

터보펌프 주변 극저온 공동 유동장의 효율적이고 정확한 해석

김 형 준¹, 민 대 호¹, 김 현 지², 김 종 임^{3*}

Efficient and Accurate Computations of Cryogenic Cavitating Flows around Turbopump Inducer

Hyeongjun Kim, Daeho Min, Hyunji Kim and Chongam Kim

This paper deals with the numerical computations of cryogenic cavitating flows around turbopump inducer in liquid rocket. Recently, accurate and efficient baseline numerical schemes have been developed for the computations of all-speed two-phase flows. The baseline numerical schemes - RoeM and AUSMPW+ schemes for multi-phase flows - are extended for treating general equation of state, and improved preconditioning techniques are developed for more robust and efficient computations in low-speed region. As a validation step for such progress, two-dimensional/axi-symmetric cryogenic cavitating flows around hydrofoil and ogive are computed with different working fluids and cavitation models. Finally, numerical simulations of three-dimensional KARI turbopump inducer are carried out under various flow conditions with water and cryogenic fluids, and the differences in inducer flow physics depending on the working fluids are examined.

Keywords: 극저온 공동현상(Cryogenic cavitation), 액체로켓 터보펌프 인듀서(Liquid rocket turbopump inducer), 이상유동(Two-phase flow), 전 마하수유동(All-speed flow)

1. 서 론

일반적으로 극저온 유체에서 발생하는 공동현상은 물에서 발생하는 공동현상과는 달리 강한 온도효과와 상한 양의 열역학적 물성치의 변화를 유발하여 물에 비해 공동발생을 억제하는 것으로 알려져 있다. 이러한 극저온 공동현상은 극저온 유체를 작동 유체로 사용하는 터보펌프 인듀서 주위에서 자주 발생한다. 발생된 공동은 엔진 흡입성능의 저하 및 불필요한 진동으로 인한 안정성 저하를 발생시키며 액체로켓 엔진 실패의 가장 중요한 원인으로 선진국을 중심으로 중요하게 연구되고 있다. 따라서 터보펌프 인듀서 주위에서 발생하는 극저온 공동현상을 정확하게 해석하여 터보펌프 인듀서의 흡입성능을 정확하게 예측하는 것이 터보펌프 설계 및 운용에 있어 매우 중요한 기술이라고 할 수 있다.

극저온 유체의 온도효과는 1970년대부터 Hord[1], Stal and

Stepanoff, Ruggeri and Moore, Brenen 등 수많은 연구자 및 연구그룹에 의해 연구되어왔다. 그 중에서 Stahl and Stepanoff는 처음으로 온도효과에 의한 흡입수두의 감소량을 B-factor method라는 방법을 도입하여 정량적으로 예측하였다. 온도효과와 흡입수두와의 좀 더 정밀한 상관관계에 대한 연구는 Hord, Ruggeri and Moore 에 의해 수행되었다. 하지만 기존의 이러한 연구들 대부분이 각 터보펌프 인듀서에 따른 실험적인 상수와, 보정을 통한 방법을 일부분 사용하는 한계를 가지고 있었기에, 근본적인 에너지 균형을 고려한 압축성 전산 유체역학(CFD)적 접근 방법으로 문제를 해석하는 것이 Hosangadi[2]에 의해 처음으로 도입되었다. 따라서 본 연구에서도 Hosangadi *et. al.*과 같이 극저온 2상유동을 정확하게 해석하는데 있어 에너지 균형이 포함된 압축성 지배방정식을 도입하여 문제를 접근하였다.

기존에 본 연구그룹에서 개발된 전 마하수 이상유동 수치기법[3]을 바탕으로, 극저온 상태방정식을 적용하여 극저온 이상유동을 해석할 수 있도록 기존의 수치기법을 확장, 적용하였다. 이렇게 개발된 수치기법을 사용하여 2차원 및 축대칭 2차원 형상을 해석하였고, Hord *et. al.*의 실험결과 및 Hosangadi *et. al.*의 계산 결과와의 비교를 통하여 개발된 수치

1 박사과정, 서울대학교 기계항공공학부

2 석사과정, 서울대학교 기계항공공학부

3 교수, 서울대학교 기계항공공학부

* TEL : 02) 880-1915

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

해석 프로그램의 정확성 및 극저온 공동현상의 온도효과를 검증하였다. 마지막으로 항우연 터보펌프 인두서 형상에 대하여 3차원 수치해석을 수행하여 실험값과 비교하였다. 이를 통하여 해석 프로그램이 실제 3차원 인두서의 성능을 예측하는 것을 검증하였다. 또한 극저온 유체의 온도효과 및 이에 따른 흡입성능의 변화를 예측하기 위해 작동유체를 바꿔서 계산을 수행하여 보았다.

2. 수치해석 방법

2.1 지배방정식

이상 유동장을 모사하는 방법 중에 본 연구에서는 균질 혼합류 모델을 사용하였다. 균질 혼합류 모델에서는 각 상에 대하여 질량 보존식만을 분리하고, 운동량 및 에너지는 혼합유체의 보존식을 사용한다. 본 연구에서는 각각의 상을 구분하는 함수로는 질량 비율(mass fraction)을 채택하여, 혼합유체의 질량, 운동량 및 에너지 보존식과 기체상의 질량 보존식을 해석하는 것으로 하였다. 예조건화된 3차원 점성유동장의 지배방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\Gamma}{J} \frac{\partial Q_p}{\partial \tau} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} + \frac{\partial G}{\partial \zeta} = D + S_{cav} + S_{rotation} \quad (1)$$

J 는 자코비안 행렬을 나타내며, Q_p 는 원시변수 벡터, E 는 ξ 방향 비점성 플럭스 벡터를 나타낸다. 각각은 다음과 같다.

$$Q_p = [p, u, v, w, T, Y_1]^T \quad (2)$$

$$E = [\rho_m U, \rho_m \bar{v}U + \bar{n}p, \rho_m HU, \rho_m Y_1 U]^T \quad (3)$$

여기서 p, ρ_m, h_m, H 는 각각 압력, 혼합류의 밀도, 혼합류의 엔탈피, 전엔탈피(비관성좌표계일 경우 로탈피)를 나타낸다.

한편 혼합류의 밀도 ρ_m 는 다음과 같이 제어체적 내에서 각 상이 차지하고 있는 영역에 각각 상태방정식을 적용하여 구해진다.

$$\rho_m = 1 / \sum_i \frac{Y_i}{\hat{\rho}_i(p, T)} \quad (4)$$

$\hat{\rho}_i$ 는 열역학적 변수에 따라 결정되는 각 상의 밀도이므로, 식(4)는 각 상의 상태방정식과 결합하여 혼합유체의 상태방정식으로 생각할 수 있다.

이제 각 계산 격자 내에서는 각 상의 압력과 온도가 같다는 동역학적, 열역학적 평형을 가정함으로써, 전체 이상유동의 지배방정식 시스템이 단히게 된다.

$$p = p_l = p_g, \quad T = T_l = T_g \quad (5)$$

2.2 상태방정식

극저온 유체는 잠열이 상온의 다른 유체들에 비해 훨씬 작기 때문에 작은 온도변화에도 열역학적 물성치의 변화가 민감하게 나타나는 특징이 있다. 또한, 액체상으로 존재하기 위한 온도가 낮고, 이 경우 점성이 낮아지기 때문에 유동장이 난류로 천이하기 쉽다. 이러한 특성 때문에 극저온 유동장을 해석하는데 낮은 온도범위에서 정확성을 보장하는 상태방정식을 사용해야 한다.

극저온 유체의 상태방정식으로는 일반적으로 Virial EOS, Beattie-Bridgeman EOS, BWR EOS, Cubic EOS, MEOS(Multi-parametric EOS) 등이 존재한다. 이 중 MEOS는 넓은 압력과 온도범위에서 높은 정확성을 보장한다. 이는 미국 국립 표준 기술원에서 개발한 프로그램 REPROP(Reference Fluid Thermodynamic and Transport Properties)[4]에서 사용하고 있다. 본 연구에서는 REPROP을 사용하여 각 열역학적 물성치 및 그 미분값들을 추출한 후, 각각의 독립변수(P, T)에 대하여 regression analysis를 수행하여 높은 정확성을 보장하는 상태방정식을 구성하였다.

2.3 공동 모델링

공동현상을 모사하기 위해서 간단화된 비평형 상 변화율 형태의 공동 소스항을 사용하였고, 그 형태는 다음과 같다.

$$S_{cav} = \frac{1}{J} [0, 0, 0, 0, 0, \dot{m}_{evaporation} - \dot{m}_{condensation}]^T \quad (6)$$

$\dot{m}_{evaporation}$ 은 증발비율로, 국소 압력이 증기압 보다 낮아지면 발생하는 공기량을 나타내는 항이다. 반대로, $\dot{m}_{condensation}$ 은 응축비율로, 국소 압력이 증기압보다 높아지면 기체가 다시 액체로 응축되는 공기량을 나타내는 항이다. 여기서는 이 응축향과 증발향을 모델링 하는데 있어 기존 연구자들의 모델을 사용하였다 자세한 공동향의 형태는 Table 1에 나타내었다.

Table. 1 다양한 공동 모델

모델	공동 소스항
Merkel model	$\dot{m}_{evaporation} = \frac{C_e \max(p_v - p, 0) \rho_l \alpha_l}{0.5 \rho_\infty u_\infty^2 t_\infty}$ $\dot{m}_{condensation} = \frac{C_c \max(p - p_v, 0) \rho_v \alpha_v}{0.5 \rho_\infty u_\infty^2 t_\infty}$
Kunz model	$\dot{m}_{evaporation} = \frac{C_e \max(p_v - p, 0) \rho_l \alpha_l}{0.5 \rho_\infty u_\infty^2 t_\infty}$ $\dot{m}_{condensation} = \frac{C_c \rho_v \alpha_v \alpha_l^2}{t_\infty}$
Singhal mode	$\dot{m}_{evaporation} = \frac{C_e u_\infty \rho_l \rho_v (1 - Y_1)}{\sigma} \sqrt{\frac{2 \max(p_v - p, 0)}{3 \rho_l}}$ $\dot{m}_{condensation} = \frac{C_c u_\infty \rho_l \rho_l Y_1}{\sigma} \sqrt{\frac{2 \max(p - p_v, 0)}{3 \rho_l}}$
Mushy IDM	$\dot{m}_e = \left\{ \frac{\rho_l}{\rho_v} + \left(1 - \frac{\rho_l}{\rho_v} \right) e^{-(1-\alpha_l)/\beta} \right\} \frac{\rho_v \max(p_v - p, 0) \rho_l \alpha_l}{\rho_l (U_{m,n} - U_{l,n})^2 (\rho_l - \rho_v) t_\infty}$ $\dot{m}_{condensation} = \frac{\rho_l \max(p - p_v, 0) \rho_v \alpha_v}{\rho_m (U_{m,n} - U_{l,n})^2 (\rho_l - \rho_v) t_\infty}$

3. 수치해석 기법

3.1 충격파 포착항의 일반화

본 연구그룹에서 개발한 이상유동 RoeM 및 AUSMPW+ 수치기법[3]은 식 (7)과 같은 압력함수를 제어면 좌, 우에서 도입하여 식(8)와 같은 형태의 충격파 포착항을 통해 공기역학에서 RoeM 및 AUSMPW+ 수치기법에서와 같이 유동의 연속적인 영역과 충격파와 같은 불연속 영역을 구분하게 되고, 충격파 영역에서 Roe나 AUSM+ 수치기법이 가지고 있던 충격파 불안정성을 유발시키는 항을 조절함으로써, 본래 수치기법의 정확성을 유지하면서도 충격파 안정성을 성공적으로 확보하였다.

$$\bar{p}_{L,R} = 1 / \left(\frac{\alpha_{1,1/2}}{n_1 p_{L,R}} + \frac{1 - \alpha_{1,1/2}}{n_2 (p_{L,R} + p_c)} \right) \quad (7)$$

$$\Pi_{1/2}^* = \min \left(\frac{\bar{p}_L}{\bar{p}_R}, \frac{\bar{p}_R}{\bar{p}_L} \right) \quad (8)$$

하지만 식(7)에서 사용하는 압력함수 \bar{p} 는 ideal gas EOS, Tait's EOS, Peng-Robinson EOS에 적합하도록 고안되었기 때문에 일반적인 상태방정식을 사용하였을 경우 적합하지 않게 된다. 따라서 극저온 유체의 다양한 상태방정식에도 문제없는 일반화된 형태의 \bar{p}^* 를 간단한 열역학적 관계식을 이용하여 다음과 같이 고안하였다.

$$\bar{p}_{L,R}^* = 1 / \left(\alpha_{1,1/2} \frac{1}{\rho_g} \frac{\partial \rho_g}{\partial p} + (1 - \alpha_{1,1/2}) \frac{1}{\rho_l} \frac{\partial \rho_l}{\partial p} \right) \quad (9)$$

$$\Pi_{1/2}^{**} = \min \left(\frac{\bar{p}_L^*}{\bar{p}_R^*}, \frac{\bar{p}_R^*}{\bar{p}_L^*} \right) \quad (10)$$

이러한 새로운 압력함수의 도입으로, 새롭게 고안된 충격파 포착항은 다양한 형태의 상태방정식에 사용가능한, 즉 상태방정식의 형태에 상관없이 독립적인 식의 형태를 가지게 된다.

3.2 RoeM수치기법의 예조건화

이전연구에서 본연구그룹은 RoeM수치기법의 예조건화를 Luo et. al.이 제안한 HLLC-type 예조건화 기법을 사용하였다. 이 방법은 수치점성항의 크기를 재구성된 고유값을 이용하여 직접적으로 scaling하는 방법이다. 이는 다음과 같다.

$$E_{1/2} = \frac{1}{2} \left[E_L + E_R - \tilde{M}^* \Delta E + \hat{D} \left(\tilde{M}^{*2} - 1 \right) \Delta Q + g \hat{D} \left(1 - \left| \tilde{M}^* \right| \right) B \Delta Q^{**} \right] \quad (11)$$

하지만 예조건화된 Roe수치기법과 수치점성의 크기가 달라지게 되고, 이러한 부분이 해석결과와 정확성과도 관련되어 있기 때문에, 예조건화된 Roe 수치기법과 동일한 형태의 수치점성항을 가지도록 예조건화된 RoeM수치기법을 다시 유도하여 보았다.

우선 새로운 예조건화된 2상유동 RoeM수치기법 유도는 공기역학에서 RoeM수치기법 유도 방법을 따라가면서 시작한다. 우선 첫 번째로 Roe 수치기법을 HLLC수치기법 형태로 바꾸면,

초음속 부분에서 예조건화된 Roe수치기법은 다음과 같다.

$$E_{1/2} = \frac{1}{2} [E_L + E_R - \hat{M}' A_p \Delta Q_p] \quad (12)$$

나머지 수치점성항은 다음과 같다.

$$(\hat{M}' A_p \Delta Q_p - \hat{\Gamma} \hat{X} |\hat{\Lambda}| \hat{X}^{-1}) \hat{\Gamma}^{-1} \Delta Q \quad (13)$$

이 나머지부분의 수치점성항의 고유값은 다음과 같다.

$$\lambda_{1,6} = c^* \left(\hat{M}' \frac{\hat{U}}{c^*} (1-\alpha) - 1 \right) \quad (14)$$

$$\lambda_{2,3,4,5} = c^* \left(\hat{M}' \frac{\hat{U}}{c^*} (1-\alpha) - 1 \right) + c^* \left(1 - \frac{|\hat{U}|}{c^*} + \alpha \hat{M}' \frac{\hat{U}}{c^*} \right)$$

여기서 두 고유값의 공통부분이 존재하기 때문에 식(13)의 수치점성항은 다음과 같이 두 부분으로 나눌 수 있게 되고, 예조건화된 Roe수치기법을 HLLE수치기법 모양으로 표현할 수 있게 된다.

여기에서 공기역학에서 고안된 RoeM수치기법의 수치점성 조절함수인 f와 g를 적용하여 나타내면 다음과 같다.

$$E_{1/2} = \frac{1}{2} [E_L + E_R - \hat{M}' A_p \Delta Q_p + c^* \left(\hat{M}' \frac{\hat{U}}{c^*} (1-\alpha) - 1 \right) \Delta Q + g c^* \left(1 - \frac{|\hat{U}|}{c^*} + \alpha \hat{M}' \frac{\hat{U}}{c^*} \right) B \Delta Q] \quad (15)$$

$$B \Delta Q = \begin{pmatrix} 1 \\ \hat{u} \\ \hat{v} \\ \hat{w} \\ \hat{H}_m \\ \hat{Y}_1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta \rho_m - f \frac{c^* - (1-2\alpha)|\hat{U}| - \alpha \hat{U} \hat{M}'}{c^* - |\hat{U}| + \alpha \hat{U} \hat{M}'} \frac{\Delta p}{\hat{c}^2} \end{pmatrix}$$

$$+ \hat{\rho}_m \begin{pmatrix} 0 \\ \Delta u - n_x \Delta U \\ \Delta v - n_y \Delta U \\ \Delta w - n_z \Delta U \\ \Delta H_m - \frac{\Delta p}{\hat{\rho}_m} - \hat{U} \Delta U \\ \Delta Y_1 \end{pmatrix} \quad (16)$$

여기서 f와 g는 다음과 같다.

$$f = \begin{cases} 1 & \hat{u}^2 + \hat{v}^2 + \hat{w}^2 = 0 \\ |\hat{M}'|^h & \hat{u}^2 + \hat{v}^2 + \hat{w}^2 \neq 0 \end{cases} \quad (17)$$

$$g = \begin{cases} 1 & \hat{M}' = 0 \\ |\hat{M}'|^{1-\Pi_{1/2}^{**}} & \hat{M}' \neq 0 \end{cases} \quad (18)$$

$$h = 1 - \min(\Pi_{1/2}^{**}, \Pi_{L,1/2}^{**}, \Pi_{L,-1/2}^{**}, \Pi_{R,1/2}^{**}, \Pi_{R,-1/2}^{**}) \quad (19)$$

3.3 시간적분법

정상상태 계산의 효율성을 향상시키기 위해 내재적 시간적분법인 LU-SGS[5]기법을 예조건화된 Navier-Stokes 시스템에 맞게 적용하여 사용하였다.

3.4 난류모델

본 연구에서는 난류에 의한 물리적 현상을 정확하게 묘사하기 위하여 2방정식 난류모델중 하나인 Menter's k-w SST 모델을 적용하였다. 여기에서, 해석 격자계가 rotating하는 효과를 정확하게 적용하기 위해 Spalar-Shur correction을 사용하였다.

4. 수치해석 결과

3.1 Hord hydrofoil problem

검증문제로서 Hord et. al.[1]의 실험결과를 바탕으로 해석을 수행하였다. 작동유체는 액체질소와 액체수소를 사용하였고, 2차원 및 축대칭 2차원 형상에 대한 해석이다. 공동 모델은 위에서 제시한 4가지 모델을 전부 사용하였다. 수치해석 조건은 다음 Table 2 와 Table 3 에 나타내었다.

Table. 2 액체질소를 사용한 계산조건

Run number	T [k]	V [m/s]	Ca
289C	88.64	23.5	1.55
290C	83.06	23.9	1.7
293A	77.64	24	1.75
294F	77.94	9.8	1.78

Table. 3 액체수소를 사용한 계산조건

Run number	T [k]	V [m/s]	Ca
231C	20.63	51.4	1.34
247B	20.69	65.2	1.68
249D	20.7	58.1	1.57

정량적인 비교를 위하여 표면 압력 및 온도를 실험 및 타 연구그룹의 계산결과와 비교해 보면 다음과 같다.

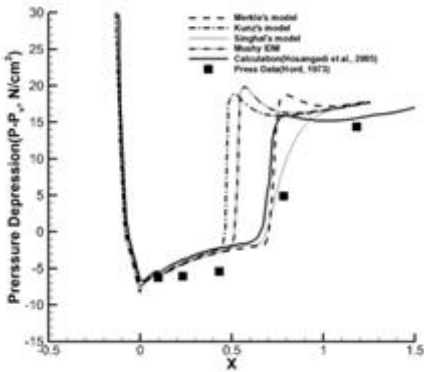


Fig. 1 Pressure depression in liquid nitrogen (289C)

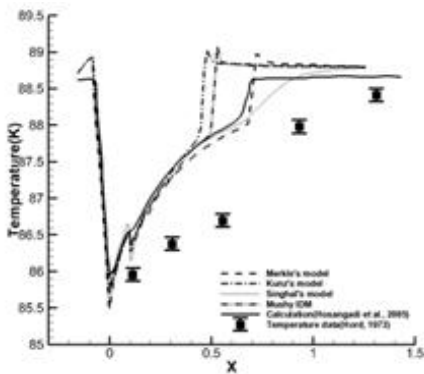


Fig. 2 Temperature depression in liquid nitrogen (289C)

위의 그림에서 보면 실험치 및 타 연구그룹의 계산결과와 비교하여 정확한 결과를 보인다.

공동 모델별로 살펴보면, Singhal 모델이 좀더 실험값과 유사한 경향성을 보이고 있는데, 이는 condensation 항이 다른 모델에 비해 작게 설계된 모델의 특징을 반영한다고 할 수 있다. 또한 팽창하는 영역에서 온도가 떨어지고 이에 따라 증기압이 낮아지는 온도효과를 정확히 확인할 수 있었고 그 양 또한 실험값과 정확히 일치하는 것을 확인할 수 있었다.

3.2 항우연 터보펌프 인듀서 해석

마지막으로 항우연 터보펌프 형상에 대한 3차원 해석을 수행하였다. 우선 작동유체를 물로 하여 실험값과의 검증을 수행하였고, 실험은 수행되지 않았지만 작동유체를 극저온 유체로 하여 해석을 수행함으로써 터보펌프 인듀서에서 발생하는 온도효과를 정성적으로 연구하여 보았다.

해석 조건은 디자인 flow rate에 대하여 입구압력을 낮춰가며 즉, cavitation number를 낮춰가며 해석을 수행하여 흡입수두가 감소하는 것을 실험값과 비교하였으며, flow rate의 1.5배, 0.5배의 경우에도 해석을 수행하여 그것을 다음과 같이 Fig 3에 나타내었다. 해석 결과는 그림에서 보듯이 실험결과와 매우 잘 맞는 경향성을 보이고 있으며, 인듀서 성능을 정확하게 예측하고 있는 것을 확인할 수 있었다. Fig 4 과 Fig 5는 압력과 VOF를 회전방향으로 펼친 형태로 나타내어 보았다.

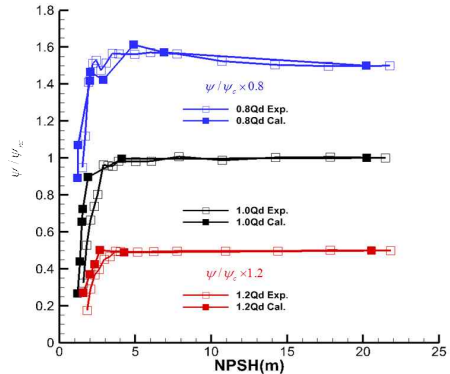


Fig.4 Normalized head-rise coefficient comparison

다음으로 인듀서에서 온도효과를 정성적으로 살펴보기위해 작동유체를 바꿔가면서 해석을 수행하여 보았다 Fig 7.

온도효과가 액체수소에서 가장 크게 나타나기 때문에 공동 발생이 억제되고 더 낮은 입구압력에서 성능저하가 발생하는 것을 볼 수 있다.

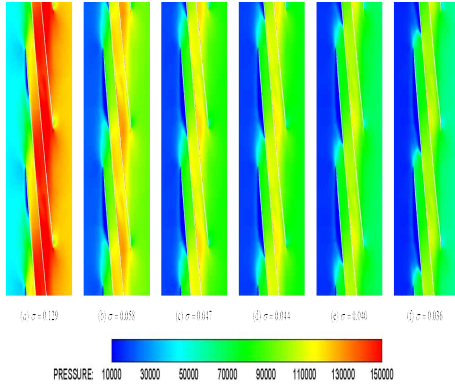


Fig.5 Pressure contour on cylindrical cut at blade tip for various cavitation number in cold water

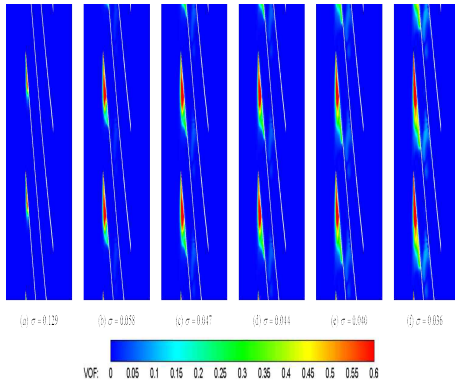


Fig.6 VOF contour on cylindrical cut at blade tip for various cavitation number in cold water

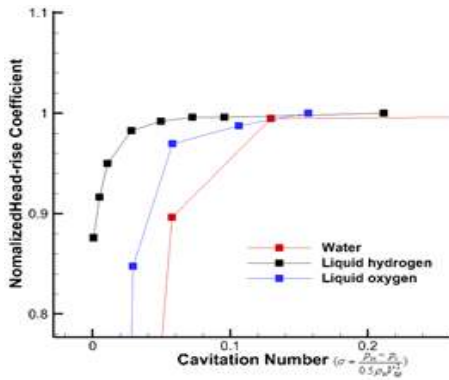


Fig.7 Normalized head-rise coefficient comparison with cryogenics and cold water

5. 결 론

논문 마지막 여백 보이지 않는 표 추가.

터보펌프 인듀서 주위의 극저온 2상유동장을 해석하여 터보펌프 인듀서 흡입성능을 예측하는 연구를 수행하였다. 먼저, 기존에 개발된 수치해석기법을 극저온 2상유동장을 정확하고 안정적으로 해석할 수 있도록 확장 및 적용하였다. 상태방정식을 일반적인 극저온 상태방정식을 사용할 수 있도록 하였으며, 예조건화 기법을 좀더 정밀하게 다시 유도하였다. 이를 바탕으로 2차원 및 축대칭 2차원 검증문제를 해석하여 실험결과와의 비교를 통해 해석 코드가 2차원 극저온 공동현상의 온도효과를 정확하게 해석하는 것을 검증하였으며, 마지막으로 항우연 터보펌프 인듀서의 3차원 해석을 통해 인듀서 성능 예측을 수행하였다. 개발된 수치해석기법은 3차원 복잡한 인듀서 주위의 2상유동장을 정확하게 해석하여 성능을 정확하게 예측하였다. 또, 작동유체를 극저온 유체로 바꾸어 돌려본 결과 온도효과가 터보펌프 성능에 어떤 영향을 미치는지 정성적으로 살펴볼 수 있었다.

후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발 사업(NSL, National Space Lab, 과제번호 20090091724), 두산중공업 및 항공우주신기술연구소의 지원으로부터 지원받아 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] Hord, J., "Cavitation on Liquid Cryogen," NASA CR-2156, 1973.
- [2] Hosangadi, A., Ahuja, V., and Ungewitter, R. J., "Analysis of Thermal Effects in Cavitating Liquid Hydrogen Inducers," Journal of Propulsion and Power, Vol. 23, No. 6, Nov., 2007.
- [3] Ihm, S. and C. Kim, "Computations of Homogeneous Equilibrium Two-phase Flows with Accurate and Efficient Shock-stable Schemes," AIAA Journal, Vol. 46, 2008, pp. 3012-3037.
- [4] NIST Reference Fluid Thermodynamic and Transport Properties Database(REFPROP): version 8.0," NIST standard Reference Database 23[online database].
- [5] Yoon, S., and Jameson, A., "Lower-Upper Symmetric-Gauss-Seidel Method for the Euler and Navier-Stokes Equations," AIAA Journal, Vol. 26, No. 9, pp. 1025-1026, 1988.