

균일류에서 프로펠러 앞날 근처 관통구가 모형 프로펠러 캐비테이션에 미치는 영향

안중우¹·박일룡²·박영하¹·김제인²·설한신¹·김기섭^{1,†}
한국해양과학기술원 부설 선박해양플랜트연구소¹
동익대학교²

Influence of Thru Holes Near Leading Edge of a Model Propeller on Cavitation Behavior

Jong-Woo Ahn¹·Il-Ryong Park²·Young-Ha Park¹·Je-In Kim²·Han-Shin Seol¹·Ki-Sup Kim^{1,†}
Korea Research Institute of Ships & Ocean Engineering¹
Dong-eui University²

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

In order to investigate the influence of thru holes near leading edge of model propeller on cavitation behavior, a model propeller with thru holes was manufactured and tested at Large Cavitation Tunnel (LCT). The pressure distribution around the thru hole on propeller blade was numerically calculated to help understand the local flow characteristics related to cavitation behavior. The model propeller is a five bladed propeller which has 2 blades with thru holes and 3 blades with smooth surface. The cavitation observation tests were conducted at angles of 0° & 6° using an inclined-shaft dynamometer in LCT. There are big difference on the suction side cavitation behavior each other due to the existence of thru hole. While the blades with thou holes start generation of the sheet cavitation from the leading edge on the suction side, the blades with smooth surface generate the cloud cavitation from the mid-chord. Cavitation on the blades with thru holes shows more similar behavior to those of the full-scale propeller of which the pipe line for air injection is closed. The numerical analysis result shows that the sharp pressure drop occurs around thru holes on the blade. Consequently, the thru hole around leading edge stimulates the cavitation occurrence and stabilizes the cavitation behavior. Based on these results, the effect of thru holes on propeller cavitation behavior behind a model ship should be studied in the future.

Keywords : Inclined shaft propeller(축경사 프로펠러), Propeller cavitation(프로펠러 캐비테이션), Large Cavitation Tunnel(LCT, 대형 캐비테이션터널), Uniform flow(균일류), Thru hole(관통구)

1. 서론

함정 프로펠러에서 발생하는 수중방사소음은 함정의 피탐율을 높여주는 주요 원인 중에 하나이며 함 생존성 및 해상 작전 성능에 큰 영향을 준다. 따라서 함정 실선 프로펠러에 캐비테이션 발생으로 인한 소음수준의 감소 및 예측정도 향상을 위하여 실험적 또는 수치해석적 방법으로 많은 연구들이 진행되어 왔다 (Seol et al., 2002, 2005).

실선 함정 프로펠러 경우에는 프로펠러 날개 앞날 근처 스

팬 방향으로 공기분사구 (prairie hole)가 있는 경우가 많다. 이 경우에는 날개의 압력면과 흡입면 양면에 위치한 공기분사구는 날개별로 설치된 챔버(chamber)에 연결된다. 함의 운항 조건에 따라 챔버로 공급되는 공기는 날개 양면의 분사구를 통하여 프로펠러 날개표면으로 분사된다. 이와 같이 날개 앞날근처에서 공기분사는 발생한 캐비테이션이 깨어지고 (breakup) 떨어져 분리(shedding) 및 붕괴(collapse)하는 반복되는 일련의 과정에서 비정상(unsteady)상태의 압력 및 소음수준 저감 효과를 갖는다(Kim, 2000a, 2017; Wang, 2018). Reisman(1997)과 Kim(2000b)은 물속에서 진동하는 3차원

타원형 날개 앞날근처에 공기분사구를 설치하여 공기분사 조건에 따른 캐비테이션 거동 및 소음감소 효과 등 관련 연구를 수행한 바 있다.

반면에 대부분의 모형 프로펠러 캐비테이션 시험에서는 날개 표면에 분사구가 없는 매끄러운(smooth) 상태로 수행하고 있다. 따라서 본 연구에서는 공기분사가 없는 상태에서 분사구 자체가 프로펠러 회전시 날개면 주위 유동장과 상호작용으로 캐비테이션 발생에 미치는 영향을 조사해 본다. 함정 실선 프로펠러 해상 시운전에는 설계된 프로펠러 날개 형상에 대한 캐비테이션 초기발생 선속(Cavitation Inception Speed, CIS) 성능 검증을 수행한다. 이때 공기가 새는 것을 막기 위하여 공기분사 관로를 강제로 차단시켜 공기 공급이 없는 상태를 유지하며 수행하고 있다. 그럼에도 불구하고 분사구는 챔버를 통하여 압력면과 흡입면을 연결되어 있어 날개 양면의 압력차로 인한 관통구 내부에 유동이 발생하며 날개표면 유동과 상호작용을 갖게 된다.

이러한 유동특성으로 인하여 분사구 효과를 고려하지 않는 기존의 모형시험 방법으로 관찰된 캐비테이션 거동 및 발생량 등이 실선 프로펠러의 캐비테이션 관찰 결과와는 일부 상이한 경우가 발생하였다 (Kim et al., 2017).

본 논문에서는 앞서 서술한 실선 프로펠러 보다 단순화된 분사구를 갖는 모형프로펠러 날개면에서 분사구가 캐비테이션 발생에 미치는 특성을 파악하고자 한다. 우선 유동장의 단순화를 위하여 균일류 상태에서 축 경사를 갖는 모형 프로펠러를 대상으로 한다. 모형시험은 대형 캐비테이션터널(LCT, Large Cavitation Tunnel)에서 축 경사 프로펠러의 캐비테이션 발생특성과 공기분사구가 캐비테이션 발생에 미치는 영향을 특정한 시험조건에서 살펴본다. 그리고 실험적으로 파악이 어려운 앞날 근처 분사구 주위 압력분포 등은 수치해석적 방법으로 국부유동을 살펴본다. 본 논문에 사용된 모형 프로펠러 날개는 제작 편의성을 위하여 날개단면 속에 챔버를 구성하지 않고 단순히 각각의 구멍이 독립적으로 압력면과 흡입면을 관통하는 구멍 형태(이후 ‘관통구’로 칭함)로 제작하였으며 수치해석에서도 동일한 형상을 적용하였다.

이와 같이 관통구 주위 유동장에 대한 연구는 향후 모형 프로펠러에서 캐비테이션 재현 정도 향상, 캐비테이션 소음감소 및 공기분사 최적화에 기초연구로 활용될 것으로 기대된다.

2. 축 경사 및 관통구를 갖는 모형 프로펠러

캐비테이션 시험용 경사류용 동력계는 LCT에서 축경사각을 조절하여 프로펠러 단독시험(POW) 및 캐비테이션 관찰 시험을 수행할 수 있는 장비이다 (Ahn et al., 2016). 수중몸체의 경사각은 $\pm 10^\circ$ 이상 조절할 수 있다. Fig.1은 LCT 시험부에 축경사각(β) 0° 와 6° 로 설치된 캐비테이션 시험용 경사류용 동력계를 보여준다.

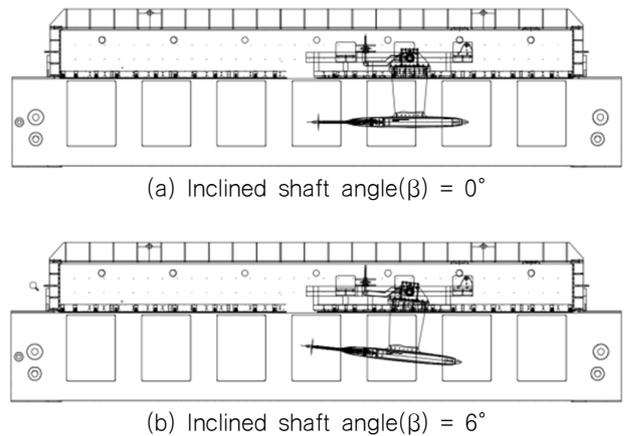


Fig. 1 Inclined-shaft dynamometer installed in LCT

축 경사각을 갖는 프로펠러의 캐비테이션은 축 경사각이 0° 인 경우와 비교하여 발생 특성에 많은 차이가 있다. 그 이유는 프로펠러로 유입되는 유동의 방향이 2종류로 형성되기 때문이다. 균일유동 상태에서 축경사가 0° 인 경우에는 축을 따라 들어오는 유동만 존재하지만 축 경사 프로펠러의 경우에는 축에 수직한 방향 즉 프로펠러 면 아래에서 위로 올라오는 유입 유동(V_{upward})이 추가로 발생한다. 이러한 이유로 축경사 프로펠러의 경우에는 프로펠러가 회전할 때 날개위치에 따라 프로펠러의 흡입면(suction side)과 압력면(pressure side)에서 캐비테이션이 발생하는 현상을 갖는다. V_{upward} 유동에 따라 흡입면과 압력면 캐비테이션이 공존하게 되는 현상 및 이유는 Fig. 2에 나타나 있다.

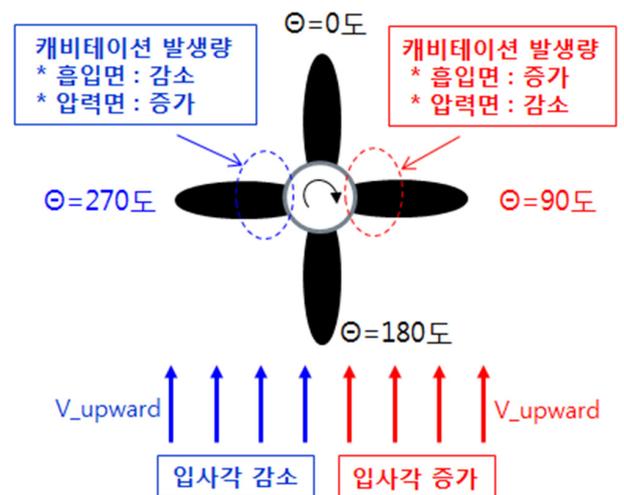


Fig. 2 Effect of upward flow on cavitation occurrence of inclined shaft propeller

프로펠러 날개위치 각도(θ) 정의는 12시 방향을 0° 로 하며 프로펠러 회전 방향으로 양(+) 각도로 정의한다. Fig. 2에서는 경사축 프로펠러가 작동시 선체반류 외에 축 경사에 의해 발생하는 상방향 속도(V_{upward}) 성분을 보여준다. 이 속도 성분은 경사축에 수직방향으로 프로펠러 면에 작용한다.

$\theta=90^\circ$ 도 위치에서는 V_{upward} 으로 인하여 상대회전 속도가 증가하고, 반면에 $\theta=270^\circ$ 도 위치에서는 상대회전 속도가 감소하게 된다. 이러한 상대회전 속도차이에 따라 날개위치 각도별로 단면 입사각 변화는 Fig. 3에 개념적으로 나타내고 있다. 따라서 날개에 발생하는 캐비테이션 발생량은 $\theta=90^\circ$ 도 위치에서 흡입면에서 증가하고 압력면에서 감소하게 된다. $\theta=180^\circ$ 도 그 반대의 특성을 갖는다. 그리고 이러한 캐비테이션 발생량 증가와 감소 경향은 상대적으로 프로펠러 허브에 가까운 단면 일수록 심화된다.

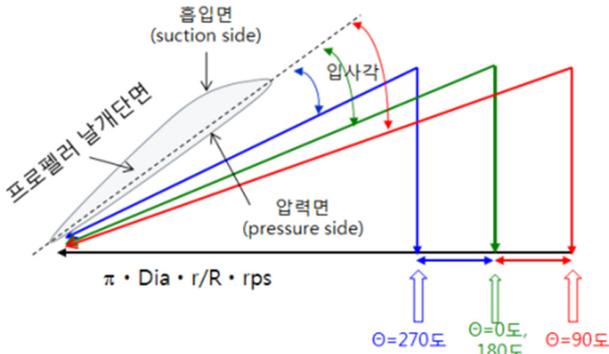


Fig. 3 Incidence angle change of inclined-shaft propeller

서론에서 설명한 실선 프로펠러의 공기분사구 직경은 약 1~2mm 이며, 공기분사구 사이의 간격은 약 30mm 이내이다. 따라서 실선 함정 프로펠러 직경이 4~5m 경우 공기분사구 크기는 상대적으로 매우 작은 편이다. 캐비테이션 시험시 모형프로펠러 직경은 280mm 내외이면 공기분사구 직경은 약 0.1mm에 해당한다. 모형 프로펠러 제작 정도 및 가공의 용이성을 고려하여 관통구의 직경은 0.5mm, 관통구 사이에 간격은 축적비 대로 적용하였다. 이때 관통구 간격은 약 2mm이며 반경방향으로 간격은 더욱 좁아진다.

날개 상태별로 캐비테이션 발생거동 재현 오차를 최소화 하면서 비교 연구를 위하여 Fig. 4와 같이 2개의 날개(#1, #2)에는 관통구를 가공하고, 3개(#3, #4, #5)의 날개는 관통구가 없이 smooth 면을 유지하였다.

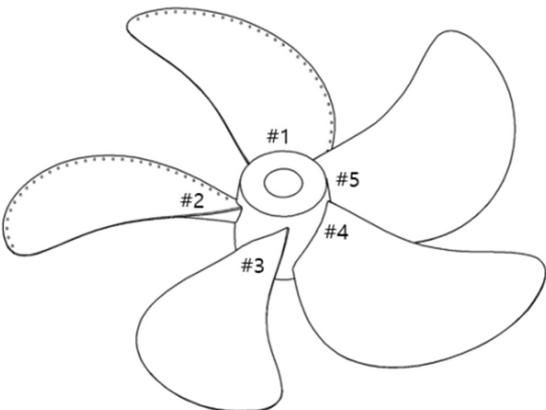


Fig. 4 Model propeller with thru holes on 2 blades

3. 균일류 중 캐비테이션 관찰시험

캐비테이션 시험용 경사류용 동력계를 이용하여 Fig. 1과 같이 2종의 축 경사각에 대하여 프로펠러 단독시험(POW)을 수행하였다. 고속유동에서 프로펠러 회전수는 28.2 RPS로 고정하였으며 프로펠러 회전수가 높아짐에 따라 발생하는 프로펠러 캐비테이션은 LCT 시험부 내부압력을 약 140kPa 정도로 가압하여 억제하였다. 축 경사각 변화에 따른 프로펠러 단독시험 결과는 Fig. 5에 보여지며, 축경사각 6° 에서 추력 및 토오크가 전 영역에서 0° 보다 크며, 단독효율도 같은 경향을 보여준다 (Ahn et al., 2016).

균일류 중 캐비테이션 시험조건은 본 논문 목적에 따라 날개 면 관통구가 캐비테이션 발생에 미치는 영향 파악을 위하여 대상선 운항 전진계수(J) 범위($1.13 \leq J \leq 1.19$)와는 달리 Table 1에 보는 바와 같이 선정하였다. 조건 1은 흡입면(suction side) 캐비테이션이 보다 잘 발생하는 상태이며, 조건 2는 압력면 (pressure side) 캐비테이션이 보다 잘 발생하는 상태에 해당한다. 터널유속은 9.0m/s로 고정하였다 (Kim et al., 2013).

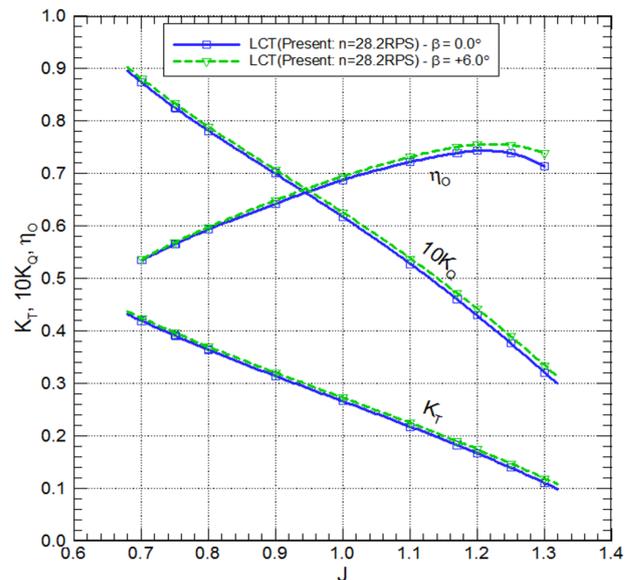


Fig. 5 Comparison of model POW results according to shaft inclination(β) at LCT

Table 1 Cavitation test condition

Condition	V (m/s)	n (RPS)	JA	KT	σA_{center}
1	9.0	31.33	1.08	0.2330	0.92
2	9.0	25.43	1.32	0.1058	0.92

Fig. 6는 축경사각 0° , 조건 1 상태에서 흡입면과 압력면 캐비테이션 발생거동을 보여준다. 캐비테이션 관찰사진에서 붉은색 화살표는 Fig. 4와 같이 표면상태가 다르며 서로 비교할 해당 날개를 표시한 것이다. 관통구가 적용된 #1 날개

에서는 뿌리에서 0.8R 부근까지 흡입면 캐비테이션이 앞날 (L.E.)부터 뒤날(T.E)에 걸쳐 발생하였다. 반면 관통구가 없이 표면이 매끈한 #3,4,5 날개는 흡입면에 캐비테이션이 거의 발생하지 않고, 뒷날 근처에 약간의 캐비테이션이 발생하고 있다. 축경사에 기인하는 상방유동이 없음에도 불구하고 관통구가 흡입면 캐비테이션 발생에 지대한 영향을 주고 있음을 알 수 있다. 압력면에서는 뿌리 캐비테이션만 발생하며 날개면에서는 캐비테이션이 발생하지 않았다.

Fig. 7는 축경사각 0°, 조건 2 상태에서 흡입면과 압력면 캐비테이션 발생거동을 보여준다. 흡입면에서는 뿌리 캐비테이션 만이 발생하며 날개면에서는 캐비테이션이 발생하지 않는다. 압력면에서는 흡입면보다 뿌리 캐비테이션이 강력하게 발생하며, 날개 끝 보오텍스 캐비테이션(Tip Vortex Cavitation, TVC)이 후류까지 발생하는 것을 볼 수 있다. TVC

의 강도는 #1 날개가 약간 강한 듯 보인다.

축경사각 0°에서는 2가지 시험조건 모두에서 압력면과 흡입면에서 동시에 뿌리 캐비테이션이 발생하는 현상을 보인다. 이러한 특이한 현상은 상선 프로펠러에서는 잘 나타나지 않는다. 일반적으로 함정 프로펠러와 같이 축 경사각이 있는 경우에 프로펠러면에 발생하는 상방유동(upward flow)으로 인하여 날개위치 각도에 따라 흡입면과 압력면에 뿌리 캐비테이션이 발생한다. 대부분 함정프로펠러는 CPP (Controllable Pitch Propeller)로써 각각의 날개는 플랜지와 일체형으로 제작된다. 플랜지의 크기 제한으로 날개강도 확보를 위하여 뿌리부에 충분한 코오드(Chord) 길이를 채택하지 못하는 반면에 날개단면의 두께를 증가시킨 것에 기인한다고 사료된다.

Fig. 8은 축 경사각 6°, 조건 1 상태에서 #1 날개의 흡입면과 압력면 캐비테이션 발생거동을 보여준다. 흡입면에서는

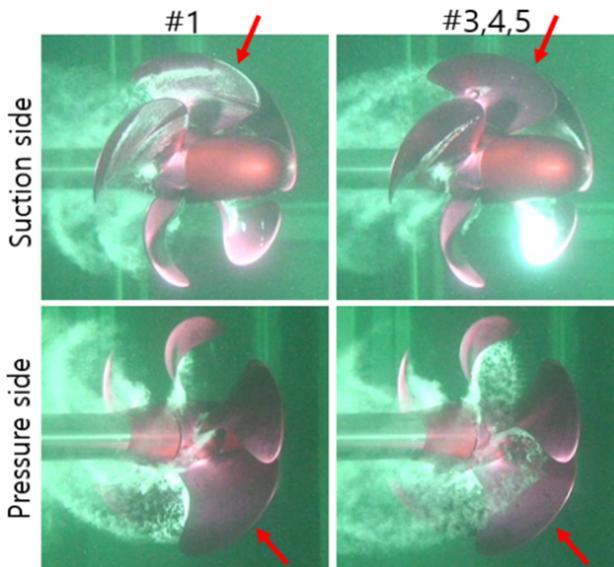


Fig. 6 Propeller cavitation at $\beta=0^\circ$ and condition 1

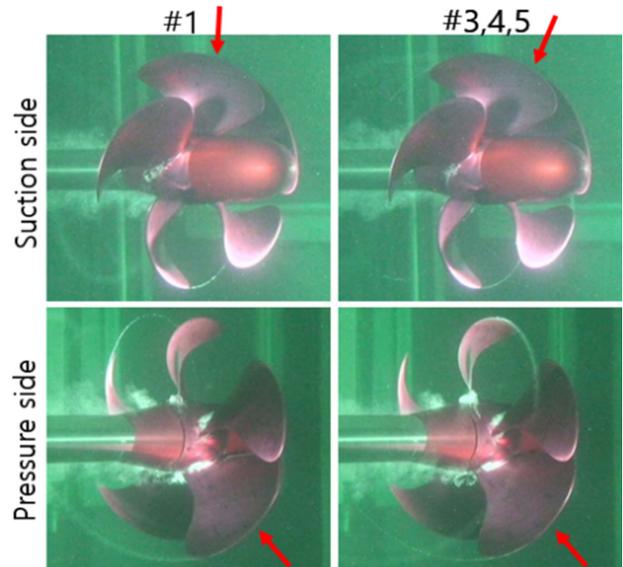


Fig. 7 Propeller cavitation at $\beta=0^\circ$ and condition 2

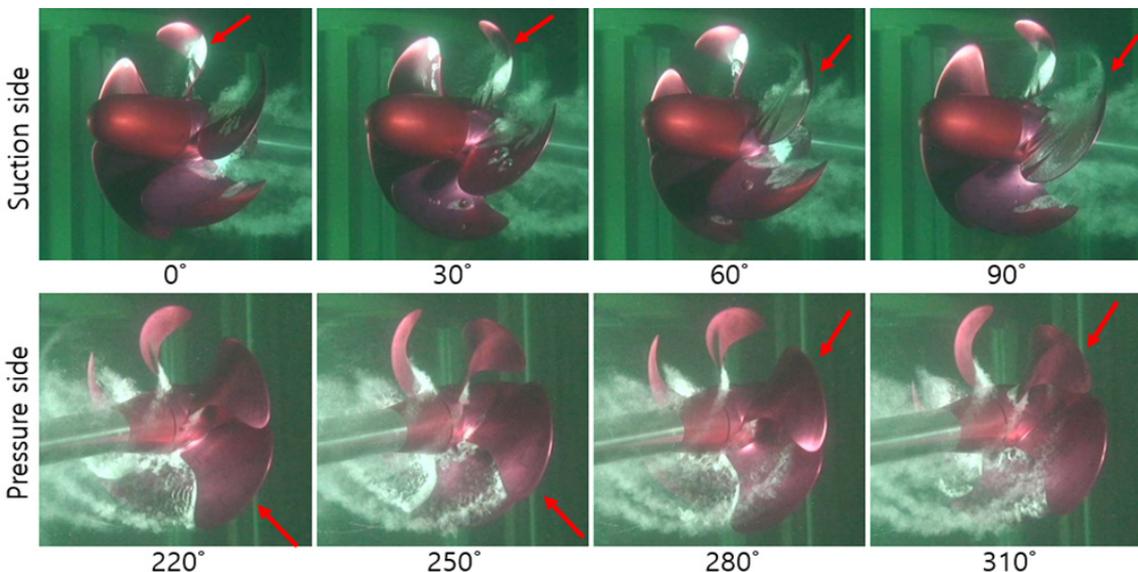


Fig. 8 Propeller cavitation of #1 blade at $\beta=6^\circ$ and condition 1

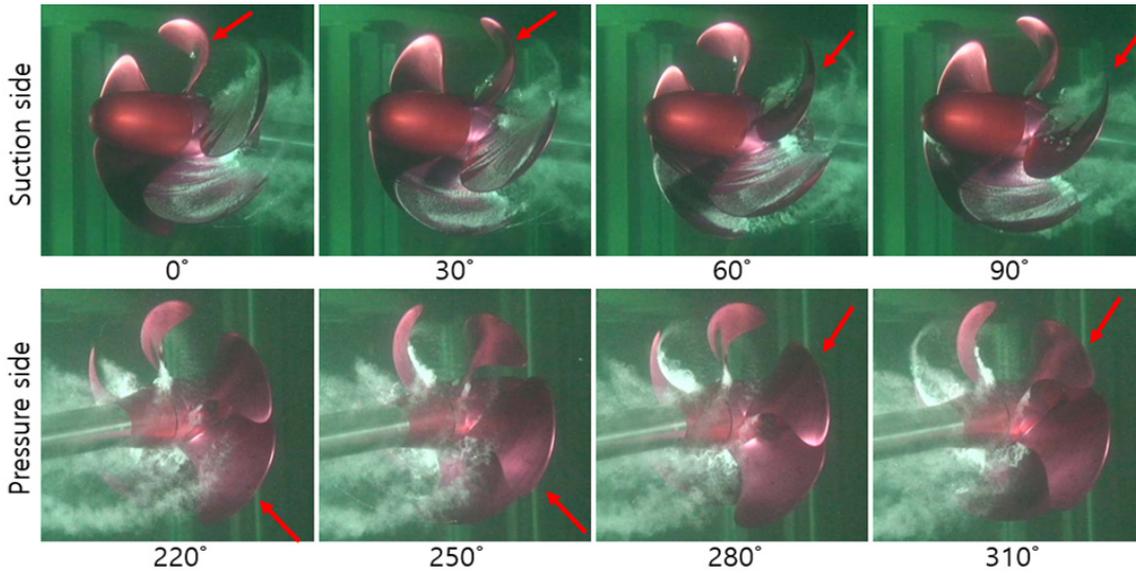


Fig. 9 Propeller cavitation of #3,4,5 blade at $\beta=6^\circ$ and condition 1

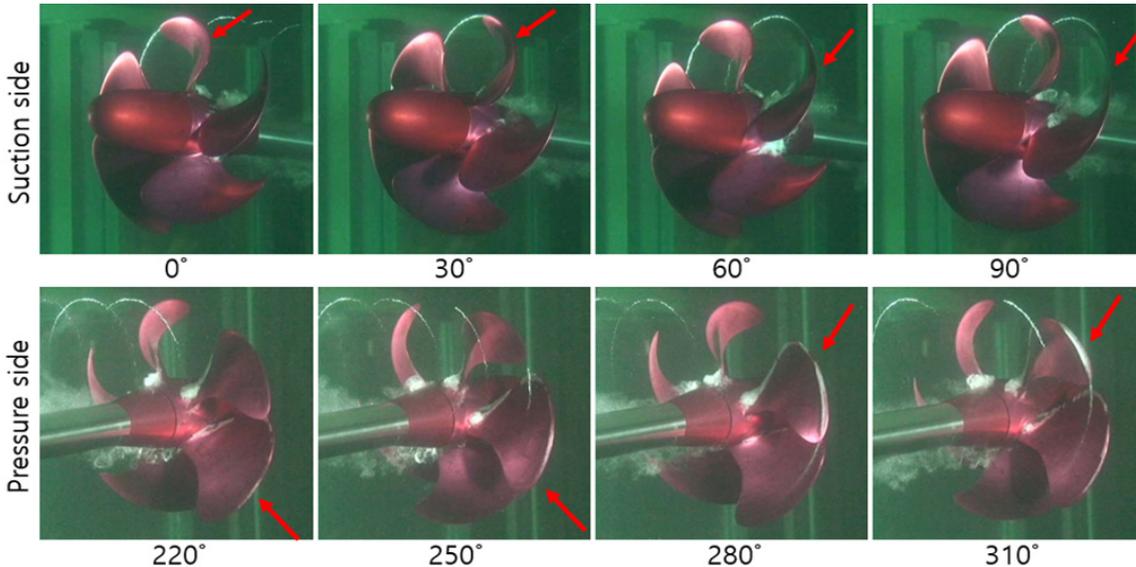


Fig. 10 Propeller cavitation of #1 blade at $\beta=6^\circ$ and condition 2

프로펠러 날개각도 0° 부터 90° 위치까지 캐비테이션 발생면적이 점진적으로 증가하는 거동을 보여주고 있으며, 90° 위치에서는 거의 날개면 전부에 캐비테이션이 발생되고 있다. 압력면에서는 날개면에서 캐비테이션은 발생하지 않으며, 뿌리 캐비테이션 만이 나타난다.

Fig. 9은 축경사각 6° , 조건 1 상태에서 #3, #4, #5 날개의 흡입면과 압력면 캐비테이션 발생거동을 보여준다. 흡입면에서는 프로펠러 날개 위치각도(0° 부터 90°)가 증가할수록 까지 캐비테이션이 계속적으로 증가하는 경향을 보인다. 그리고 코오드 중간 위치부터 방울(bubble) 캐비테이션을 시작으로 불안정한 일부 sheet 캐비테이션이 구름(cloud) 캐비테이션으로 변화하는 과정을 보인다. 압력면에서는 캐비테이션이 거의 발생하지 않았으며, 약한 뿌리 캐비테이션 만 관찰된다.

Fig. 8과 Fig. 9에서 날개각도 0° 도부터 90° 범위에서 각

각 동일 날개각도에서 비교해 보면 조건 1(관통구가 있음) 경우에는 관통구가 흡입면 캐비테이션 발생량을 증가시키며 큰 영향을 주는 것을 알 수 있다.

Fig. 10은 축경사각 6° , 조건 2 상태에서 #1 날개의 흡입면과 압력면 캐비테이션 발생거동을 보여준다. 흡입면에서는 프로펠러 0° 부터 90° 위치까지 뿌리 캐비테이션이 계속적으로 증가되는 거동을 보여주고 있으며, 다른 캐비테이션은 발생하지 않았다. 압력면에서는 프로펠러 220° 위치에서 뿌리 캐비테이션과 앞날 부근에 캐비테이션이 발생하고 있다. 발생된 캐비테이션은 280° 위치까지 점차로 증가하면서 날개 끝 보오텍스 캐비테이션까지 선명하게 발생한다. 프로펠러 310° 위치에서 캐비테이션이 감소하는 거동이 나타난다.

Fig. 11는 축경사각 6° , 조건 2 상태에서 #3,4,5 날개의 흡입면과 압력면 캐비테이션 발생거동을 보여준다. 흡입면에

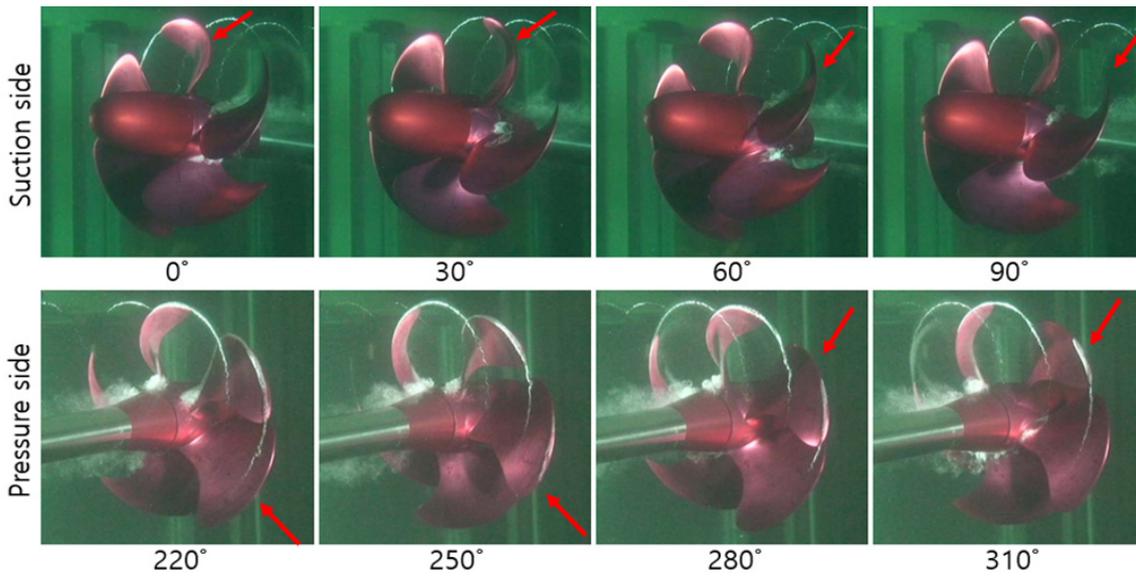


Fig. 11 Propeller cavitation of #3,4,5 blade at $\beta=6^\circ$ and condition 2

서는 프로펠러 0°부터 90° 위치까지 뿌리 캐비테이션이 계속적으로 증가되는 거동을 보여주고 있으며, 다른 캐비테이션은 발생하지 않았다. 그러나 #1 날개보다는 강도가 약하다. 압력면에서는 250° 위치에서 날개 앞날 캐비테이션이 발생하기 시작하여 날개 끝으로 이동하면서 310° 위치에서 선명한 날개 끝 보오텍스 캐비테이션이 발생하게 된다. Fig. 10에서 #1 날개에 발생한 뿌리 캐비테이션이 Fig. 11에서 발생하지 않는 것은 관통구의 영향으로 사료된다.

4. 관통구 프로펠러 앞날 관통구 주위 압력분포 수치해석

앞서 날개 앞날근처 관통구가 캐비테이션 발생을 촉진 및 성장시키는 현상을 관찰하였다. 본 장에서는 그 원인을 수치해석적 방법으로 모형프로펠러 날개 관통구 주위의 국부유동을 살펴보고자 한다. 여기서, 수치해석은 범용프로그램 STAR-CCM+(2018 Siemens)를 사용하여 캐비테이션을 고려하지 않고 축경사 $\beta=0^\circ$ 과 $\beta=6^\circ$ 그리고 condition 1의 조건에서 수행되었다. 난류모형은 Realizable $k-\epsilon$ (Shih et al., 1995) 모델을 사용하였다.

Fig. 12는 수치해석에서 축경사 $\beta=6^\circ$ 인 프로펠러가 LCT 내부에 놓여있는 조건의 해석영역과 경계조건을 보여주고 있다.

Fig. 13은 축경사 프로펠러에 대해 생성한 수치 격자계와 #1 날개 표면과 관통구 주위 격자 분포를 각각 보여주고 있다. 수치해석에서 사용한 전체 격자 요소의 수는 약 810만개이며, 이 때 관통구가 있는 날개의 표면 격자수는 약 23만개이다. 여기서, 프로펠러 날개면 수직방향 경계층을 충분히 포함하는 격자층 두께와 격자수를 결정하기 위해 반경 0.7R 날개 코드길이에 대한 Reynolds수 $R_{n0.7R}$ 과 이를 바탕으로 한 난류 경계층 두께 δ 를 다음의 식들로 구하였다.

$$R_{n0.7R} = c_{0.7R} n D \frac{\sqrt{J_A^2 + (0.7\pi)^2}}{\nu} \quad (1)$$

$$\delta = 0.37 c_{0.7R} / R_{n0.7R}^{1/5} \quad (2)$$

여기서, $c_{0.7R}$ 은 프로펠러 0.7R 반경에서 날개의 코드길이, n 과 D 는 프로펠러 회전수와 반경, J_A 는 전진비 그리고 ν 는 운동학적 점성계수(kinematic viscosity)를 나타낸다. 식 (1)에 의해 수치해석의 Reynolds수는 모형시험과 동일한 약 1.7×10^6 이다. 이 때 계산된 유동의 경계층 두께는 약 0.002m이다. 수치 격자계에서는 유동의 경계층을 충분히 반영한 해석을 위해 격자층 두께를 0.003m로 하고 그 내부의 격자수는 12개로 결정하였다. 경계층내 격자수 12개는 Kim et al.(2014)의 연구결과를 참조하였을 때 프로펠러 날개 표면의 유동해석에 적절한 수준으로 판단된다. 프로펠러 날개면에서 첫 번째 격자계의 계산점까지의 거리는 1.0×10^{-5} m로 두었다.

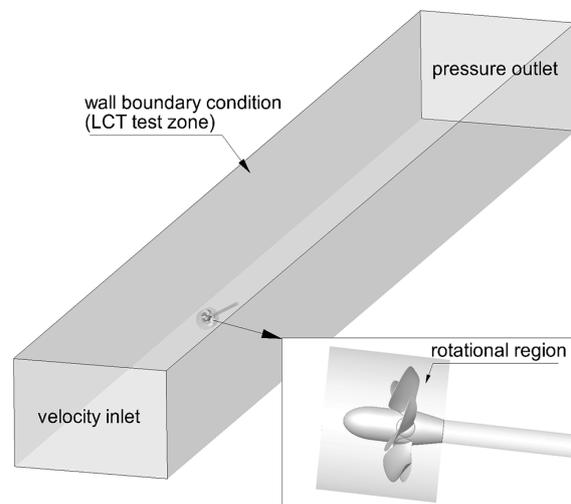


Fig.12 Computational domain

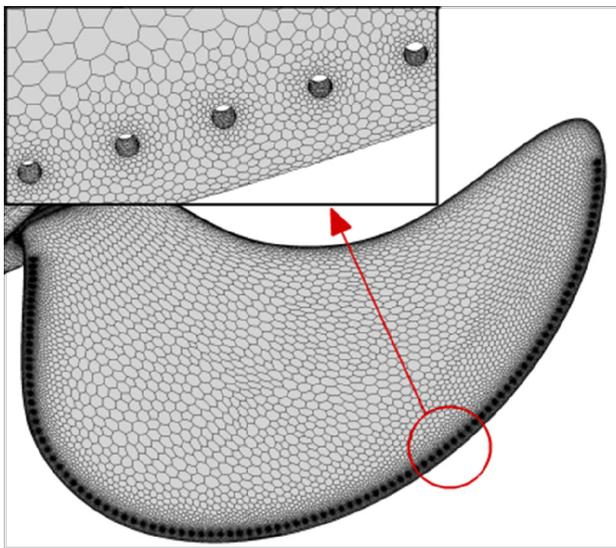
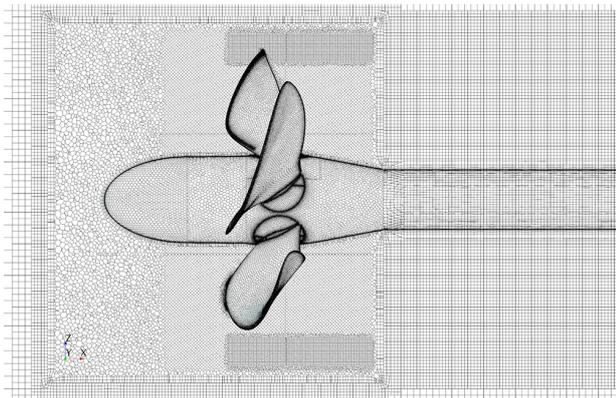


Fig.13 Numerical grid system

Fig. 14와 15는 축경사각 0도와 6도 각각에 대하여 #1 날개가 90도 위치에 있을 때 압력면과 흡입면의 압력분포를 보여주고 있다. 대체로 흡입면의 앞날에서 낮은 압력분포를 보여주고 있다. 특히, 관통구 주위의 압력변화를 살펴볼 때 흡입면의 관통구 주위에서 압력이 강해지는 것을 볼 수 있다. Fig.15를 살펴보면 축경사 6도의 흡입면 및 관통구 주위 압력이 축경사 0도 보다 상대적으로 더 강해진 것이 확인된다.

모형 프로펠러 #1 날개에서 관통구의 직경이 0.5mm이며 관통구 간에 직선거리 간격은 약 2mm 내외이며 반경방향 간격은 약 0.5mm 내외로 관통구는 매우 밀집되어 있다. 따라서 관통구 근접 하류에서 캐비테이션 발생은 시험중 육안 관찰은 어느정도 가능하나 사진에서는 식별이 불가능하다. 프로펠러 흡입면과 압력면의 압력차이가 축경사각이 6°인 경우가 0°인 경우보다 훨씬 크며 그 범위도 넓음을 알 수 있다.

Fig. 16은 축경사 6도인 경우에 반경 0.7R에 놓인 관통구의 중심을 통과하면서 앞날에서 뒷날까지 원주방향을 따라 #1 날개와 #3 날개의 압력분포를 비교하고 있다. 여기서, Fig. 16(a)와 (b)는 각각의 날개가 0도 위치일 때 (c)와 (d)는

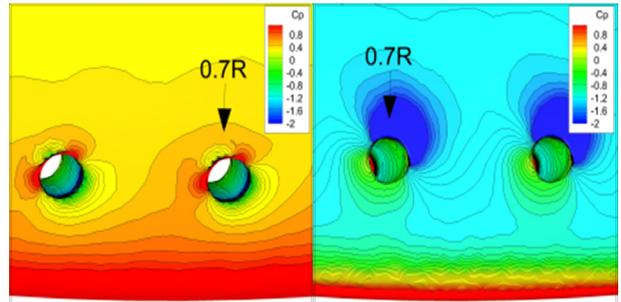
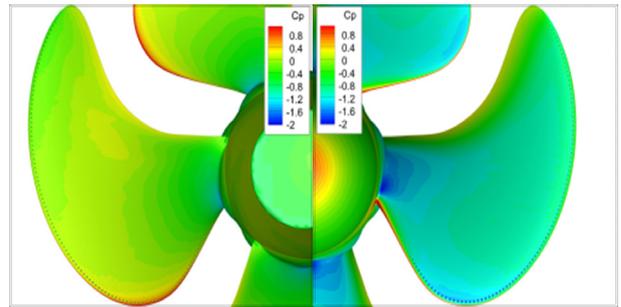


Fig.14 Pressure distribution on #1 blade at $\beta=0^\circ$ and condition 1

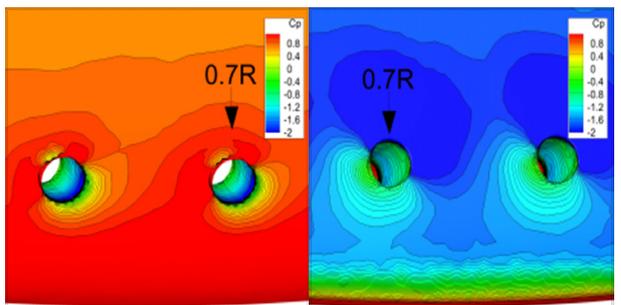
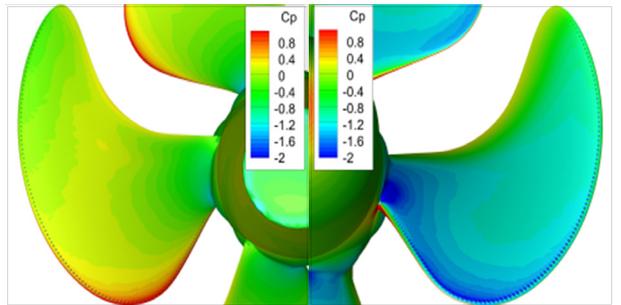


Fig.15 Pressure distribution on #1 blade at $\beta=6^\circ$ and condition 1

90도 위치에 놓인 상태이다. Fig. 16(b)와 (d)는 날개 앞날 부근을 확대해서 표현한 도표이다. 여기서, x축은 앞날에서 뒷날까지 거리로 표현했다. 수치해석 결과에서는 전체적으로 관통구이 있는 위치를 제외하고 #1 날개와 #3 날개의 압력 분포가 거의 같았다. 관통구 위치에서 압력면과 흡입면 압력이 모두 주위보다 낮아지며 흡입면에서 더 급격히 낮아지는

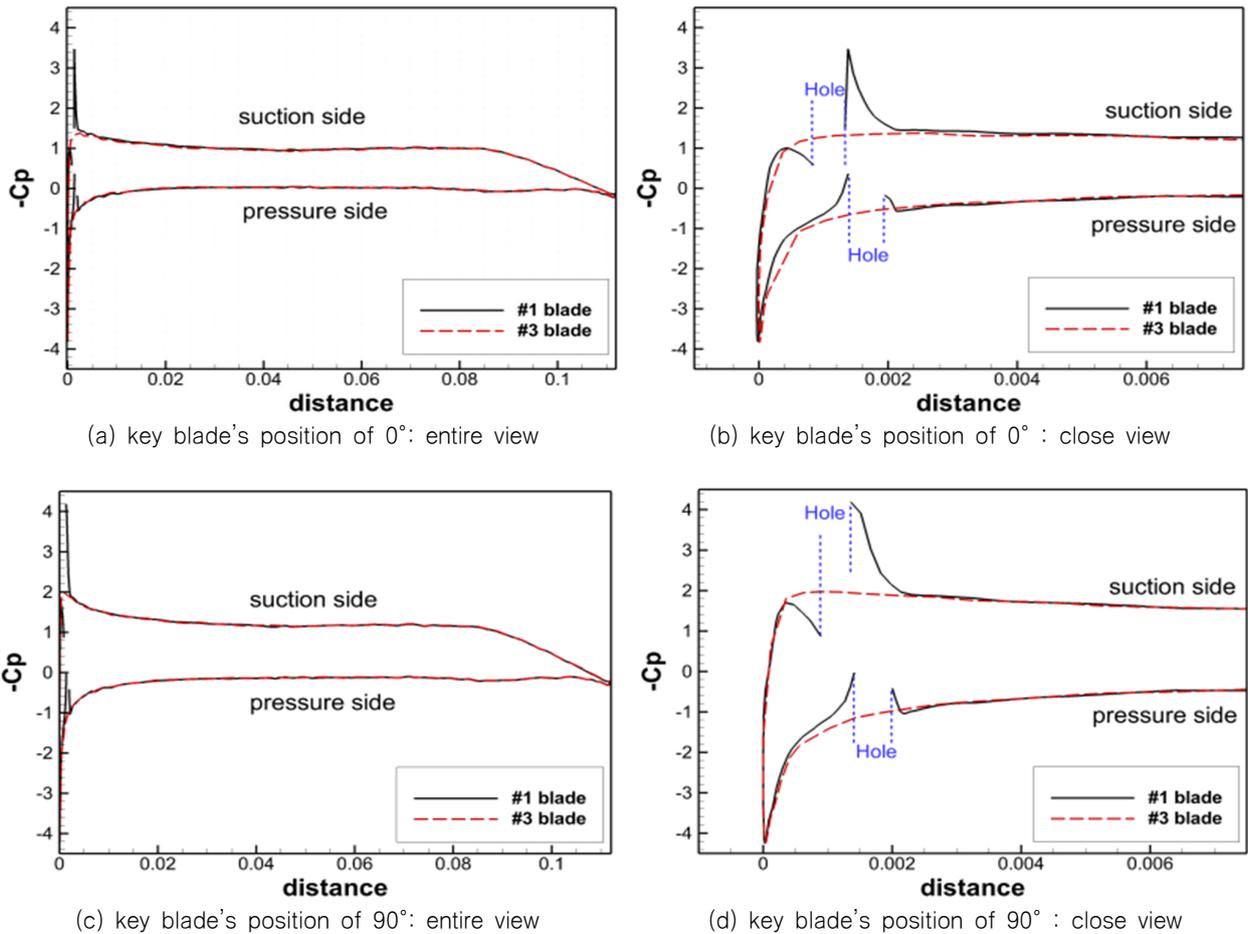


Fig.16 Pressure profiles along the circumferential direction on #1 and #3 blades at $\beta=6^\circ$ & 0.7R

것을 알 수 있다. Fig. 16(b)와 (d)를 살펴보면 축경사의 영향으로 90도 위치에서 0도보다 압력이 전반적으로 떨어졌으며, 특히 관통구 부근에서의 압력이 급격하게 떨어지는 것을 볼 수 있다. 이와 같은 결과로부터 Fig. 8과 Fig. 9에서 보여진 날개 위치 0도부터 90도까지 변하면서 흡입면 캐비테이션이 증가하는 현상을 설명할 수 있다. 특히 #1과 #3 날개에서의 캐비테이션 발생 거동 차이의 원인도 파악된다.

관통구 주위 낮은 압력분포의 이유를 설명하기 위하여 축경사각 6도 조건에서 #1 날개가 90도의 위치일 때 반경 0.7R에 관통구 주위의 한계유선(limiting streamlines) 분포를 살펴보았다.

Fig.17은 0.7R 위치 날개 표면과 그 위치의 관통구 표면에서 압력분포 그리고 한계유선 분포를 보여주고 있다. 또한 압력면의 관통구로 유동이 유입되면서 입구 부근에 회전성분과 함께 낮은 압력분포를 보이고 있다. 유동은 관통구를 통해 흡입면으로 유출되고 있고, 이 유출류는 앞날에서 흡입면으로 흐르는 유동과 상호작용하며, 흡입면 관통구 가장자리에 인접한 하류 영역 또는 관통구 내부에 상대적으로 낮은 압력이 형성되어 보다 빨리 캐비테이션 발생조건에 이를 것으로 판단한다. 이와 같이 날개 양면의 압력차이로 발생하는 유동 상호작용은 프로펠러 표면의 레이놀즈 수가 캐비테이션 발생량에 미치는 영향(Kim et al., 2000a)보다 훨씬 큼을 알 수 있다.

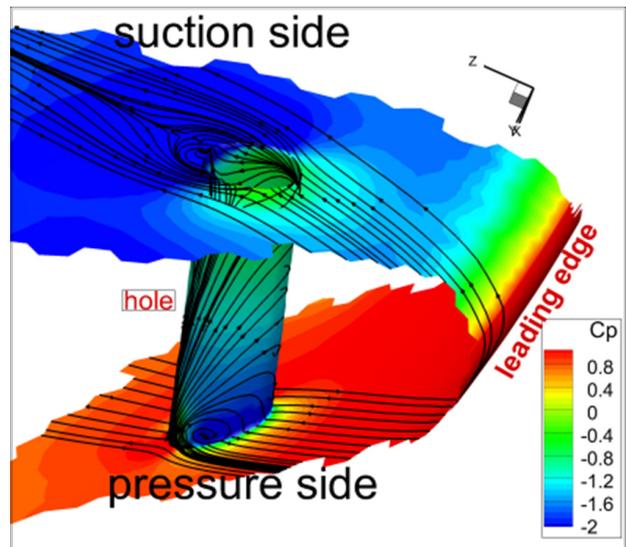


Fig.17 Limiting streamlines around the hole at 0.7R.

6. 결론

프로펠러 앞날 근처 관통구는 균일류 중에서 축경사각 0도 및 6도에서 캐비테이션 발생을 촉진하고 있음을 실험적으

로 확인하였다. 또한 수치해석 방법으로 관통구 내부 및 주위의 국부유동 특성 변화를 살펴보았다. 이는 프로펠러 회전 시 날개의 압력면과 흡입면의 압력차이로 인하여 유동장이 형성되어 관통구 내부 또는 관통구 가장자리 하류영역에서 압력강하를 유발하며 캐비테이션 조기발생 가능성을 확인할 수 있다. 이러한 현상은 축 경사각이 증가할수록 클 것으로 생각된다.

모형 프로펠러 캐비테이션 시험에서 캐비테이션 거동 재현정도 향상은 중요하며 향후 선체 및 부가물 반류 중에서 관통구 및 분사구에 의한 캐비테이션 특성 연구가 체계적으로 수행되어야 할 것으로 생각된다.

이러한 관통구는 프로펠러 설계 및 부하분포에 따라 흡입면 앞날(Suction Side Leading Edge, SSLE) CIS, 압력면 앞날(Pressure Side Leading Edge, PSLE) CIS에는 일부 영향을 줄 것으로 생각된다. 그러나 일반적으로 잘 설계된 대부분의 함정 프로펠러 경우에는 날개 끝 보오텍스 캐비테이션(TVC)이 제일 먼저 발생하며, SSLE 및 PSLE의 CIS는 상대적으로 높은 선속에서 발생한다.

본 연구는 향후 캐비테이션 발생 시 소음수준 및 피탐거리 감소를 위한 공기분사 최적화 연구에 기반이 될 것이라 생각한다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부와 방위사업청이 지원하는 민군기술협력사업 민군기술개발과제 '선박용 CPP 캐비테이션 초생선속 최적 설계기술 개발' 과제(PNS3230)와 주요사업(PES9270)의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

References

Ahn, J.W., Kim, K.S. & Park, Y.H., 2016. Experimental study of the POW characteristics using high-capacity inclined-shaft dynamometer in LCT. *Proceedings of the Spring Conference*, SNAK, pp.491-497.

Kim, K.S., Kim, K.Y., Ahn, J.W., & Lee, J.T., 2000a, Effect of reynolds number, leading edge roughness and air content on the cavitation performance of model propellers. *Journal of Society of Naval Architects of Korea*, 37(1), pp.10-25.

Kim, K.S., et al., 2000b. Cavitation-noise characteristics and controls on a 3D oscillating elliptic wing. *Proceedings of the Spring Conference*, SNAK, pp.161-166.

Kim, K.S., Ahn, J.W., Park, Y.H., Kim, G.D., Kim, S.P., Yu, Y.W. & Lee, C.S., 2013, Correlation study on pressure fluctuation measurement at large cavitation tunnel with full-scale data for two container carriers. *12th PRADS*, Changwon, Republic of Korea, 24-27 October 2013.

Kim, K.S., et. al, 2017. Development of optimum design technology to increase cavitation inception speed of CPP for ship propulsion, *KRISO Report*.

Kim, M.G., Ahn, H.T., Lee, J.T., & Lee, H.G., 2014. Fully unstructured mesh based computation of viscous flow around marine propellers. *Journal of Society of Naval Architects of Korea*, 51(2), pp.162-170.

Reisman, G.E., Duttweiler, M.E., & Brennen, C.E., 1997. Effect of air injection on the cloud cavitation of a hydrofoil. *ASME Fluids Engineering Division Summer Meeting*, Canada.

Seol, H.S., Jung, B., Suh, J.C. & Lee, S., 2002, Prediction of non-cavitation underwater propeller noise. *Journal of Sound and Vibration*, 257(1), pp.131-156.

Seol, H.S., Suh, J.C., & Lee, S., 2005. Development of hybrid method for the prediction of underwater propeller noise. *Journal of Sound and Vibration*, 288, pp.345-360.

Shih, T.H., Liou, W.W., Shabbir, A., Yang, Z., & Zhu, J. 1995, A New k-e eddy viscosity model for high reynolds number turbulent flows. *Computers Fluids*, 24(3), pp. 227-238.

Siemens, 2018. STAR-CCM+ 11.04 User Guide, [Online] Available at: <https://support.industrysoftware.automation.siemens.com/general/documentation.shtml> [Accessed 01 Jan. 2018].

Wang, C., Huang, B., Zhang, M., Wang, G., Wu, Q., & Kong, D., 2018. Effects of air injection of the characteristics of unsteady sheet/cloud cavitation shedding in the convergent-divergent channel, *International Journal of Multiphase Flow*, 106, pp.1-20.



안 중 우



박 일 룡



박 영 하



김 제 인



설 한 신



김 기 섭