

<학술논문>

DOI <http://dx.doi.org/10.3795/KSME-B.2015.39.12.913>

ISSN 1226-4881(Print)
2288-5324(Online)

초공동 수중비행체의 공동영역 내부에서 분사된 배기가스가 수중비행체의 항력에 미치는 영향에 대한 수치해석적 연구[§]

유상원* · 이우근* · 김태순* · 곽영균** · 고성호*[†]

* 충남대학교 기계설계공학과, ** 한국원자력연구원

Numerical Analysis for Drag Force of Underwater Vehicle with Exhaust Injected inside Supercavitation Cavity

Sang Won Yoo*, Woo Keun Lee*, Tea Soon Kim*,

Young Kyun Kwack** and Sung Ho Ko*[†]

* Dept. of Mechanical Design Engineering, Chungnam Nat'l Univ.,

** Korea Atomic Energy Research Institute.

(Received February 6, 2015 ; Revised October 10, 2015 ; Accepted November 25, 2015)

Key Words: Drag Coefficient(항력계수), Exhaust Gas(배기가스), Underwater Vehicle(수중비행체), Rocket Propulsion(로켓추진), Supercavitation(초공동)

초록: 초공동 수중비행체는 수중에서 시속 300 km 이상의 속력을 가진다. 초공동 수중비행체는 로켓추진을 동력으로 사용하기 때문에 초공동 수중비행체의 수치해석은 물과 수증기, 배기가스로 이루어진 다상 유동을 다루게 된다. 배기가스가 수중비행체에 미치는 영향은 초공동 수중 비행체 성능연구에 중요한 부분이다. 본 연구에서는 초공동 수중비행체 주변의 유동장에 대한 수치해석을 통하여 배기가스가 비행체의 항력에 어떠한 영향을 미치는지 알아보았다. 배기가스가 없는 경우, 수중비행체를 둘러싼 초공동으로 물이 유입되는 재유입현상에 의해 수중비행체 항력의 변화가 발생한다. 추진체가 있는 경우 배출되는 가스는 재유입현상에 의한 영향을 감소시킨다. 또한 배기가스는 마하디스크를 생성하며 그 영향을 받아 항력 변화가 발생한다.

Abstract: A supercavitating vehicle has a speed of more than 300 km/h in water. A numerical analysis of the flow around a supercavitating vehicle must deal with a multiphase flow consisting of the water, vapor and exhaust gas because the vehicle is powered by roket propulsion. The effect of the exhaust gas on the vehicle is an important part in the study of the performance of the supercavitating vehicle. In the present study, the effect of the exhaust gas on the drag of vehicle was investigated by conducting numerical analysis. When there is no exhaust gas, drag of vehicle is affected by re-entrant. In the case with rocket propulsion, the exhaust gas reduces the influence of re-entrant. The exhaust gas also creates Mach disk and it changes drag profile.

1. 서 론

액체 상태인 물이 압력강하로 인하여 기화되는 현상을 공동현상(cavitation)이라고 한다. 공동현상

을 더 발달시키면 수증기가 물체를 다 덮어버리게 되는데 이러한 현상을 초공동(supercavitation)이라 부른다. 초공동현상을 수중비행체에 적용하면 비행체가 수중매질로부터 받는 저항을 감소시킬 뿐만 아니라 프로펠러 대신 로켓추진(rocket propulsion) 동력을 이용하여 항주속도를 비약적으로 증가시킬 수 있다. 대표적인 예가 러시아에서 개발한 초공동 수중비행체 Shkval⁽¹⁾이다. Shkval은

§ 이 논문은 대한기계학회 2014년도 추계학술대회(2014.

11. 11.-14., 김대중컨벤션센터) 발표논문임.

[†] Corresponding Author, sunghoko@cnu.ac.kr

© 2015 The Korean Society of Mechanical Engineers

수중에서 시속 300 km 이상의 항주속도를 가진다.

이러한 초공동 수중비행체의 유동장을 해석하기 위해서는 물과 수증기, 배기가스로 이루어진 다상유동을 다루어야 한다. 배기가스가 있는 초공동의 경우 중요하게 고려되어야 할 부분은 추진장치에서 분사되는 배기가스의 압축성이다. 따라서 에너지 보존식을 풀어야 한다.

Kunz 등은 RANS를 기반으로 한 k-ε모델의 각 상의 연속방정식에 질량전달 소스항을 추가한 균일혼상류(homogeneous mixture)⁽²⁾ 모델을 적용하여 사용하였다. 이때 액체상태인 물은 이상기체 상태방정식을 적용할 수 없기 때문에 경화기체 상태방정식(stiffened gas EOS)⁽³⁾을 사용하였고, 에너지 보존방정식을 적용하여 배기가스가 포함된 압축성 다상유동을 해석하였다.⁽⁴⁾

반면 Saurel 등⁽⁵⁾은 공동의 상변화 및 각 상의 경계에서의 계산을 확산계면모델을 사용하여 초공동 수치해석을 제안하였으며, 배기가스가 있는 초공동 수치해석을 수행하였다.

로켓추진을 동력으로 사용하는 초공동 수중비행체에서 배기가스가 수중비행체에 미치는 영향은 초공동 수중비행체 성능연구에 중요한 부분이다. 따라서 본 연구는 확산계면모델을 이용한 초공동 수중비행체의 유동장을 수치해석하여 배기가스가 초공동 수중비행체의 항력에 미치는 영향에 대해 연구하였다. 먼저 추진기관을 제거한 수중비행체의 수치해석을 통하여 초공동내부에서 유동의 특성을 연구한 후, 추진기관의 배기가스가 초공동 내부의 유동특성에 어떠한 영향을 주는지 항력의 비교를 통해 연구하였다.

2. 수치해석방법

초공동에 대한 수치해석을 수행할 경우 서로 다른 상의 불연속적인 경계면을 처리하는 방법이 중요하다. 본 연구에서는 상 경계면을 각 상들의 혼합된 상태로 존재하는 영역으로 처리하는 확산계면모델을 사용하였다. 불연속적인 각 상의 경계는 수치적으로 확산되는 영역으로 처리한다.

확산계면모델은 Baer와 Nunziato⁽⁶⁾의 압축성 2상 모델을 기본으로 하였다. 이 모델은 1차원을 기준으로 하였을 때 체적비식 1 개, 질량보존식 2 개, 운동량보존식 2 개, 에너지보존식 2 개로 총 7개의 식으로 구성되어 있다. 여기에 Kapila 등⁽⁷⁾은

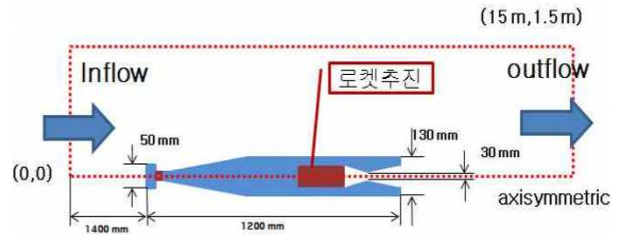


Fig. 1 Computational domain for supercavitating underwater vehicle

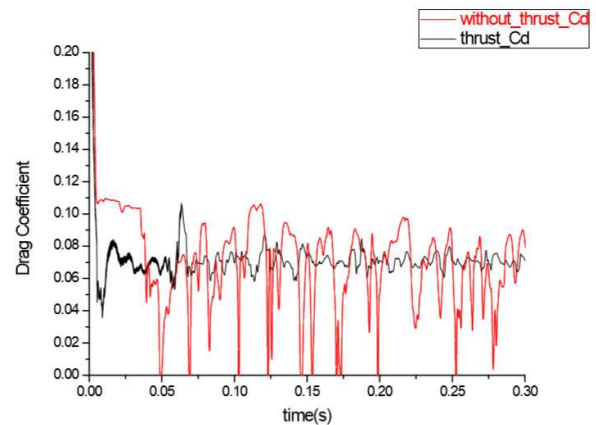


Fig. 2 Transition of the drag coefficient. Black line is computational case for underwater vehicle with rocket propulsion, red line is computational case for underwater vehicle without rocket propulsion

다상유동에서 하나의 압력과 하나의 속도를 갖는 기계적평형을 가정하여 체적비식 1 개, 질량보존식 2 개, 운동량보존식 1 개, 에너지보존식 1 개로 총 5 개로 구성된 식으로 모델링하였다. 이 확산계면모델은 국내에서도 Kwack and Ko⁽⁸⁾에 의해 연구되었으며 본 연구의 다상유동 수치해석모델로 사용되었다. Solver는 HLLC Riemann Solver⁽⁹⁾를 이용하였다.

Shkval을 Fig. 1과 같이 간소화한 형상을 2D 축대칭으로 해석하였다. 캐비테이터는 디스크형으로 크기는 50 mm이며, 비행체 몸체의 크기는 1.2 m이다. 비행체 전단에는 측면분사장치를, 후단에는 로켓추진기관이 배치되어 있다. 측면분사장치와 추진기관에서의 가스 압력은 각각 3.5 MPa, 2.5 MPa이다. 수심 10m로 가정하여 수중매질의 압력은 2 atm으로 계산하였다. 비행체의 속도는 100 m/s이며, CFL 수는 0.4로 설정하여 비정상상태로 계산하였다. 계산시간 단축을 위해 축대칭조건을 사용하였으며 격자수는 163,324 개이며 CPU 24개를 사용하여 0.4 s까지 약 70 시간이 소

요되었다. 같은 조건에서 추진기관이 없는 경우를 같이 계산하여 배기가스가 수중비행체에 미치는 영향을 확인하였다.

3. 수치해석결과

Fig. 2는 추진기관이 있는 수중비행체와 추진기관이 없는 수중비행체를 시간에 따른 항력계수로 비교한 그래프이다. 추진기관이 있는 비행체의 항력계수는 추진기관이 없는 비행체의 항력계수 변화폭보다 작았다. 이것은 초공동의 재유입현상으로 설명할 수 있다.

Fig. 3은 추진기관이 없는 비행체 생성된 초공동 현상을 물의 체적분율로 나타낸 그림이다. 초공동이 닫히는 B 부분에서 물이 초공동 내부로 유입된다. 유입된 물은 A의 비행체 후단까지 진입하여 후단벽을 타고 다시 초공동 후미로 빠져나간다. 이때 물과 수증기의 경계부분의 유동 방향은 주유동 방향과 같지만 공동 내부 수증기의 체적분율이 0.9이상인 부분에서의 유동방향은 Fig. 3의 C와 같이 나타난다. 이러한 현상은 비행체 후단벽을 타고 상승한 공동내부의 유동의 순환에 의해 발생한다.

Fig. 4는 0.2 s부터 0.25 s까지 Fig. 2의 추진기관이 없는 비행체의 시간에 따른 항력계수를 확대한 그래

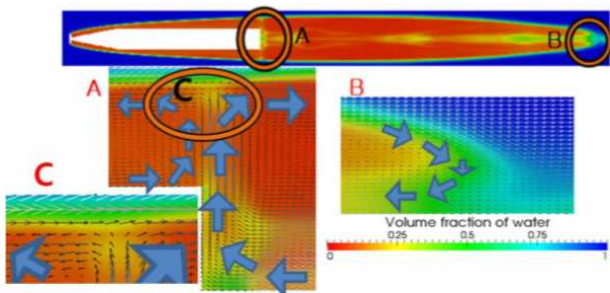


Fig. 3 Water volume fraction about supercavitating underwater vehicle without rocket propulsion

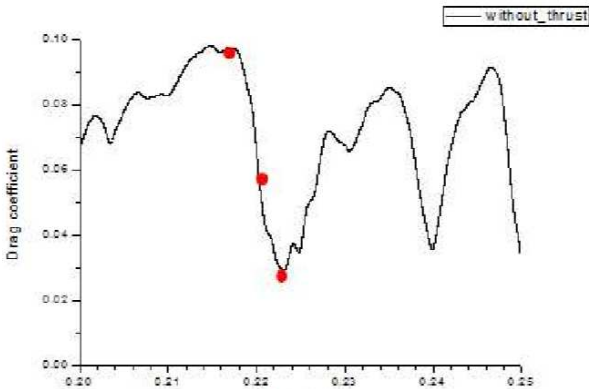


Fig. 4 Transition of drag coefficient(0.2 s - 0.25 s) in the case without rocket propulsion

프이다. 이때 붉은 점에서의 압력분포와 물의 체적분포를 나타낸 그림이 Fig. 5이다. 수증기보다 압력이 높은 물이 비행체 후단에 진입하여 비행체 후단의 압력이 증가한다. 비행체 후단D지점의 압력이 0.218 s에서 0.222 s동안 73kPa에서 587 kPa로 증가한다. 이에 따라 항력계수가 0.094에서 0.032로 감소한다. 반대로 유입된 물이 초공동 후미로 나가면서 비행체 후단의 압력은 다시 감소하고, 항력계수는 커진다. 공동내부로 진입하는 물이 Fig. 6에서 0.122 s 와 0.144 s와 같이 체적분율값이 0.6 이상으로 증가한다. 이때 많은 양의 물이 진입하여 비행체 후단의 압력이 크게 증가함에 따라 순간적으로 항력계수가 0으로 감소한다. 수중

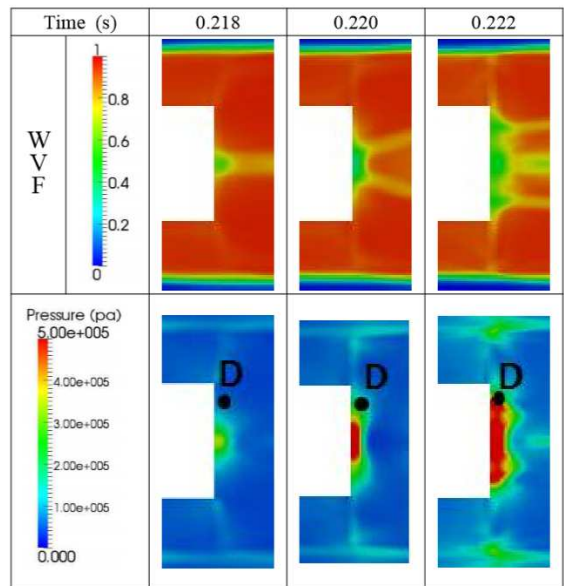


Fig. 5 Pressure and water volume fraction distribution in decrease section of drag coefficient(WVF is water volume fraction)

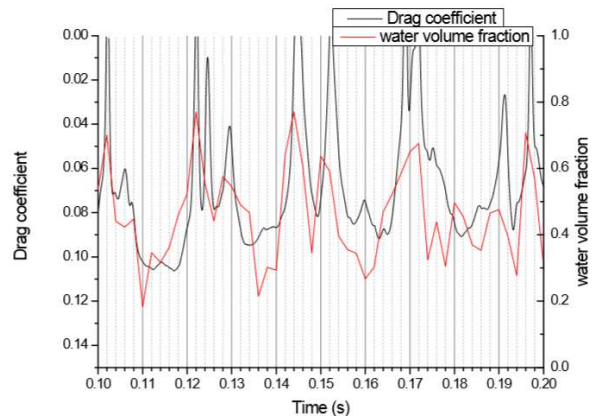


Fig. 6 Transition of drag coefficient and pressure at the end of vehicle(0.1 s - 0.2 s) in the case without rocket propulsion. Left y-axis and black line are drag coefficient. Right y-axis and red line are water volume fraction

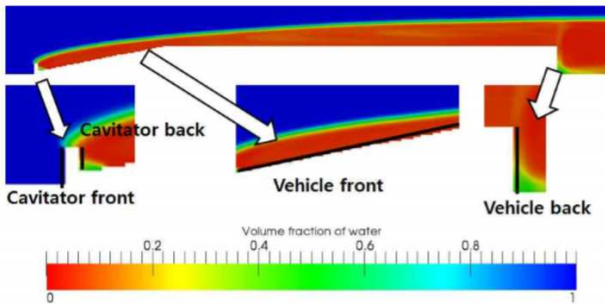


Fig. 7 Location of pressure distribution around underwater vehicle

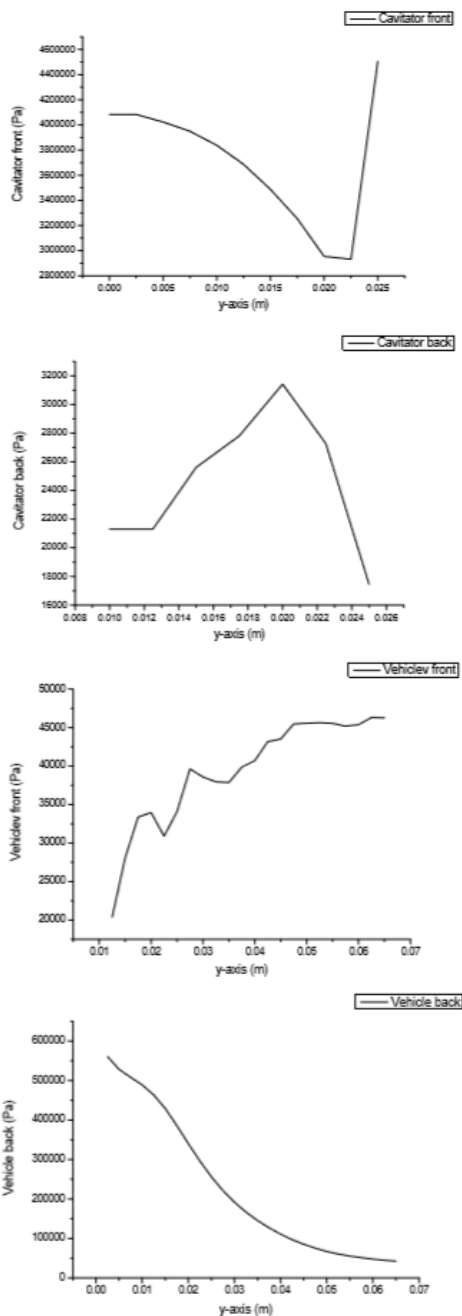


Fig. 8 Pressure distribution as each location at underwater vehicle

비행체가 받는 항력을 구하기 위해 비행체가 받는 압력은 비행체 표면적으로 적분하여 항력을 구하고 이 항력을 이용하여 항력계수를 구하였다. 점성의 영향을 고려하지 않아 Fig. 7과 같이 수중비행체 전, 후단과 캐비테이터 전후단에서의 압력을 구하였다. Fig. 8이 0.164 s일 때 비행체의 각 위치에서 받는 압력분포를 나타낸 그래프이다. 캐비테이터 전단에서 받은 압력이 다른 위치에서의 압력분포보다 높게 나타난다. 그러나 캐비테이터 면적 0.0020 m^2 , 비행체 후단의 면적이 0.013 m^2 로 비행체 후단의 면적이 6배이상 크다. 이는 Fig. 9,10에서 캐비테이터 전방과 후방, 비행체 전단에서 받는 힘이 비슷한 반면, 비행체 후단의 물의 체적분율과 함께 비행체 후단에서 받는 힘의 크기가 크게 변화하는 요인이 된다.

0.164 s일 때 비행체후단에 받는 압력에 의한 힘이 1700 N으로 비행체 전체가 받는 항력은 5800 N이며, 항력계수는 0.088이다. 0.144 s의 경우 Fig. 6과 같이 비행체 후단에서 받는 힘은 6790 N으로 캐비테이터 전단에서 받는 힘과 비슷하다. 비행체 전체가 받는 항력은 497 N으로 항력계수는 0.008이다.

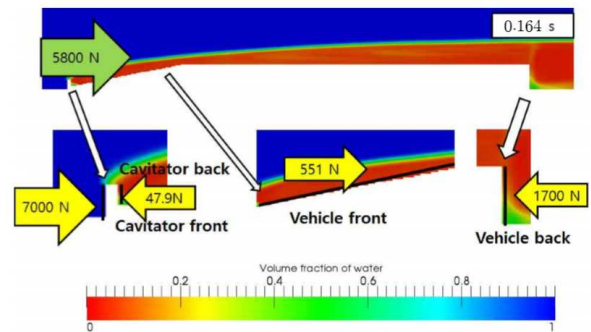


Fig. 9 Pressure force and drag force of underwater vehicle at 0.164 s(drag force is sum of every pressure force, $7000 \text{ N} + 551 \text{ N} - 47.9 \text{ N} - 1700 \text{ N} = 5800 \text{ N}$)

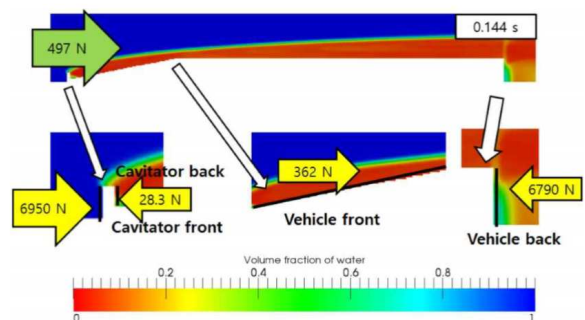


Fig. 10 Pressure force and drag force of underwater vehicle at 0.144 s(drag force is sum of every pressure force, $6950 \text{ N} + 362 \text{ N} - 28.3 \text{ N} - 6790 \text{ N} = 497 \text{ N}$)

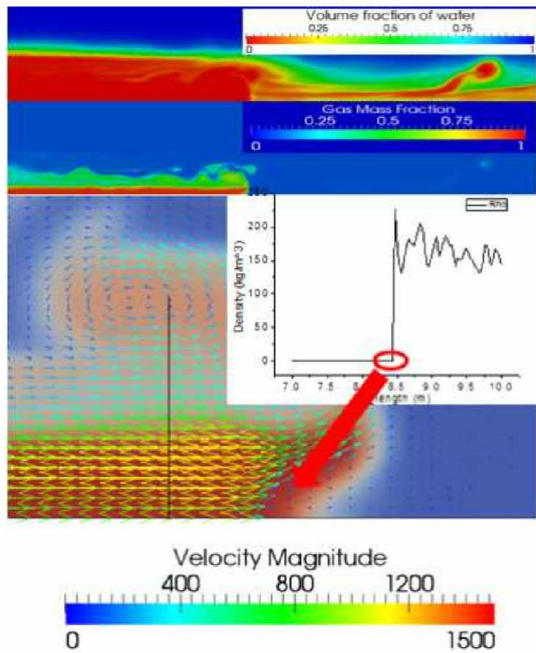


Fig. 11 Blackflow of Exhaust gas by density difference between gas and water

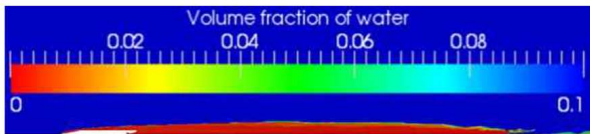


Fig. 12 Water volume fraction about supercavitating underwater vehicle with rocket propulsion

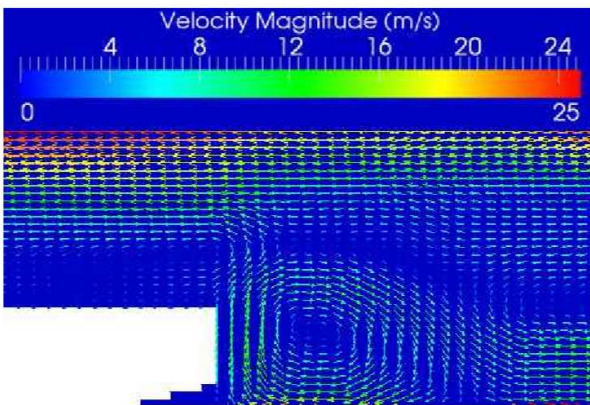


Fig. 13 Vorticity created by exhaust gas in the end of vehicle

추진기관이 있는 비행체는 가스가 분출되는데 이 배기가스는 Fig. 11과 같이 수중매질과의 100 배 이상의 밀도차이를 가지며, 이 밀도차에 의해 비행체 방향으로 역류한다. 비행체 주위에 생성된 초공동 내부는 역류한 배기가스로 채워져 있다. Fig. 12는 초공동 내부의 물의체적분율을 나

Table 1 Average and standard deviation of drag coefficient according to type of back of vehicle

	case 1	case 2	case 3	case 4
average	0.071	0.073	0.073	0.073
standard deviation	0.0059	0.0064	0.0052	0.0057

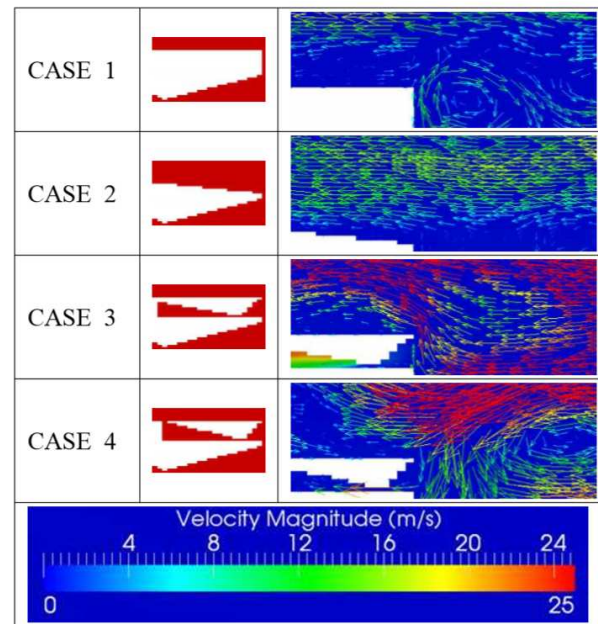


Fig. 14 Flow field according to type end of vehicle

타낸 그림으로 공동 내부 물의 비율이 0.5%이하의 분포를 가지고 있다. 이 그림은 배기가스 물의 재유입현상을 억제하여 재유입현상에 의한 항력변화가 감소하는 것을 의미한다.

역류한 배기가스는 Fig. 13과 같이 비행체 후단까지 진입하여 와류를 생성한다. 이 와류는 배기가스가 비행체 후단에 부딪혀 생성되는 것이 아니라 비행체 전단부에서 나오는 가스가 비행체 후단부에서 역류하는 배기가스와 충돌하여 발생한다. 역류한 배기가스와 생성된 와류의 영향을 살펴보기 위해 후단의 형상을 수정하였다.

Fig. 14가 후단의 형상과 형상에 따른 후단에서의 유동을 벡터로 나타낸 그림이며, 각 후단 형상별로 시간에 따른 평균항력계수와 항력계수의 표준편차를 계산하여 정리하여 Table 1에 나타내었다. 각각의 CASE에 따라 후단에서의 유동의 형태는 다르다. CASE 1의 경우 비행체후단벽에

와류가 생성된 반면 CASE 2의 경우 후단에서의 와류는 존재하지 않았다. CASE 3과 CASE 4의 후단에서는 노즐을 통한 유체의 유입과 배출로 인해 후단과 어느 정도 거리가 떨어진 지점에 와류가 생성되었다. 이렇게 후단에서 형성되는 유동의 형태가 다름에도 불구하고 평균항력계수와 항력계수의 표준편차는 비슷한 값을 가진다. 역류한 배기가스는 낮은 밀도와 낮은 속도를 가져 비행체 후단에 미치는 영향은 미미하다.

그러나 추진기관 노즐에서 분사된 배기가스는 노즐목을 통과하면서 초음속 유동이 된다. Fig.

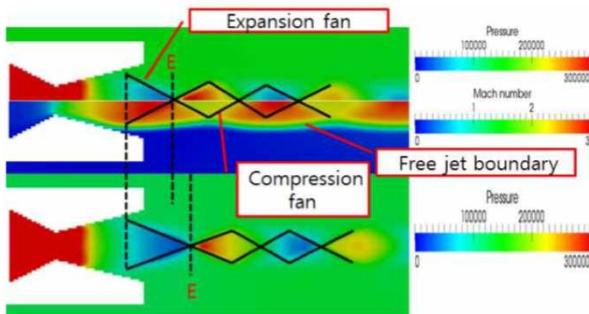


Fig. 15 Wave structures that create shock diamonds in exhaust gas of supercavitating underwater vehicle

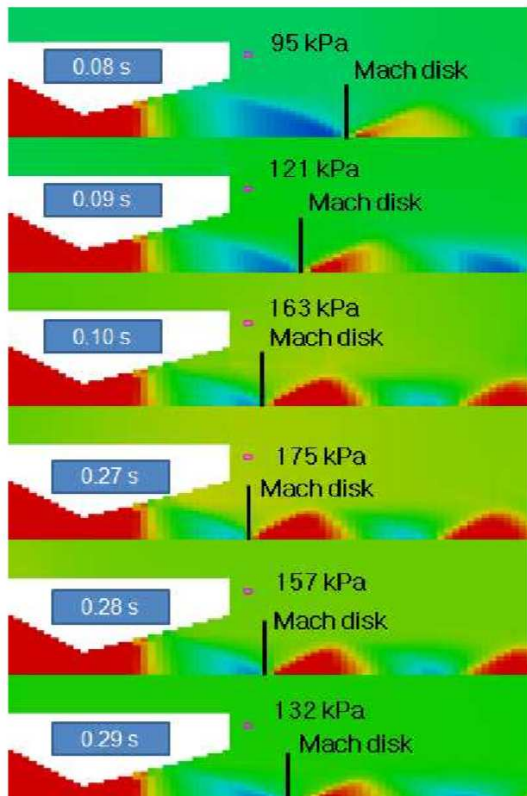


Fig. 16 Pressure changes on the end of vehicle

15은 노즐을 통과한 배기가스의 압력과 마하수의 분포를 나타낸 그림이다. 배기가스가 확대되는 노즐면적을 통과할 때 팽창파와 자유경계면에서 반사되는 반사파가 발생한다. 이 팽창파와 반사파들이 마하 다이아몬드를 형성하며 이때 E 지점에서 마하디스크가 생성된다. 이 마하디스크의 위치는 팽창파 변화에 의해 변경된다. 마하디스크의 위치가 변경됨에 따라 마하디스크 후방의 높은 압력장의 위치가 변하여 Fig. 16와 같이 비행체 후단의 압력이 변하게 된다. 마하디스크의 위치가 주유동의 반대방향으로 이동하는 0.08 s에서 0.10 s 구간에서는 비행체 후단의 압력이 95 kPa에서 163 kPa로 증가하며, 마하디스크의 위치가 주유동 방향으로 이동하는 0.27 s에서 0.30 s 구간에서의 비행체 후단의 압력은 175 kPa에서 132 kPa로 감소한다. 이 압력변화에 의하여 비행체 후단의 항력이 변한다. 이것은 비행체가 받는 항력을 변화시키는 요인이 된다.

3. 결론

초공동 수중비행체가 받는 항력계수는 재유입 현상에 의해 변화한다. 추진기관에서 분사된 가스는 수중매질과 밀도차에 의해 역류한다. 역류하는 배기가스는 재유입현상을 억제하여 비행체가 받는 항력의 변화폭을 감소시킨다. 이때 역류한 배기가스가 비행체 후단에 미치는 영향은 미미하다. 반면 추진기관 노즐에서 분사된 배기가스는 마하디스크를 생성하여 비행체의 항력을 변화시키지만 재유입에 의한 변화폭보다는 작다. 재유입에 의한 비행체 후단의 압력변화는 73 kPa에서 587 kPa로 약 500 kPa의 압력차이를 보이는 반면, 마하디스크의 위치에 따른 비행체 후단에서의 압력차이는 95 kPa에서 163 kPa로 약 70 kPa의 차이를 가진다. 이 차이는 비행체가 받는 항력계수의 변화폭에서 확인 할 수 있다. 추진기관 유·무에 따라 비행체의 항력계수 평균값은 각각 0.07과 0.068로 비슷하지만 항력계수의 표준편차 값은 각각 0.0035, 0.023으로 큰 차이를 가진다. 이 결과는 배기가스에 의해 항력계수 변화폭이 크게 감소하는 것을 의미한다.

후 기

본 연구는 한국연구재단의 지원(분사형 초공동

특성에 대한 실험 및 해석연구, NRF-2014M3C1 A9060786)을 통하여 수행되었습니다.

참고문헌
(References)

- (1) "<http://army-news.ru/2012/09/razrabotchiki-pr-edlozhili-usovershenstvovat-torpedu-shkval/>"
- (2) Kunz, R. F., Boger, D. A., Stinebring, D. R., Chyczewski, T. S., Lindau, J. W., Gibeling, H. J., Venkateswaran, S. and Govindan, T. R., 2000, "A Preconditioned Navier-Stokes Method for Two-Phase Flows with Application to Cavitation Prediction," *Computers & Fluids*, Vol. 29.8, pp. 849~875.
- (3) Saurel, R. and Abgrall, R., 1999, "A Multiphase Godunov Method for Multifluid and Multiphase Flows," *Journal of Computational Physics*, Vol. 150, pp. 425~467.
- (4) Lindau, J. W., Venkateswaran, S., Kunz, R. F., and murkle, C. L., 2003, "Multiphase Computations for Underwater Propulsive Flows," *16th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*, Vol. 4105, p. 2003.
- (5) Saurel, R., Petitpas, F. and Berry, R. A., 2009, "Simple and Efficient Relaxation Methods for Interfaces Separating Compressible Fluids, Cavitating Flows and Shocks in Multiphase Mixture," *Journal of Computational Physics*, Vol. 228.5, pp. 1678~1712.
- (6) Baer, M. R. and Nunziato, J. W., 1986, "A Two-Phase Mixture Theory for the Deflagration-to-Detonation Transition (DDT) in Reactive Granular Materials," *International journal of multiphase flow*, Vol. 12, No.6, pp. 861~889.
- (7) Kapila, A. K., Menikoff, J. B., Bdzili, J. B., Son, S. F. and Stewart, D. S., 2001, "Two-Phase Modeling of Deflagration-to-Detonation Transition in Granular Materials: Reduced Equation," *Physics of Fluid, 1994-present*, Vol.13, No.10, pp. 3002~3024.
- (8) Kwack, Y. K. and Ko, S. H., 2011, "Calculation of 2D Supercavitating Flow by Diffuse Interface Model," *Proceedings of the KSME 2011 Conference*, pp. 2094~2098.
- (9) Toro, E. F., Spruce, M. and Speares, W., 1994, "Restoration of the Contact Surface in the HLLC Riemann Solver," *Shock Waves*, Vol. 4, No. 1, pp. 25~34.