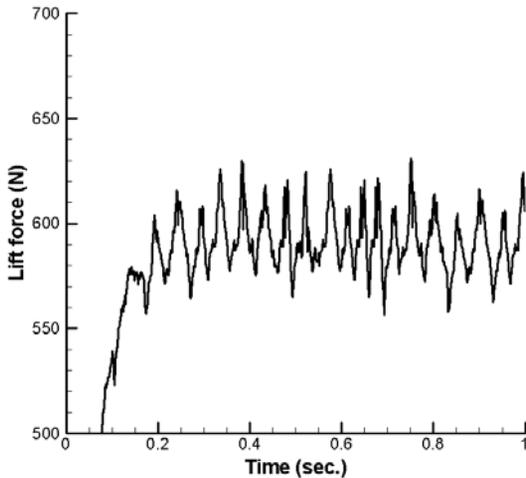


Fig. 17 Lift force history of the hydrofoil in cavitating flow

해 비정상 상태 공동현상을 계산하였다. 2차원 modified NACA66 날개에 대한 계산을 통해 격자, 스킵, 난류모델 등에 대한 계산 조건을 선정하였고, 공동 모델의 계수에 따른 영향을 검토하여 적합한 공동 모델의 계수를 도출하였다. 3차원 비틀어진 날개에 대해서는 공동의 발생 유무에 따른 날개 표면에서의 압력에 대해 실험결과와 비교하였고, 일치하는 결과를 얻었다. 비정상 상태 공동현상에 대해서는 재돌입제트와 2차원 공동 현상에서 관찰되지 않는 측면돌입제트에 의한 공동의 방출을 확인하였다. 스펙 중앙에서는 주 공동 방출이 발생하였으며, 공동의 측면에서는 보조 공동 방출이 발생하였다. 공동의 방출주기에 따른 공동 거동은 실험과 유사한 주기 및 형상을 보여주었다. 그러나, 실험에서 관찰된 기포형 공동은 계산되지 않았으며, 이는 공동 모델과 RANS기반 계산의 한계로 여겨진다. 또한, 계산에서는 주 공동 방출에 의해 떨어져 나간 공동이 후류로 진행하면서 점차 작아져 소멸하는 것이 실험과 달리 나타났다. 날개 표면의 양력과 공동이 떨어져 지나가는 주기는 실험과 거의 유사하게 계산되었다. 공간상의 공동의 크기 및 형상이 실험과 다소 차이를 나타냈으나 날개 표면의 압력분포 및 공동 방출 주기가 실험과 잘 일치하는 결과를 얻었으며, 이는 RANS기반 계산인 것을 고려한다면 타당한 결과로 판단된다.

3차원 비틀어진 날개의 계산에서 발견된 재돌입제트 및 측면돌입제트와 같은 특성으로 인한 공동 방출은 피치변화로 인해 반응각이 변화하는 터빈, 추진기 등의 수중운동체에서 발생하는 공동현상을 계산하고 이해하는데 기초자료로 활용될 것으로 판단된다.

- Prediction of Unsteady Midchord Face, and/or Back Propeller Cavitation," *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 123, No.2, pp.311-319.
- [11] 1998, Merkle, C.L., Feng, J., and Buelow, P.E.O., "Computational Modeling of the Dynamics of Sheet Cavitation," *3rd International Symposium on Cavitation*, Grenoble, France.
- [12] 1999, Kunz, R.F., Stinebring, D.R., Chyczewski, T.S., Boger, D.A., and Gibeling, H.J., "Multi-Phase CFD Analysis of Natural and Ventilated Cavitation about Submerged Bodies," *Proceeding of 3rd ASME/JSME Joints Fluid Engineering Conference - ASME Paper FEDSM 99-7364*.
- [13] 2001, Schnerr, G.H. and Sauer, J., "Physical and Numerical Modeling of Unsteady Cavitation Dynamics," *4th International Conference on Multiphase Flow*, New Orleans, USA.
- [14] 2010, Park, S.H., and Rhee, S.H., "Investigation for the Characteristics of Cavitation Modeling for Computational Fluid Dynamics," *Journal of the Society of Naval Architect of Korea*, Vol.47, No.5, pp.657-669.
- [15] 2008, Foeth, E.J., "The Structure of Three-dimensional Sheet Cavitation," *Ph.D dissertation*, Technische Universiteit Delft.
- [16] 2006, Foeth, E.J., van Terwisga, T., "An Attached Cavity on a Three-dimensional Hydrofoil," *Proceedings of the 6th International Symposium on Cavitation*, Wageningen, Netherlands.
- [17] 2010, Li, D., Grekula, M. and Lindell, P., "Towards Numerical Prediction of Unsteady Sheet Cavitation on Hydrofoils," *Proceedings of 9th International Conference on Hydrodynamics*, Shanghai, China.
- [18] 2010, Marcer, R. and Audiffren, C., "Simulation of Unsteady Cavitation on a 3D Foil," *Proceedings of 5th European Conference on Computational Fluid Dynamics*, Lisbon, Portugal.
- [19] 2007, Schmidt, S.J. Sezal, I.H. and Thalhamer, M., "Shock Waves as Driving Mechanism for Cavitation Erosion," *Proceedings of the 8th International Symposium on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows*, Lyon, France.
- [20] 1989, Shen, Y.T. and Dimotakis, P.E., "The Influence of Surface Cavitation on Hydrodynamic Forces," *Proceedings of the 22nd American Towing Tank Conference*, St. John's, Canada.