

신조된 고속 캐비테이션 터널에서 환기 초공동 실험 수행을 위한 기초 연구

백부근^{1,†}·김민재²·정영래²·이승재³·김경열¹·안종우¹·설한신¹·김기섭¹
한국해양과학기술원 부설 선박해양플랜트연구소¹
국방과학연구소²
대우조선해양³

Fundamental Studies for Ventilated Supercavitation Experiments in New High-speed Cavitation Tunnel

Bu-Geun Paik^{1,†}·Min-Jae Kim²·Young-Rae Jung²·Seung-Jae Lee³·Kyoung-Youl Kim¹·Jong-Woo Ahn¹·Han-Shin Seol¹·Ki-Sup Kim¹
Korea Research Institute of Ships & Ocean Engineering¹
Agency for Defense Development²
Seoul National University³

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 the present works, the High-speed Cavitation Tunnel (HCT) has been designed and manufactured to have the large test section to conduct various supercavitation experiments. The large amount of air ventilated behind a cavitator produces lots of tiny bubbles, which prevent clear observation of supercavitation at the test section. To collect small bubbles effectively, a bubble collecting section of large volume is equipped upstream of the test section. HCT has the test section dimension of $0.3^H \times 0.3^W \times 3.0^L$ m³ and provides maximum flow speed of 20.4 m/s at the test section. The blockage and Froude effects on the ventilated supercavitation are investigated successfully at the test section. The basic studies such as the supercavitation evolution, drag measurements and cavity shape extraction with air flow rate are also carried out in HCT.

Keywords : Ventilated supercavitation(환기(분사)형 초공동), High-speed cavitation tunnel(고속 캐비테이션 터널), Minimum cavitation number(최소공동수), Froude effect(Froude 효과), Blockage effect(막힘 효과), Drag coefficient(항력 계수), Shadowgraph technique(그림자 기법)

1. 서론

수중운동체의 캐비테이터(cavitator)에서 발생하는 초공동(supercavitation)이 수중운동체 전체를 덮게 되면 유체 마찰저항을 획기적으로 줄임으로써 수중에서의 초고속 주행을 가능하게 할 수 있다. 초공동 수중운동체의 항력 및 운동 성능을 실제 척도에서 검증하는 것은 쉽지 않기 때문에 초기 설계 단계에서 축소 모형에 대한 초공동 시험을 수행하여 그 성능을 확인하거나 설계 안을 개선하는 작업이 바람직하다. 국내에서는 대표적으로 충남대학교 캐비테이션 터널에서 초공동 시험을 수행하여 왔다 (Kim et al., 2015; Kim et al., 2016; Jeong & Ahn,

2016). 국외에서는 대표적으로 미국 미네소타 대학교의 SAFL(Saint Anthony Falls Laboratory)에서 초공동 시험을 다년간 수행하여 초공동 캐비테이터 설계뿐 만 아니라 초공동 운동체에 대한 유도제어기술을 개발하여 초공동 분야에 있어서 앞선 기술을 보유하고 있다 (Kawakami & Arndt, 2011; Escobar et al., 2014). 국내에서도 모형 실험을 이용한 초공동 캐비테이터 설계뿐 만 아니라 유도제어를 위한 기초 기술의 개발을 계획하고 있다. 초공동 유도제어에 대한 기초 연구를 위해서는 비교적 큰 수중운동체 모형에 대한 환기형(분사형) 초공동의 형상 변화, 초공동 막힘비에 따른 효과, 초공동 형상에 대한 종력 효과 등을 자세히 조사할 필요가 있다. 그러나 국내에는 SAFL과 대등한 규모의 고속 캐비테이션 터널이 없어 다양한 설계

또는 검증 실험을 수행하기 어려웠다. 또한 초공동 실험을 원활하게 수행하기 위해서 터널의 시험부에 설치된 수중체로 고속의 유동이 유입되어야 하고 캐비테이터 후방에서 분사된 공기 기포들이 시험부로 재유입되는 영향을 최소화해야 하므로 적절한 기포 포집부를 필수적으로 구비해야 한다.

선박해양플랜트연구소에서는 기존의 중형 캐비테이션 터널 (Medium-sized Cavitation Tunnel, MCT)과는 별도로 초공동 시험용 고속 캐비테이션터널 (High-speed Cavitation Tunnel, HCT)을 설계 및 제작하여 비교적 큰 규모의 수중체에 대한 실험을 수행할 수 있게 되었다. 시험부의 제원은 0.3^H x 0.3^W x 3.0^L m³이며 시험부에서의 최고 유속은 SAFL 터널과 유사한 20 m/s로 설계되었다. 초공동 실험을 위해 신조된 HCT의 주요 성능을 타 기관의 고속 캐비테이션 터널과 비교하여 Table 1에 나타내었다.

Table 1 Comparison of HCT with other high-speed

| Tunnel (country) | Tunnel dimension (LxH m ²) | Test section (BxHxL m ³) | Max. speed (m/s) | Bubble collection |
|------------------|--|--------------------------------------|------------------|-------------------|
| HCT (Korea) | 16.5 x 9.5 | 0.3 x 0.3 x 3.0 | 20.4 | enough |
| SAFL (USA) | 10.2 x 4.4 | 0.19x0.19 x1.0 | 20 | enough |
| ARL (USA) | ~12 x 10 | 0.3(dia.) x 0.8 | 21 | Not enough |
| SSPA(Sweden) | 2.5 (L) | 1.0(dia.) | 23 | Not enough |
| CNUCT (Korea) | 7.5 x 4.5 | 0.1 x 0.1 | 20 | enough |

환기 초공동 실험을 위해서는 고속 유동의 실현뿐 만 아니라 기포들을 효율적으로 포집하는 것이 매우 중요하므로 기포 포집부의 설계와 검증 작업이 필요하다. 본 연구에서는 실제 공기 포집부의 공기 제거 성능을 확인하기 위하여 시험부에서 공기 기포들을 가시화하여 검토하였다. 또한 제작된 고속터널에서 이루어진 환기 초공동 시험 결과의 신뢰성을 얻기 위하여 초공동 검증 시험을 수행하였다. 환기 공동수와 공기유량계수를 이용하여 공동의 생성부터 소멸까지 관찰하였고 국외 유사 실험결과와 비교 검증하였다. 또, 공동 형상 및 캐비테이터 항력 계측 결과들을 이용하여 잘 알려진 경험식 결과와 비교하였다. 본 연구에서는 환기 초공동 관련 연구에 필수적인 공동 형상 추출 기법과 항력 계측 기법을 마련하였으며 이를 토대로 최대 공동 직경, 공동 길이, 항력 계수 등의 관계를 고찰하였다.

2. 고속 캐비테이션 터널 작동 시운전

Fig. 1과 같이 최종 제작된 HCT의 시험부 길이는 3 m, 단면적 크기는 0.3 x 0.3 m²이다. 실제 HCT 시험부에서 형성된 유체 유동의 균일도와 난류강도 값을 살펴보기 위하여 Fig. 2와 같은 1차원 레이저 유속계를 사용하여 시험부에서 터널 유속을 계측하였다. 유속을 계측한 곳은 시험부 길이 방향으로 2곳이며 각 위치에서 경계층을 제외한 200(높이) x 200(폭) cm²의 단면에 대해 조사하였다. 유속 계측은 HCT의 주모터 rpm을 변화시켜 주유동 방향과 수직 방향에 대해서 레이저 유속계를 이용하여 계측하였고 그 결과를 Table 2에 표시하였다. Table 2에서 보는 바와 같이 유동의 균일도는 1% 내외이며 난류강도는 0.4% 내외임을 확인하였다. 이 때 균일도(uniformity)의 정의는 아래 (1)식과 같다.

$$Uniformity = 1 - \int_A \frac{\sqrt{(\bar{U} - u)^2}}{2A\bar{U}} dA \quad (1)$$

\bar{U} : mean velocity, u : measured velocity,
 A : unit cell area

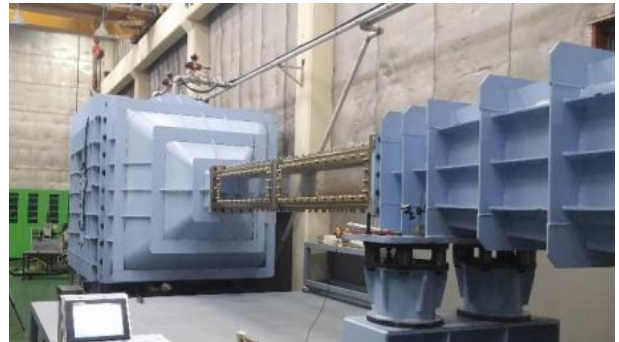


Fig. 1 Manufactured High-speed Cavitation Tunnel (HCT)

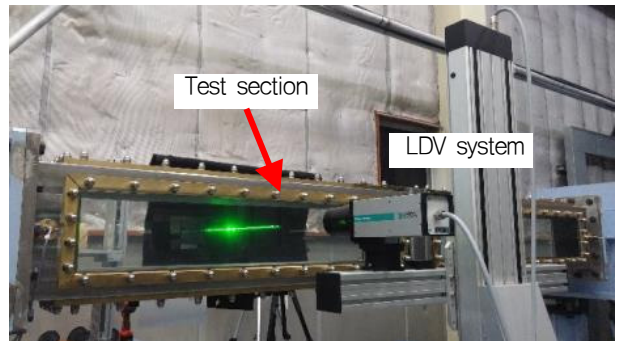


Fig. 2 Tunnel's test section and LDV system for flow speed measuring

평균 유속 분포를 살펴보면 첫 번째 윈도우 영역보다 두 번째 윈도우 영역에서 유속이 다소 증가하고 난류강도도 증가하

는 것을 볼 수 있다. 이는 시험부 평행부의 길이가 커짐에 따라 시험부 벽에 발생하는 난류 경계층이 주유동 속도 및 난류 성분에 영향을 준 것이라고 사료된다. 시험부에서 최대 설계 유속은 20 m/s이었는데 이미 1/10 터널 모형 시험에서 Froude 수 상사법칙에 따라 최대 설계 유속을 만족하였으며(Paik et al., 2016) HCT의 첫 번째 윈도우 중심에서 계측한 최대 유속은 20.4 m/s으로서 최대 설계 유속을 만족함을 확인하였다.

Table 2 Flow velocity measurements in uniform flow region (200 x 200 cm²)

| | 1 st window | 2 nd window |
|-------------------------|------------------------|------------------------|
| Mean (m/s) | 15.01 | 15.20 |
| Uniformity(%) | 99.6 | 98.6 |
| Turbulence intensity(%) | 0.38 | 0.42 |

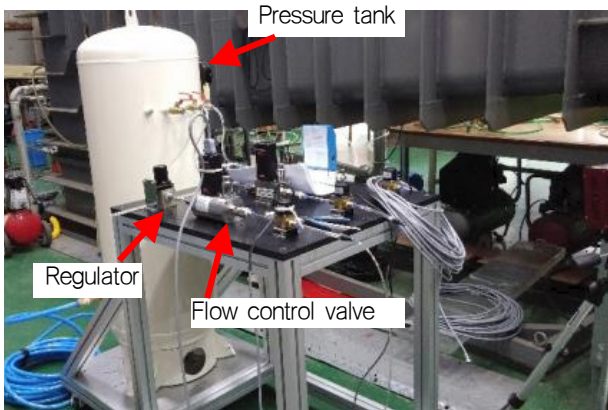


Fig. 3 Air flow-rate control system for air injection

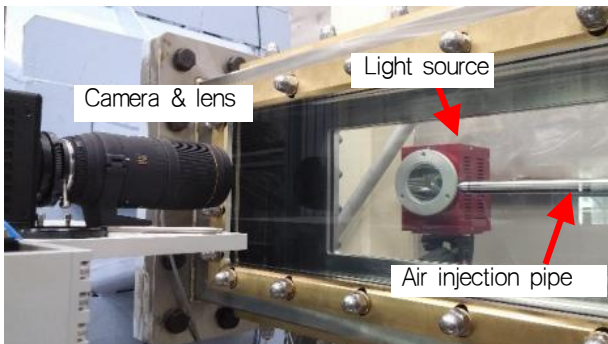


Fig. 4 Shadowgraph set-up for bubble visualization

기포 포집 실험을 위해서는 원하는 공기 유량을 시험부 내로 유입할 수 있는 공기 유량제어 시스템이 필요하다. 본 연구에서는 300 l/min까지 ±2% 이내에서 공기 유량을 일정하게 제어할 수 있는 공기 유량제어 시스템을 Fig. 3과 같이 제작하여 사용하였다.

공기유량제어시스템은 공기의 압력을 일정하게 유지하는 압력탱크와 레귤레이터(regulator), 유량제어밸브 및 on-off 밸브로 구성되어 있다. 압력탱크는 최대 9bar까지 압력을 유지할 수

있으며 공기유량 분사에 따라 압력이 감소할 경우 공기압축기에서 공기를 공급할 수 있도록 구성되어 있다. 시험부를 지나는 기포의 크기를 관찰하기 위한 그림자기법(shadowgraph) 장치(Fig. 4)는 백색광 메탈램프, 고속카메라(MINI UX100, Photron) 및 MACRO 180mm (SIGMA) 렌즈로 이루어져 있다. 그림자 기법으로 형성된 관측면의 크기는 8.8 x 7.5 mm²이었다. 공기분사 장치는 공기분사 구멍이 위-아래, 좌-우에 2 mm 직경으로 뚫려있으며 공기 유량제어 시스템과 연결되어 Fig. 5와 같이 공기 분사를 수행할 수 있도록 제작되었다. 공기 분사홀(hole)이 너무 작으면 공기유량제어시스템에서 충분한 공기를 공급하기 어렵기 때문에 2 mm 직경의 분사홀을 선정하여 실험을 수행하였다.

공기 분사를 위한 파이프(직경 15 mm)의 구조적 불안정성을 고려하여 시험부 유속은 13 m/s까지만 증가시켜 기포 포집 성능 시험을 수행하였다. 고속의 유동에서 기포들을 관찰하기 위해서 Fig. 6과 같이 고속카메라의 프레임률(frame rate)을 초당 50000장으로 설정하였다. 공기 유량을 200 l/min으로 유입시킨 후 관측면을 지나가는 기포들을 살펴보면, 기포의 크기는 750 μm 이상의 대형 기포들이 관찰되며 기포들의 개수도 증가하였다. 그러나 공기 유입을 차단한 후 기포 포집을 시작하게 되면 3분 후 400 μm 정도의 기포들을 관찰할 수 있고 기포 포집 기능 가동 10분 후에는 300 μm 이하의 직경을 갖는 기포들을 관찰할 수 있어 본 연구에서 설계한 기포 포집 기능이 잘 동작하고 있음을 확인할 수 있다.

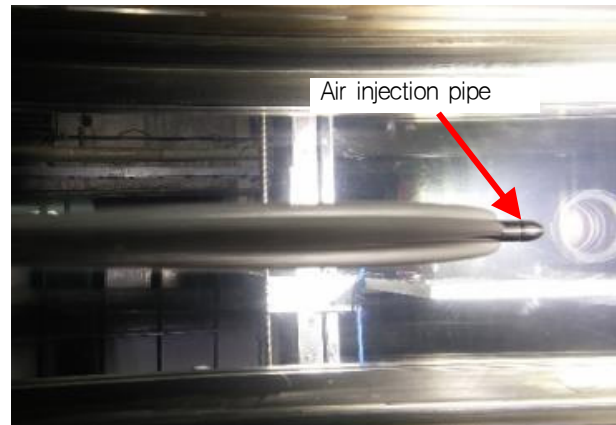


Fig. 5 Air injection experiments

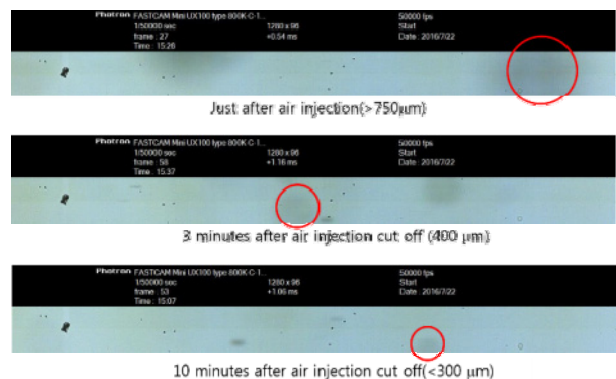


Fig. 6 Bubble observation results

고속터널 운용 시 나타날 수 있는 터널 본체 진동을 계측하기 위하여 Fig. 7과 같은 1축 가속도계를 터널의 4곳에 부착하였는데 시험부의 경우 1축 가속도계 3개를 조합하여 시험부 상판 위에서 유동방향, 수직방향, 폭방향 등 3가지 방향의 가속도를 측정하였다. 고속터널 상부의 확장부 다음으로 배치된 엘보우 E1, 고속터널의 기포 포집부 이전에 위치한 엘보우 E4, 임펠러 Imp.가 설치된 부위의 터널 관로 등에도 1축 가속도계 1개씩을 설치하여 진동을 계측하고자 하였다.

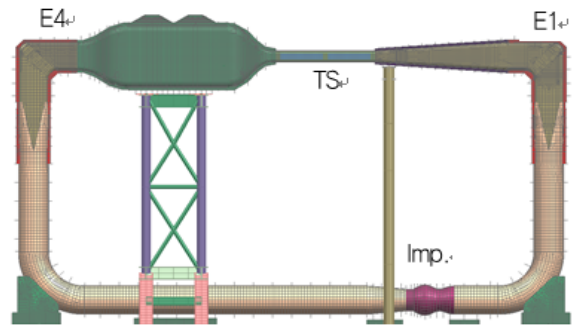


Fig. 7 One-axis accelerometer for vibration measurements

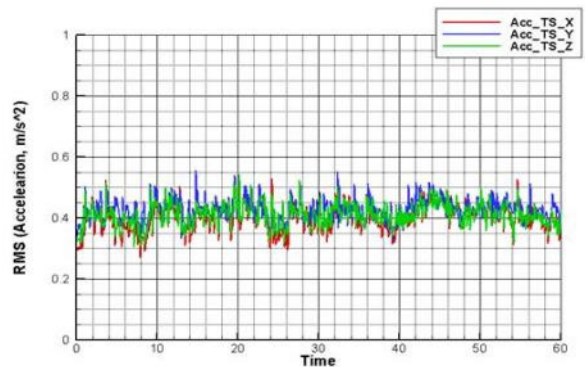
Fig. 8은 임펠러 회전수가 250 rpm이고 시험부 유속이 15 m/s일 때 계측한 가속도 값의 시간이력을 나타낸다. 시험부 및 엘보우 E4에는 작은 크기의 진동이 계측되었고 임펠러 및 엘보우 E1에는 시험부 및 E4 보다 다소 큰 진동이 계측되었다. 임펠러는 회전기로서 터널의 주된 진동원이고 E1의 경우 고속의 유동이 압력을 회복하면서 90도로 회전하여 아래쪽으로 진행하는 곳이므로 많은 기포 및 유동에 기인한 진동원이 존재한다. 본 고속 캐비테이션 터널의 경우 기포 포집 기능이 운용되는 15 m/s까지 0.2~0.5 m/s²의 가속도 값이 나타나 터널 본체의 진동이 크지 않음을 확인하였다.

널에 대한 시운전을 마치고 환기 초공동 현상이 제대로 발생하는지 확인하기 위하여 환기 초공동 검증 시험을 수행하였다. 시험을 위해 터널 시험부에 설치된 스트럿(strut), 샤프트(shaft), 캐비테이터(cavitator) 등에 대한 내용을 Fig. 9에 나타내었다. 이 때 스트럿은 코드(chord) 길이 10 cm NACA0012 단면을 사용하여 제작하였다. 샤프트의 직경은 30 mm, 길이는 700 mm이었다.

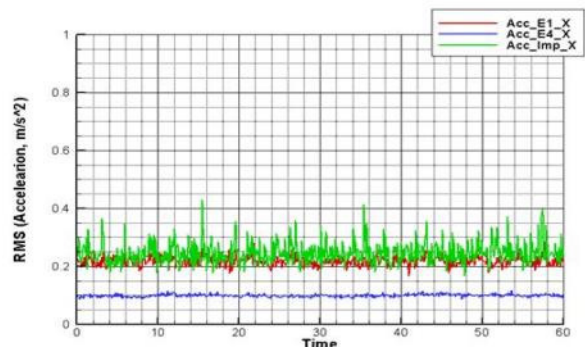
검증 시험을 위해 사용된 캐비테이터는 원판(disk)형 캐비테이터로서 직경(d_c)은 31.6 mm이었다. 환기 초공동을 형성하기 위해서는 Fig. 3에서 언급한 공기유량제어 시스템을 이용하여 캐비테이터 후방의 샤프트 위치에서 공기를 분사해야 한다. 캐비테이터 바로 뒤에 항력센서가 위치하므로 최소한의 이격 거리가 필요하다. 이에 따라 본 연구에서는 공기 분사 위치를 캐비테이터 뒷면에서 0.5 d_c 떨어진 곳으로 결정하였다. 또한 환기 공동수를 얻기 위해서는 형성된 공동 내부의 압력 P_c 를 계측해야 한다. 공동 내부 압력은 캐비테이터 뒷면에서 0.75 d_c 떨어진 곳에서 계측하였다.



(a) Vibration measurement points



(b) Test section (X,Y,Z direction)



(c) E1/E4/Impeller (X direction)

Fig. 8 Vibration measurement results at impeller rpm of 250

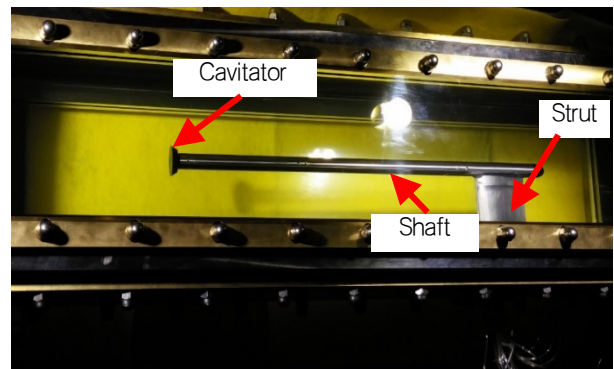


Fig. 9 Shaft system set-up for ventilated supercavitation experiments

3. 환기 초공동 검증 시험

위와 같이 초공동 실험을 위해 신조된 고속 캐비테이션 터널 HCT에서 수행된 초공동 검증 실험 결과들은 미네소타 대학 SAFL 터널에서 수행된 초공동 실험 결과들과 비교하였다. 캐비테이터 직경 d_c 에 대한 터널의 등가직경 D 의 비로 표현되는 값을 막힘비 D/d_c 라고 할 때 막힘비가 10.7 인 경우에 대해 초공동 검증 시험을 수행하였다. 이 때 등가직경 D 는 임의의 터널 시험부 단면적을 원형 시험부 단면적으로 환산할 경우 얻을 수 있는 원형 시험부의 직경을 의미한다. 시험부 유속은 $U_\infty = 10$ m/s ($F_n = U_\infty / (g \times d_c)^{0.5} = 18$)이었다. 환기 초공동 실험을 수행하기 위해서는 캐비테이터 후방에서 공기를 분사해야 하므로 공기유량계수 C_q 와 환기 공동수 σ_c 를 변화시킨다. 여기서 환기 공동수와 공기유량계수의 정의는 아래 식과 같다.

$$\sigma_c = \frac{P_\infty - P_c}{0.5\rho U_\infty^2} \quad (2)$$

$$C_q = \frac{Q}{U_\infty d_c^2} \quad (3)$$

Q 는 캐비테이터 후방으로 유입되는 공기의 체적유량 (LPM:liters per min.), U_∞ 는 터널 시험부 입구에서 측정된 시험부 평균 유속, P_∞ 는 터널 시험부 유입단에서의 정압력이다.

여기서 조심스럽게 살펴 볼 문제가 있는데 실험 시 사용하고 있는 유량계의 신뢰도에 대한 것이다. 공기 유량을 잘못 측정하여 실험을 할 경우 최종 실험 결과에 대한 오류가 발생하여 분석이 어려워진다. 따라서 본 연구에서는 두 종류의 유량계(TSI사와 LT(Line Tech, M3300VA)사)를 선택하고 각 유량계를 이용하여 공기유량계수를 측정한 후 환기 공동수와의 관계를 살펴 보았다. 신뢰도가 높은 유량계를 선정하기 전이므로 TSI사와 LT사의 유량계로 측정한 C_q 값들을 평균하였고 그에 해당하는 공동 형상을 취득하였다. 공동 형상으로부터 최소공동수를 얻는 자세한 방법은 Kim et al. (2015)에 자세히 기술되어 있다. Fig. 10을 보면 두 가지 종류의 유량계를 이용한 환기 공동수 결과와 공동 형상으로부터 얻은 최소공동수 결과를 함께 볼 수 있으며 두 개의 유량계가 서로 유사한 분포를 보이고 있음을 알 수 있다. 그러나 형상 정보 및 Reichardt의 경험식 (4)로부터 얻은 분포(empty rectangular symbol)와 더 유사한 LT사의 유량계를 최종 선정하였다 (Knapp et al., 1970).

$$\frac{L}{d_c} = \frac{\sigma_\infty + 0.008}{\sigma_\infty (0.066 + 1.7\sigma_\infty)} \times \frac{D_{max}}{d_c} \quad (4)$$

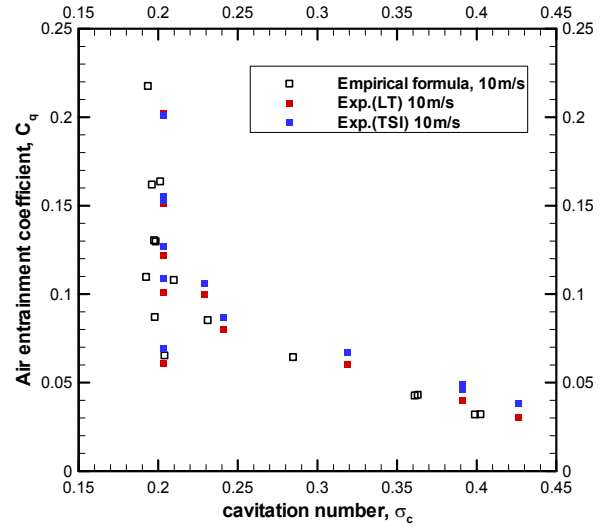


Fig. 10 Experimental results for choosing air flow meter

상기 식에서 D_{max} , L 과 d_c 들은 각각 최대 공동 직경, 공동 길이, 캐비테이터 직경을 의미한다. σ_∞ 는 무한원방 유동에서의 캐비테이션 수를 나타낸다. σ_∞ 는 캐비테이션 수가 충분히 작을 때 터널에서 측정한 공동수 σ 로부터 (5)식을 이용하여 근사적으로 계산할 수 있다 (Karlikov & Sholomovich, 1966).

$$\sigma_\infty = \frac{2\sigma^2 - \sigma_{min}^2}{2\sigma} \quad (5)$$

σ_{min} 은 최소공동수로서 Brennen (1969)의 수치계산 결과에 대한 fitting 식 (6)로부터 얻을 수 있는데, 이 최소공동수는 터널 시험부 내 막힘비에 의해 결정지어진다.

$$\sigma_{min} = \alpha \left(\frac{D}{d_c} \right)^b, \quad a = 3.6416, \quad b = -1.232 \quad (6)$$

이와 같이 실험에 적절한 유량계를 선정하였고 Fig. 11과 같이 공기 유량 유입에 따라 공동이 변화하는 모습을 살펴 보았다. 그림을 보면 $C_q < 0.2$ 의 구간에서 발달되지 않은 포말형(foamy) 공동이 공기 유량 증가에 따라 그 크기가 증가하는 것을 알 수 있다. 공기유량계수 0.2 이상에서는 Fig. 11(d)에서 보는 바와 같은 속이 보일 정도로 투명한 초공동이 형성되어 그 형상을 유지한다. 이 초공동은 공기유량계수 값을 0.2 이하로 줄여도 그 형태를 그대로 유지하는 이력현상(hysteresis)을 보인다.

그러나 공기유량계수가 0.06이 되면 초공동이 급격히 와해되고 재유입제트(re-entrant jet)와 유사한 유동이 공동 닫힘(closure) 영역에 나타난 후 Fig. 11(f)와 같은 포말형 공동으로 복귀하게 된다. 이러한 환기형 초공동의 특성은 이미 Kim et al. (2015)등이 보고한 바 있다.

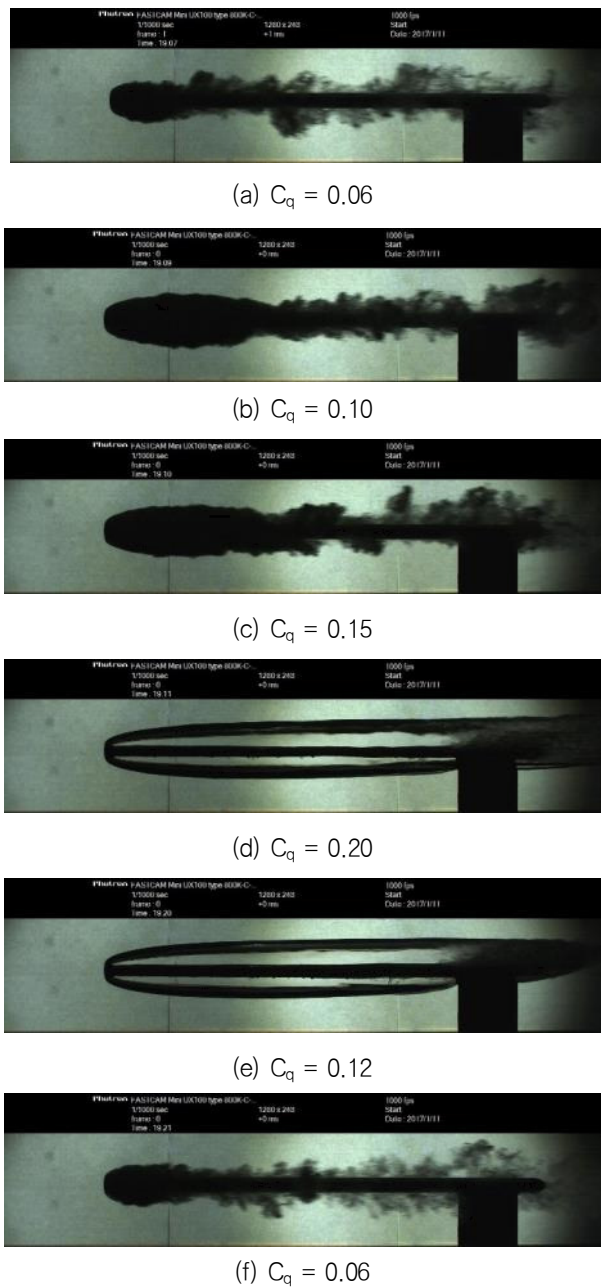


Fig. 11 Supercavitation evolution at $d_c = 31.6$ mm and $F_n = 18$

또한 환기 초공동 실험 결과의 검증을 위해 SAFL 터널에서 얻은 초공동 실험 결과와 비교하였다. 두 기관에서 수행한 결과가 Fig. 12에서 보는 바와 같이 약 $\pm 5\%$ 이내의 오차 범위 안에서 매우 유사함을 알 수 있어 신조된 고속 캐비테이션 터널에서의 초공동 실험 결과가 유효함을 확인할 수 있다.

본 연구에서는 터널 시험부의 유속을 변화시켜서 $F_n = 18$ 에서뿐만 아니라 $F_n = 10.8, 14.4, 21.6$ 에 대해서도 Fig. 13과 같이 초공동 형성 실험을 수행하여 Froude 수 변화가 초공동에 미치는 영향을 살펴 보았다. $F_n = 10.8$ 과 14.4 의 경우 공동의 후미가 스트럿에 가까워짐에 따라 부력의 영향을 받아 위쪽으로 약간 기울면서 하류로 나아가는 것을 볼 수 있다.

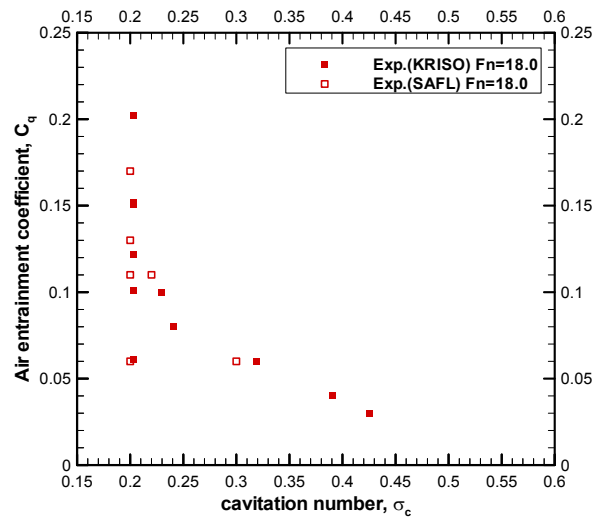


Fig. 12 Comparison of hysteresis curves between KRISO and SAFL

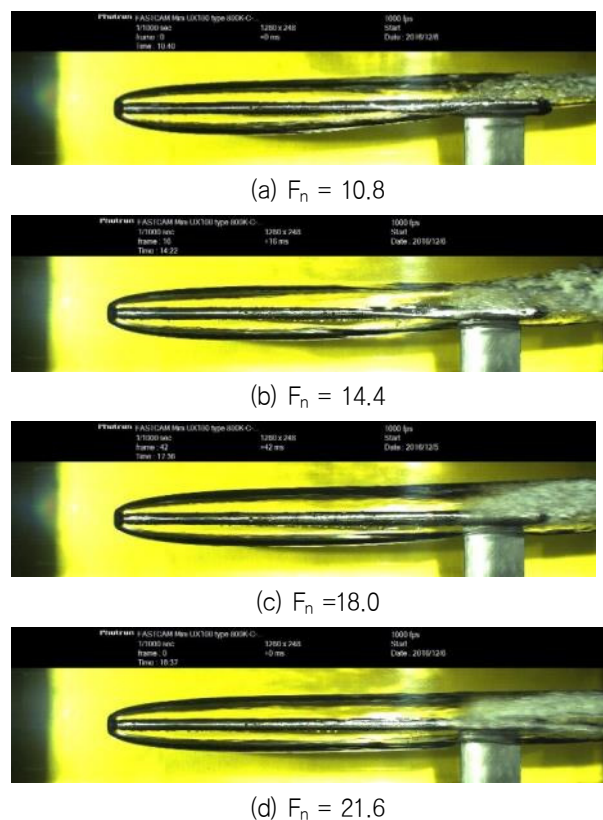


Fig. 13 Supercavitation shape according to the variation of Froude number

이러한 부력 효과는 Froude 수를 증가시키기에 따라 점차 감소하여 Fig. 13(d)에서 보는 것과 같이 공동의 후미가 조금 더 수평하게 유지된다. 부력에 의해 공동의 후미가 터널 시험부의 상판을 향해 기울어져 진행하게 되면 공동에 의한 막힘(blockage) 효과가 커져서 다음의 (7) 식으로 기술되는 최소 공동수(σ_{min})가 증가하게 된다. D_s 는 공동의 최대 직경을 의미한

다. (7)식은 유량 보존 및 베르누이 법칙으로부터 얻을 수 있으며 자세한 내용은 Kim et al. (2016)에 기술되어 있다.

결국, Fig. 14에서 보는 바와 같이 F_n 가 10.8에서 21.6으로 증가함에 따라 터널의 최소 공동수가 0.209, 0.207, 0.203, 0.201 순으로 작아짐을 확인할 수 있다. 또한 F_n 가 클수록 더 작은 공기유량계수에서 최소 공동수가 얻어진다. Fig. 14에서 공기유량계수를 증가시킬 경우를 실선 화살표로 표시하였으며 초공동 현상이 유지되다가 포말형태로 전환되도록 공기유량계수를 감소시키는 구간을 점선 화살표로 표시하였다. F_n 가 증가함에 따라 실선과 점선 경로의 차이가 점차 감소하여 이력현상이 감소됨을 알 수 있다.

$$\sqrt{\sigma_{\min} + 1} = \frac{1}{1 - \left(\frac{D_s}{D}\right)^2} \quad (7)$$

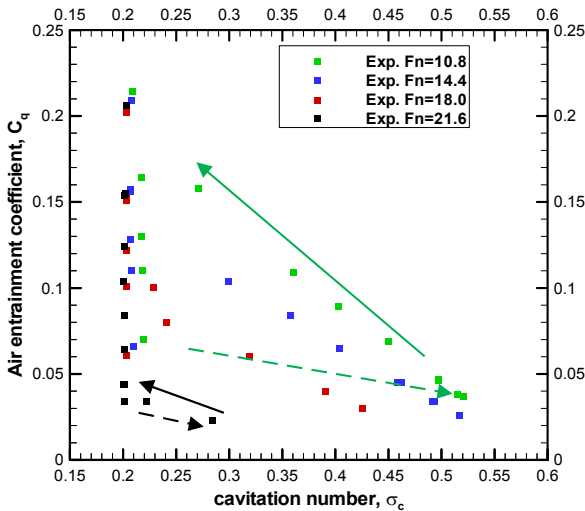
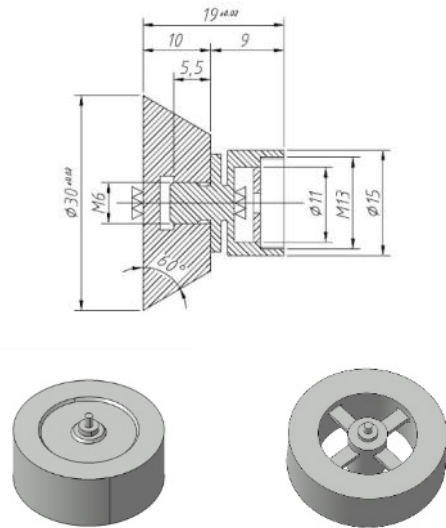


Fig. 14 Variation of ventilated cavitation number in terms of air entrainment coefficient and Froude number

4. 초공동 형상과 캐비테이터 항력에 대한 실험적 고찰

수중체의 선단에 위치하여 유입되는 유동을 방해하는 캐비테이터는 큰 항력을 받으면서 캐비테이터 후방에 초공동을 형성시킨다. Reichardt (1946)와 Garabedian (1956) 등은 캐비테이터에 나타나는 항력이 최대 직경, 길이와 같은 공동 형상과 관련이 있다고 보고하였다. 그들은 캐비테이터 항력과 공동 형상의 관계를 표현하는 이론식 또는 경험식들을 제안하였다. 이 식들은 무한원방(unbounded) 유동 조건에서 형성된 자연형 초공동의 공동 형상을 추정하는 데 있어 캐비테이터 항력이 매우 중요한 요소임을 나타내고 있다. 수중체 설계 시 수중체의 직경이나 길이를 미리 예측하는 것은 매우 중요하기 때문에 공동

형상 추정을 위해 캐비테이터에 미치는 항력을 정확히 예측하는 것 또한 중요하다고 할 수 있다. 모형 시험에서는 Fig. 15와 같이 캐비테이터 직후방에 항력 센서가 장착되어 공간 확보가 필요하므로 공기 분사 홀(hole) 및 공동 내 압력 계측을 위한 홀(hole)은 캐비테이터 뒷면으로부터 각각 $1.90d_c$ 와 $2.15d_c$ 떨어진 위치로 결정하였다.



(a) Diaphragm (b) Beam type
Fig. 15 One-dimensional drag sensor and cavitator

항력 계측 실험에서 사용한 디스크 캐비테이터의 직경 d_c 는 30 mm이었다. 1축 항력 센서(원방포스텍, 최대 800N)는 다이아프램(diaphragm) 방식이며 캐비테이터 직후방에 설치되었다. 이 센서는 -0.14% 의 선형성을 가지며 -0.03% 의 부하이력과 0.03% 의 재현성을 가진다. 본 연구에서는 Fig. 9에 나타난 환기 초공동 시험 장치를 이용하여 항력 계측을 수행하였으며 항력 계측 결과들은 Garabedian (1956)의 항력 추정식 (8)을 이용하여 얻은 값들과 비교하였다. (8)식에서 C_D 는 공동수 σ 를 이용하여 추정할 수 있는 항력계수이다. 그리고 C_{D0} 값은 $\sigma = 0$ 인 무한 공동에서 얻어진 항력 계수 값이므로 0.815를 사용하였다 (May, 1975).

$$C_D = C_{D0}(1 + \sigma) \quad (8)$$

직경이 30 mm인 디스크 캐비테이터에 대해 계측된 항력 계수 값들을 Fig. 16과 같이 환기 공동수에 대하여 표현하였다. 포말형 공동으로부터 재유입 제트 형태의 공동(투명한 초공동이 형성되기 직전 상태)까지 항력 계수 값은 Garabedian 식에 의해 예측된 값들을 잘 추종하나 최소 공동수 0.185에서 투명한 초공동이 형성된 후에는 항력 계수 값이 1.05까지 상승하며 Garabedian 식에 의해 예측된 값과 차이를 보이게 된다. 공동수가 최소 공동수에 이르면 diaphragm 방식의 항력 센서를 경계로 하여 센서 외부 압력과 센서를 지난 샤프트 내부 압력 간

에 평형을 쉽게 이루지 못함으로써 센서에 추가적인 변형을 주어 Fig. 16의 ■ 심볼로 표시된 자료와 같이 정상적이지 못한 결과를 얻게 된다. 따라서 본 연구에서는 diaphragm 방식이 아니라 beam 방식의 항력 센서를 개발하여 캐비테이터의 항력을 계측하고자 하였다. Beam 방식의 경우 diaphragm 방식과 같은 원판형 센서가 아니라 십자형의 센서이므로 센서를 경계로 내 외부의 압력 평형을 쉽게 얻을 수 있다. Beam 방식의 센서를 사용할 경우에는 센서 직경의 제한으로 인해 36 mm 직경의 캐비테이터를 사용하였고 diaphragm 방식의 센서의 경우에는 30 mm 직경의 캐비테이터를 사용했기에 Fig. 16의 ▲ 심볼로 표시된 결과에서 보는 바와 같이 최소 공동수가 각각 다르게 나타났다. 최소 공동수에 이르기 전까지는 diaphragm 방식의 센서가 Garabedian의 점근식에 잘 접근하고 있으나 최소 공동수에서는 항력이 약 8%까지 증가하며 좋지 않은 경향을 보인다. 그러나 beam 방식의 센서에서는 모든 공동수 구간에서 약 2% 내외로 다소 감소된 항력 값을 보이거나 최소 공동수에서는 센서 주위 압력 평형을 잘 이루어 항력 증가 없이 일정한 값을 보였다. 본 연구에서는 항력 계측 시 불안정한 값을 보이지 않아 diaphragm 방식보다 상대적으로 높은 신뢰성을 보인 beam 방식의 항력 센서를 이용하여 항력을 계측하였다.

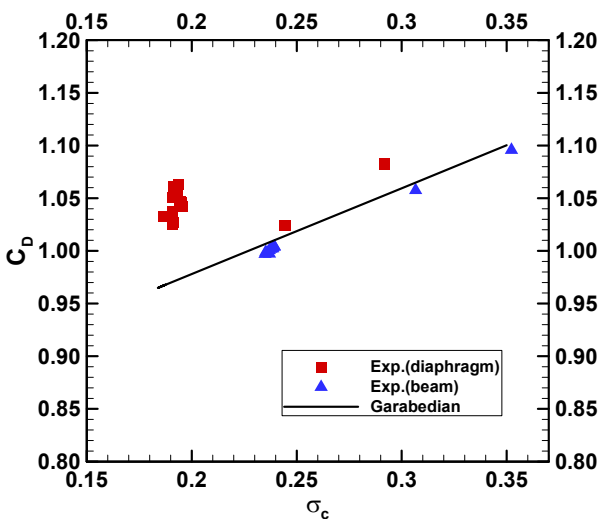


Fig. 16 Comparison of drag coefficients obtained from the ventilated supercavitation (■: $d_c=30$ mm, ▲: $d_c=36$ mm)

본 연구에서 살펴 보고자 하는 것들 중 하나는 초공동 형상과 항력 계수 사이의 관련성을 조사하는 것이다. 초공동 형상은 항력 계수 및 (9), (10) 식과 같이 이미 알려진 Garabedian의 점근식들을 이용하여 추정할 수 있다. 그러나 이 추정식들은 무한 유동에서 초공동이 형성되는 경우에 대해서 얻어진 것이므로 공동수로서 σ_{∞} 값을 사용하게 된다. 따라서 식 (5)와 같은 근사식을 이용하여 터널에서 얻어진 공동수 σ_c 로부터 이에 대응하는 σ_{∞} 를 대략적으로 추정하였다.

$$\frac{D_{max}}{d_c} = \left(\frac{c_D}{\sigma_{\infty}} \right)^{1/2} \quad (9)$$

$$\frac{L}{d_c} = \left(\frac{C_D}{\sigma_{\infty}^2} \log_e \frac{1}{\sigma_{\infty}} \right)^{1/2} \quad (10)$$

초공동 형상을 경험 또는 이론식에 근거하여 추정할 수는 있으나 각 추정식들이 신뢰할 만한 지, 실험에서 초공동이 정상적으로 형성되는 지 등을 종합적으로 확인하기 위해서는 직접 계측한 초공동 형상으로부터 공동 형상 인자들을 추출하여 추정 값들과 비교하는 것이 바람직하다. 물론 이 추정 값들이 참 값이라고 확신할 수 없는 σ_{∞} 로부터 얻어진 것이므로 근사적으로 비교하는 것을 목적으로 하였다. 본 연구에서는 그림자 기법 (shadowgraph technique)을 이용하여 실험에서 초공동 형상을 직접 계측하였다. 초공동의 고분해능 윤곽선을 얻기 위하여 광 감도가 좋은 고속카메라(Mini AX50, Photron)로 초공동 형상의 그림자 영상을 획득하였는데 이 때 카메라의 프레임율은 1000 fps(frame per sec.)이었다.

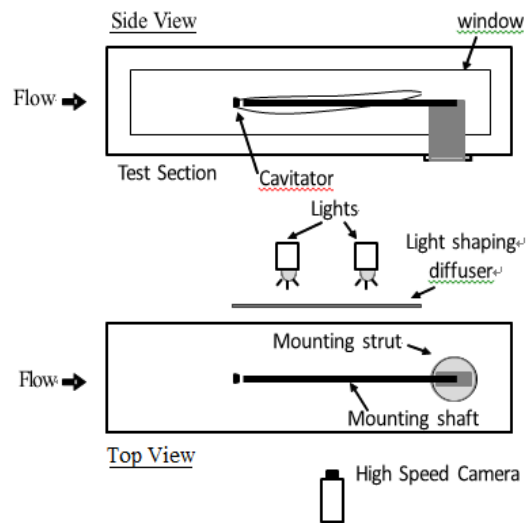


Fig. 17 Optical experimental set-up

Fig. 17에서 보는 바와 같이 그림자 기법을 위한 광원과 고속카메라는 관측면에 수직으로 배치되어 있으며 산광기 (light-shaping diffuser)로서 얇은 반투명 필름을 시험부의 후면부 원도위에 부착하여 광분포가 초공동에 균일하게 형성되도록 조치하였다. 고속카메라는 1280 × 248의 픽셀(pixel) 분해능을 갖는 12비트 컬러 영상을 촬영할 수 있으며 이 때 카메라의 공간 분해능은 1.14 pixel/mm이었다. 획득한 500개의 그림자 영상들로부터 초공동 윤곽들을 자동적으로 추출함으로써 효율적이며 신뢰할만한 공동 영상 분석이 되도록 하였다. 공동의 윤곽은 edge detection operator와 cubic spline 알고리즘에 근거하여 추출하였는데 배경 영상 제거, edge detection(global threshold, Sobel operator), 윤곽선 smoothing 등의 세 가지

과정들이 순차적으로 진행되었다 (Lee et al., 2013). Fig. 18은 그림자 영상으로부터 초공동 윤곽선들을 분리해 내는 전체 영상 처리 과정을 보인다.

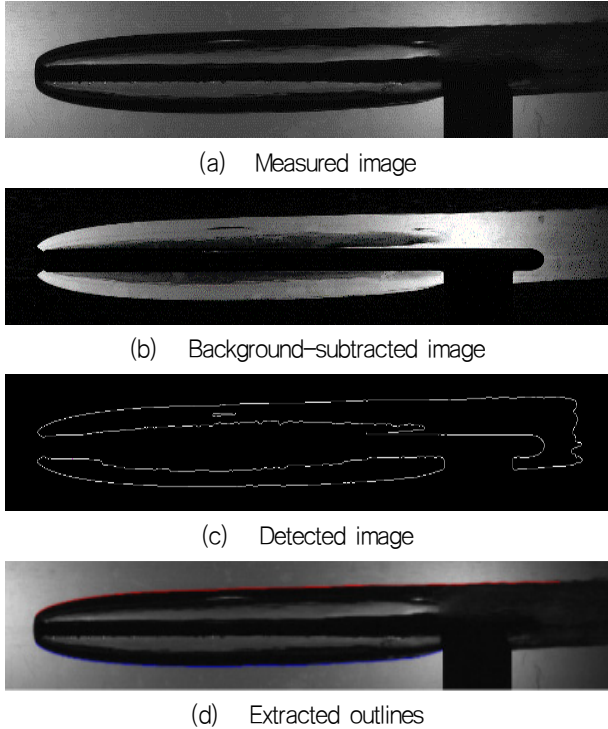
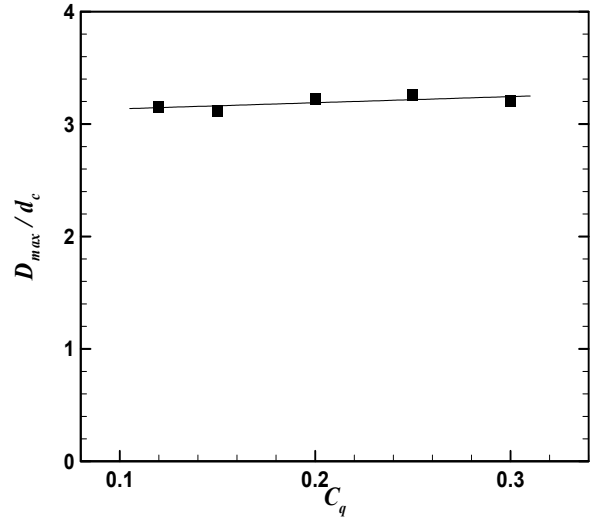


Fig. 18 Sample output from the automatic outline extraction process($d_c=30\text{mm}$, $\sigma_{\min}=0.185$)

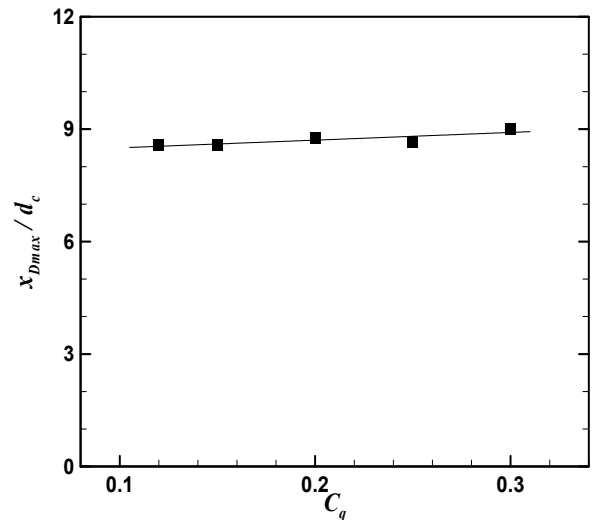
Fig. 19는 공기유량계수 C_q 변화에 따라 그림자 기법을 통해 얻은 초공동 형상 인자 D_{\max} 와 $X_{D_{\max}}$ 를 캐비테이터 직경 d_c 로 무차원화하여 나타낸 것이다. 여기서 $X_{D_{\max}}$ 는 캐비테이터의 뒷면 중심에 원점이 존재할 경우 초공동의 최대 직경이 형성된 곳까지의 수평방향 거리이다. 본 연구에서는 초공동의 길이 L 을 $X_{D_{\max}}$ 의 2배로 정의하여 기술하였다. 초공동이 $C_q = 0.1$ 근처에서 발생한 후에는 C_q 를 더 증가시키더라도 초공동의 최대 직경과 길이는 거의 변화하지 않았다. 이미 기술한 것처럼 초공동의 형상 인자들은 식 (9)와 (10), 식 (8)을 통해 얻은 항력 계수 C_D 를 이용하여 추정될 수 있는데 초공동의 최대 직경 D_{\max} 의 경우, 그림자 기법으로 추출한 값이 항력 계수를 이용하여 추정한 값과 유사함을 Fig. 20(a)를 통해 확인 가능하다.

그러나 초공동 길이 L 의 경우에는 그림자 기법을 통해 얻은 값이 항력 계수 C_D 를 이용하여 추정한 값보다 크게 나타났음을 Fig. 20(b)를 통해 알 수 있다. 사실 식 (9)와 (10)은 무한 원방의 유동장에서 자연 초공동이 형성되었을 경우에 대한 초공동 형상 추정식이다. 환기형 초공동 실험이 폐회로를 갖는 캐비테이션 터널에서 수행될 경우 터널 내벽에 의해 갇힌 유동이 공동 형상에 영향을 주어 초공동의 길이를 증가시킬 수 있음을 Shao et al. (2017)이 최근 보고하였다. 일반적으로 초공동 실험이 환기 초공동 형태로 수행되고 모형 시험이 캐비테

이션 터널에서 수행됨을 고려할 때, 무한영역의 유동 조건에서 도출된 초공동 형상 추정식 (9), (10) (Garabedian, 1956)과 (11), (12) (Reichardt, 1946)들의 적용 방법에 대한 추가 연구가 필요하다.



(a) maximum diameter



(b) horizontal position of D_{\max}

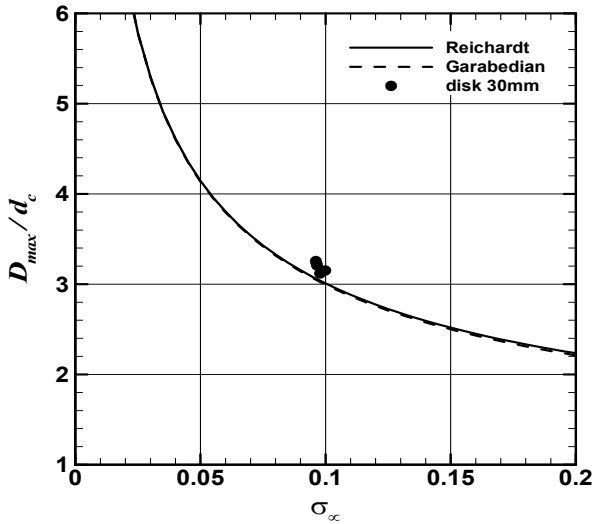
Fig. 19 The shape of supercavitation against air entrainment coefficient C_q ($d_c=30\text{ mm}$, $\sigma_{\min}=0.185$)

$$\frac{D_{\max}}{d_c} = \left(\frac{C_D}{(\sigma_{\infty} - 0.132\sigma_{\infty})^{8/7}} \right) \quad (11)$$

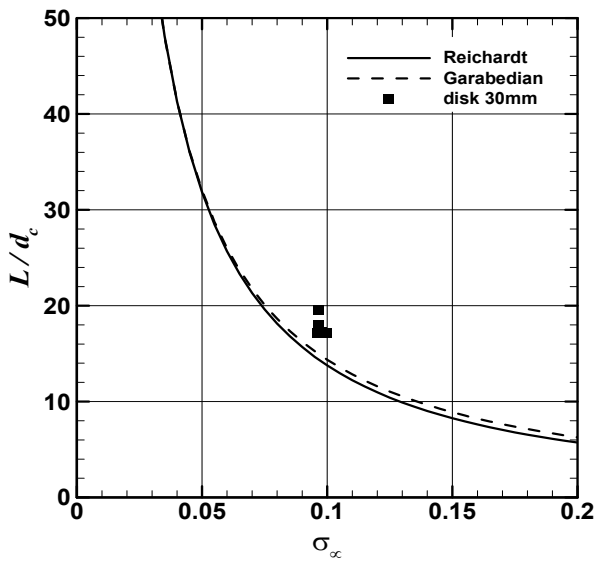
$$\frac{L}{d_c} = \frac{\sigma_{\infty} + 0.008}{\sigma_{\infty} (0.066 + 1.7\sigma_{\infty})} \times \frac{D_{\max}}{d_c} \quad (12)$$

또한 최소공동수 보다 큰 공동수 조건에서 취득한 공동 영상

으로부터 공동 형상인자들을 추출할 수 있도록 그림자 기법을 고도화하는 추가 연구가 필요하다. 마지막으로 캐비테이터에 의한 막힘비를 감소시켜 본 연구의 실험 조건보다 더 낮은 값의 최소공동수 조건에서도 초공동의 형상에 대한 예측이나 예측이 가능하도록 보완할 필요가 있다.



(a) maximum cavity diameter



(b) cavity length

Fig. 20 The prediction of cavity shape parameters with respect to σ_∞ ($d_c=30$ mm)

5. 결론

본 연구에서는 환기형 초공동 실험을 위해 선박해양플랜트연구소 내에 신조된 고속 캐비테이션 터널에 대해서 소개하였으며 신뢰성 있는 초공동 실험을 위해 수행된 기초 실험들에 대하여 기술하였다. 제작된 고속 캐비테이션 터널의 성능을 검증하기 위하여 구동부 작동 시 시험부 내에서 균일하게 설계 유

속이 형성되는 지 살펴 보았고 기포 포집부 작동에 의한 시험부 내 기포 포집 성능을 조사하였다. 두 가지 모두 초공동 실험을 위해 적절하게 설계 및 제작되었음을 확인하였다. 또한 고속 캐비테이션 터널 작동 시 터널 본체에 낮은 가속도 값이 인가되어 진동 성능이 우수함을 알게 되었다. 이러한 기본적인 고속 캐비테이션 터널의 특성을 가지고 초공동 검증 시험을 성공적으로 수행하였다. 또한 초공동이 발생할 경우에 캐비테이터에 나타나는 항력을 예측하기 위한 센서도 새롭게 제작하였다. 초공동 형상 정보를 얻기 위해 그림자 영상들을 이용하여 초공동 형상 인자들을 추출하였으나 최소공동수 보다 큰 공동수 조건에서는 공동 형상인자들을 추출하지 못하였다. 무한영역의 유동 조건에서 도출된 초공동 형상 추정식의 적용에 대한 추가 연구가 필요하며 본 연구에서 얻은 최소공동수 보다 낮은 값에서도 초공동 형상에 대한 예측이나 예측이 가능하도록 보완 연구가 필요하다.

후기

본 연구는 방위사업청의 민군기술협력사업 UM14113RD1 (PNS3100, 초공동 캐비테이터 설계 및 성능 검증 연구)과제와 '추진기 소음저감기술을 응용한 추진기침식 모형시험법 개발과 추진기 소음저감기술 고도화 (PES9270)'과제의 지원으로 수행되었으며 이에 감사 드립니다.

References

- Brennen, C., 1969. A numerical solution of axisymmetric cavity flows. *Journal of Fluid Mechanics*, 37, pp. 671-688.
- Escobar, E., Balas, G. & Arndt, R.E.A., 2014. Planing avoidance control for supercavitating vehicles. *American Control Conference*, Portland, OR, USA, 4-6 June 2014.
- Garabedian, P.R., 1956. Calculation of axially symmetric cavities and jets, *Pacific Journal of Mathematics*, 6, pp.611-684.
- Jeong, S.W. & Ahn, B.K., 2016. An Experimental study on wake cavity flow characteristics of two-dimensional wedge shaped control fins. *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, 53(3), pp. 180-187.
- Karlikov, V.P. & Sholomovich, G.I., 1966. Method of approximate account for the wall effect in cavitation flow around bodies in water tunnels. *Izvestiya Akademii Nauk SSSR, Mekhanika Zhidkosti i Gaza. Izdatel'stvo Nauka*, 1(4), pp. 89-93.
- Kawakami, E. & Arndt, R.E.A., 2011. Investigation of

the behavior of ventilated supercavities. *Journal of Fluids Engineering*, 133(9), 091305

Kim, B.J., Choi, J.G. & Kim, H.T., 2015. An experimental study on ventilated supercavitation of the disk cavitator. *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, 52(3), pp. 236–247.

Kim, J.H., Jeong, S.W., Ahn, B. K. & Jeon, Y.H., 2016. A study on natural supercavitation and drag characteristics of axisymmetric cavitators. *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, 53(6), pp. 465–472.

Knapp, R.T., Daily, J.W. & Hammit, F.G., 1970. *Cavitation*. University of Iowa, Iowa Institute of Hydraulic Research, IOWA : Institute of Hydraulic Research.

Lee, S.J., Kawakami, E. & Arndt, R.E.A., 2013. Investigation of the behaviour of ventilated supercavities in a periodic gust flow. *Journal of Fluids Engineering*, 135, 081301–1.

May, A., 1975. *Water entry and the cavity – running behavior of missiles*. Naval Surface Weapons Center, Silver Spring, Maryland, Technical Report 75–2.

Paik, B.G., Park, I.R., Kim, K.S. and Lee, K., Kim, M.J. & Kim, K.Y., 2016. Study on bubble collecting section of cavitation tunnel for ventilated supercavitation experiments. *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, 53(4), pp.309–315.

Reichardt, H., 1946. *The laws of cavitation bubbles at axially symmetrical bodies in a flow*. Ministry of Aircraft Production, MAP–VC Reports and Translations 766 ONR, 1946.

Shao, S., Karn, A., Ahn, B. K., Arndt, R.E.A. & Hong, J., 2017. A comparative study of natural and ventilated supercavitation across two closed-wall water tunnel facilities. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 88, pp. 519–529.

