

준초월공동 프로펠러의 이론적 해석

조충호*·이창섭**

Theoretical analysis of trans-cavitating propeller

Chung-Ho Cho*, Chang-Sup Lee**

Key Words : trans-cavitating propeller(TCP), Super-Cavitation, Lighthill 수정법

Abstract

The purpose of this study is to develop a tool for the analysis of the cavitating flow around trans-cavitating marine propellers. In this study, a linearized super-cavitation theory was applied in order to analyze the performance of the 2-dimensional foils. The numerical results correlated very well with experimental data.

The trans-cavitating propellers, manufactured and tested in KRISO, is selected to validate the lifting surface procedure. For a TCP with a Johnson's five term section, the comparison between the numerical prediction and experiments is fairly good and promising.

The new lifting surface procedure, developed and validated with 2-D foils and a TCP, is generally considered applicable to the practical design of the trans-cavitating propeller with Johnson's five term section

1. 서론

근래 대부분의 선박이 고속화, 대형화를 추구하면서 비 공동 프로펠러를 사용하기에는 너무 빠르고, 초월 공동 프로펠러를 사용하기에는 느린 속도 영역에서 운항을 하고 있다. 이러한 운항 조건에 적합한 추진 장치의 대안으로 Yim[1]은 준초월 공동 프로펠러(Trans-cavitating Propeller, TCP)를 제안하였다. 준초월 공동 프로펠러는 날개의 바깥 반경 위치에는 썩기형의 초월 공동 단면을 채택하고 안쪽 반경 위치에서는 전통적인 비행익형 날개를 채택함으로써, 초월 공동 유동과 비 공동 유동이 혼재하는 실제 유동 상황에 적합하도록 고안된 것이다.

준초월 공동 프로펠러는 공동이 발생하는 고속 영역에서 프로펠러가 한 회전하는 동안 초월 공동 상태가 계속되므로 공동의 체적 변화가 적어 공동의 체적 변화에 의해 발생하는 프로펠러 유기 기진력을 크게 줄일 수 있어서 비 공동 프로펠러의 단점을 보완하며, 공동이 발생하지 않는 저속 영역에서의 비 공동 날개 단면 채택으로 날개 주위의 유동이 불안정하거나 효율이 저하되는 초월 공동 프로펠러의 단점을 보완하게 된다. 따라서 고속 운항이 요구되는 선박에서 준초월 공동 프로펠러는 유망한 추진 장치로 고려되고 있다.

준초월 공동 프로펠러는 발명자인 Yim에 의해 기본 이론과 설계법[2]도 이미 발표된 바 있다. 그러나, Yim의 이론은 기본적으로 선형화된 2차원 캐스케이드(Cascade) 공동 이론에 근거한 설계법으로 실제 프로펠러의 성능 해석의 목적에는 충분하지 않다. 따라서, 날개 단면 사이 및 서로 다른 날개 사이의 상호

작용을 완전히 고려하여 성능을 추정할 수 있는 3차원 준초월 공동 해석 기법 개발이 필요하다.

본 논문에서는 선형이론을 이용하여 준초월 공동 프로펠러 주위의 공동 유동 해석을 위한 수치해석 기법을 개발하였다. 공동 추정 결과의 향상을 위해서 Lighthill[3] 수정법을 도입하여 날개 두께의 비선형 영향을 고려함으로써 앞날 부근에서의 계산 정도를 향상시켰다. 본 논문에서는 Kerwin등[4]에 의해 발표된 바 있는 이론을 재검토하고 독자적인 수치기법을 확보하기 위해서 2차원 수중익에 발생하는 초월공동 문제를 해석하고, Nyshiyama[5], Wade[6]에 의해 발표된 이론 해석 결과 및 실험 결과와 비교 검증을 수행하였으며, 이렇게 확인된 수치기법을 준 초월 공동 프로펠러의 해석에 적용하였다. 또한 준초월 공동 프로펠러의 성능실험 결과와 비교 분석하여 본 논문에 개발된 수치기법이 준 초월 공동 프로펠러의 성능해석을 위해 유용한 도구가 될 수 있음을 확인하였다.

2. 문제의 정식화

2.1 지배방정식 및 경계조건

이상유체 가정 하에서 프로펠러 날개, 방출 반류, 공동을 둘러싸고 있는 전 유체 영역에서 질량보존의 법칙을 적용하므로 지배방정식으로 연속방정식을 도입한다. 즉,

$$\nabla \cdot \vec{V} = 0 \quad (1)$$

여기서, \vec{V} 는 전속도 벡터이다.

지배방정식 (1)을 만족하는 프로펠러 주위의 유동은 유체 영역을 둘러싸고 있는 경계면에 다음과 같은 경계 조건을 부과함으로써 유일하게 정의된다. 즉,

* 충남대학교 선박해양공학과, redoct@reviewnet.co.kr

** 충남대학교 선박해양공학과, csleepro@cnu.ac.kr

1) 무한 원방에서의 교란속도 정지조건:

$$\nabla \phi \rightarrow \vec{0}, \text{ throughout the fluid} \quad (2)$$

2) 프로펠러 날개 표면에서의 운동학적 경계조건:

$$\hat{n} \cdot \vec{V} = 0, \text{ on the blade surface} \quad (3)$$

여기서, \hat{n} 은 프로펠러 날개 표면에서의 단위 법선 벡터이며, 유체장을 향할 때 양으로 정의된다.

3) 날개 뒷날에서의 Kutta 조건:

$$|\vec{V}_{T.E.}| < \infty, \text{ at the trailing edge} \quad (4)$$

4) 후류 반류면에서의 운동학적 경계 조건:

$$\hat{n} \cdot (\vec{V}^+ - \vec{V}^-) = 0, \text{ on the wake surface} \quad (5)$$

여기서, 상첨자 +, -는 각각 후연 반류면의 상하를 나타낸다.

5) 후류면에서의 동역학적 경계 조건:

$$p^+ - p^- = 0, \text{ on the wake surface} \quad (6)$$

여기서, 상첨자 +, -는 각각 후연 반류면의 상하를 나타낸다.

이상의 조건은 공동이 발생하지 않은 프로펠러 주위의 유동을 해석하기에는 충분한 조건이 되지만, 공동이 발생한 경우에는 다음과 같은 경계 조건들이 추가되어 부과되어야 한다. 즉,

6) 공동 표면에서의 운동학적 경계 조건:

$$\frac{DF}{Dt} = 0, \text{ on the cavity surface} \quad (7)$$

여기서, $F(x, y, z, t)$ 는 공동 표면의 함수이다.

7) 공동 표면에서의 동역학적 경계 조건:

중력 및 표면 장력의 영향을 무시하면 공동 표면에서의 압력은 일정하며 다음과 같이 표현 할 수 있다. 즉,

$$p = p_v, \text{ on the cavity surface} \quad (8)$$

여기서, p_v 는 공동이 발생한 부위의 내부압력이며 유체의 증기압을 의미한다.

8) 공동 마감 조건:

$$h(\vec{x}_{cte}) = 0 \quad (9)$$

여기서, $h(\vec{x}_{cte})$ 는 \vec{x} 에서의 공동의 두께를 의미하며, 하첨자 cte 는 공동의 뒷날 끝부분(Cavity trailing end)을 의미한다.

2.2 적분방정식

유동장 경계면 S 위의 점 $q(\vec{\xi})$ 에 분포된 특이 함수에 의하여

유동장 점 $p(\vec{x})$ 에 유기된 섭동속도 포텐셜은 다음과 같은 적분 방정식으로 표현된다.

$$\phi(\vec{p}) = \int_S \{-\phi(\vec{q})\} \frac{\partial G}{\partial n_q} dS + \int_S \frac{\partial \phi}{\partial n_q} G dS \quad (10)$$

$$\text{여기서, } G = -\frac{1}{4\pi} \frac{1}{R(\vec{p}; \vec{q})} \quad (11)$$

$\vec{p}(x, y, z)$ = coordinate of field point

$\vec{q}(\xi, \eta, \zeta)$ = coordinate of singular point

$$R(\vec{p}; \vec{q}) = |\vec{p} - \vec{q}|$$

식 (10)을 프로펠러의 날개 표면 S_B 와 반류면 S_W 에 대하여 적용하면 다음을 얻는다.

$$\begin{aligned} \phi = & \int_{S_B} (-\phi^+) \frac{\partial G}{\partial n^+} dS + \int_{S_B} \frac{\partial \phi^+}{\partial n^+} G dS \\ & + \int_{S_B} (-\phi^-) \frac{\partial G}{\partial n^-} dS + \int_{S_B} \frac{\partial \phi^-}{\partial n^-} G dS \\ & + \int_{S_W} (-\Delta \phi_w) \frac{\partial G}{\partial n_w^+} dS \end{aligned} \quad (12)$$

식 (12)에서 프로펠러 날개 표면과 후류면에서의 운동학적 경계 조건을 적용하고, 제어점 위치 $p(\vec{x})$ 에서 법선방향으로 미분을 취하면 보오텍스의 세기를 미지수로 하는 제2종 Fredholm 적분 방정식을 얻게된다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial \phi}{\partial n_p} = & \int_{S_B} \hat{n} \cdot \vec{\gamma} \times \nabla_p G dS \\ & + \int_{S_B} q \frac{\partial G}{\partial n_p} dS \\ & + \int_{S_W} (-\Delta \phi_w) \frac{\partial}{\partial n_p} \left(\frac{\partial G}{\partial n_w} \right) dS \end{aligned} \quad (13)$$

적분방정식 (13)의 해석해를 얻기가 불가능한 경우에는 이를 해결할 수 있는 근사해법 중의 하나로서 연속적으로 분포된 특이점을 이산화된 집중 특이점의 격자로 치환하고, 적절히 선정된 제어점에서 경계 조건을 만족하도록 연립 방정식을 형성한 후 수치해석 방법을 적용하여 해를 얻을 수 있다.

3. 2차원 초월 공동 날개 주위의 공동 유동 해석

3.1 2차원 정상 공동 수중익 문제

일정 속도 U_∞ 로 전진하는 2차원 수중익이 비점성, 비압축성 유체의 비회전성이고 정상 상태인 무한 영역의 유동 중에 놓여 있으며 공동이 발생하고 있을 때, 유동장은 쏘오스 분포 $q(x)$ 와 보오텍스 분포의 $\gamma(x)$ 로 표현할 수 있으며, 다음과 같이 선형화된 경계조건에 의해서 유일하게 정의 될 수 있다.

날개의 비공동 젖은 표면 위에서의 운동학적 경계조건:

$$-\frac{q(x)}{2} + \frac{1}{2\pi} \int_0^1 \frac{\gamma(\xi)}{\xi-x} d\xi = U_\infty \left(-\alpha + \frac{\partial f}{\partial x}\right), \quad 0 < x < 1 \quad (14)$$

공동 표면 위에서의 동역학적 경계조건:

$$\frac{\gamma(x)}{2} - \frac{1}{2\pi} \int_0^1 \frac{q(\xi)}{\xi-x} d\xi = \frac{\sigma}{2} U_\infty + \frac{1}{2\pi} \int_0^1 \frac{q^B(\xi)}{\xi-x} d\xi, \quad 0 < x < l \quad (15)$$

날개 뒷날에서의 Kutta 조건:

$$\gamma(1) = 0 \quad (16)$$

공동의 닫힘 조건:

$$\int_0^l q(x) dx = 0 \quad (17)$$

3.2 Lighthill 수정법 적용에 의한 섭동 속도의 수정

선형이론의 적용에 의한 날개 앞날에서의 비정상적인 음압 피크 형성은 결국 공동의 범위를 초과 추정하는 결과를 초래하게 되는데, 이를 보정하기 위한 방법으로 Lighthill 수정법을 적용한다.

Lighthill 수정법은 동역학적 경계 조건만의 수정으로 이루어질 수 있으며, 식 (15)의 우변은 다음과 같이 된다.

$$\frac{\sigma}{2} \left(\frac{x + \rho_L/2}{x} \right) U_\infty + \frac{1}{2} \left[\frac{x + \rho_L/2}{x} - 1 - \left(\frac{u_c}{U_\infty} \right)^2 \right] U_\infty + \frac{1}{2\pi} \int_0^1 \frac{q^B(\xi)}{\xi-x} d\xi \quad (18)$$

3.3 2차원 정상 공동 수중익의 수치해석 결과

개발된 수치해석법의 검증을 위해서 평판과 초월 공동 단면에 대해서 계산을 수행하였다.

Fig. 1은 두께 없는 평판에 대해서 공동의 길이를 증가시키며 양력계수를 계산하여 Nishiyama[5]의 닫힌 공동모형에 대한 이론 계산 결과와 비교하여 보여주고 있다. 공동이 발생하지 않는 유동의 경우 엄밀한 양력계수 값은 받음각 α 인 경우 $C_L = 2\pi\alpha$ 이며, 초월공동 이론에 의해 공동의 길이가 무한대로 발생한 경우 엄밀한 양력계수 값은 $C_L = 0.5\pi\alpha$ 이다. 계산 결과가 Nishiyama의 결과와 좋은 일치를 보이고 있음을 알 수 있으며, 비공동 유동과 초월공동 유동의 두 엄밀해에도 각각 잘 수렴해가고 있음을 알 수가 있다. 실험에 의하면 초월 공동 상태에서는 비공동 상태에 비해 양력계수가 감소하며, 같은 초월 공동 상태인 경우에도 공동의 길이가 길어질수록 양력계수가 감소한다고 알려져 있으며, 계산 결과도 같은 결과를 보여주고 있음을 알 수 있다.

Fig. 2는 Plano-Convex 단면에 대해서 계산한 양력계수를 Wadef[6]의 실험 결과와 비교한 것을 보여주고 있다. 실험에 사용한 Plano-Convex 단면은 최대두께가 7%인 단면이며, 받음각 $\alpha = 6^\circ$ 인 경우에 실험한 결과이다. 실험과 계산 결과가 모두 공동수가 작아짐에 따라 양력계수가 작아짐을 알 수가 있다. 이는 초월 공동의 경우 공동의 길이가 늘어나면 양력계수가 감소

하는 것을 의미하는 것으로서, 실험과 계산 결과가 좋은 일치를 보이고 있음을 알 수 있다.

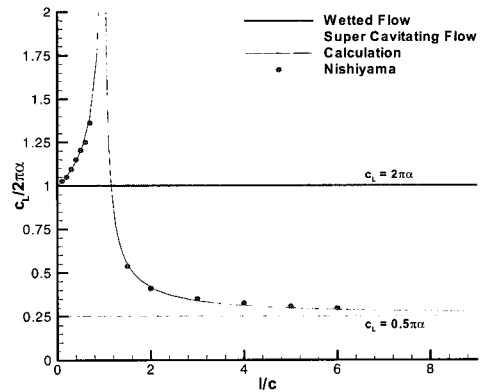


Fig. 1 Lift coefficient, $C_L/2\pi\alpha$, vs cavity length for a flat plate.

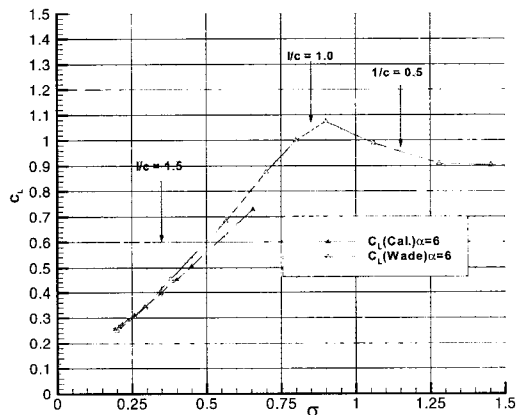


Fig. 2 Lift coefficient, C_L , vs cavitation number, σ , for a plano convex section at $\alpha = 6^\circ$

4. 준초월 공동 프로펠러 주위의 공동 유동 해석

4.1 준초월 공동 프로펠러의 기하학적 특징

준초월 공동 프로펠러는 공동이 발생하는 부분과 공동이 발생하지 않는 부분 사이에 아주 명확한 구분이 되는 경계선을 갖도록 설계되며, 이를 임계반경(critical radius) r_c 이라 부른다. 보통의 준초월 공동 프로펠러는 임계반경 r_c 보다 작은 구역에서는 전통적인 비행익 단면을 갖도록 하고, 임계반경 r_c 보다 큰 바깥쪽의 구역은 썸기형의 초월 공동 단면을 갖도록 설계된다.

4.2 준초월 공동 프로펠러의 캠버 및 피치의 정의

준초월 공동 프로펠러는 하나의 날개에서 상이한 단면 형상을 사용하므로, 캠버와 피치의 정의를 새로 해야 한다.

우선, 공동이 발생하지 않는 구역에서는 전통적인 프로펠러에서의 정의를 사용한다. 전통적인 의미의 캠버면은 날개 단면

두개의 중심면을 말한다. 즉, 캠버는 날개 단면의 앞날과 뒷날을 이은 코-꼬리선(nose-tail line)으로부터 캠버면까지의 수직거리를 이르게 되며, 이 코-꼬리선을 사용하여 각 반경 위치에서의 피치를 정의한다.

초월 공동이 발생하는 구역에서는 썩기형 날개의 압력면을 캠버면으로 사용한다. 즉, 이때에도 압력면의 앞날과 뒷날을 이은 선을 코-꼬리선이라 부르고, 이 코-꼬리선으로 피치를 정의한다. 이어서, 각 반경위치에서 코-꼬리선으로부터 압력면까지의 수직거리를 캠버로 정의한다.

4.3 준초월 공동 프로펠러의 수치해석 결과

2차원 초월 공동 단면의 해석 기법을 준초월 공동 프로펠러 계산에 적용하였다.

Fig. 3은 KRISO에서 제작된 준초월 공동 프로펠러의 각 반경에서의 단면 모양을 보여주고 있다. KRISO1 프로펠러는 임계반경이 $r_c=0.6$ 이며, 초월공동 단면 부분의 경우 전형적인 Johnson의 5항 단면을 채택하였으며 비공동 부분의 경우 NACA66 단면을 채택한 프로펠러이다.

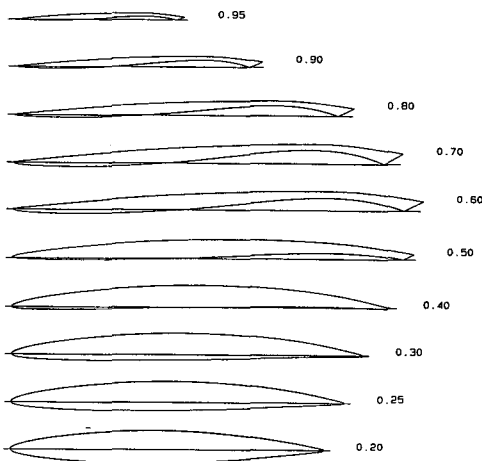


Fig. 3 Section drawing of KRISO1 propeller

Fig. 4는 KRISO1 프로펠러의 단독성능 실험 결과와 계산 결과를 비교하여 보여주고 있다. KRISO1 프로펠러는 설계 전진비가 $J=0.95$ 이며 설계 영역에서 계산 결과와 실험 결과가 좋은 일치를 보여주고 있음을 알 수가 있다. 다만 설계 영역을 벗어난 $J=1.05$ 에서 실험보다 높게 추정되는 것을 볼 수 있다.

5. 결론

본 연구에서는 선형이론을 이용하여 준초월 공동 프로펠러 주위의 공동 유동 해석을 위한 수치해석 기법을 개발하였다. 우선 2차원 초월공동 날개에 대한 수치기법을 개발하였으며, Nishiyama의 이론 결과와 비교하여 좋은 일치를 보였다. Wade의 실험 결과와 비교에서도 좋은 일치를 보였다. 이러한 결과를 바탕으로 개발된 수치해법이 초월공동 유동을 해석하는데 무리 없

음을 확인하였으며, 준초월공동 프로펠러의 주위의 유동 해석에 적용하였다.

KRISO에서 제작된 준초월 공동 프로펠러의 단독성능 실험과의 비교에서는 KRISO1 프로펠러의 경우 실험과 좋은 일치를 보임으로써 본 논문에서 개발된 수치기법이 준 초월 공동 프로펠러의 성능해석을 위해 유용한 도구가 될 수 있음을 확인하였다.

준초월 공동프로펠러의 유용성은 사실 프로펠러의 회전시 발생하는 변동압력을 줄여 그에 의한 불규칙한 기진력과 소음등의 문제점을 해결하고자 하는데 있으며, 정상성능 추정으로는 그러한 유용성을 제안하는 것은 한계가 있다. 본 연구를 바탕으로 준초월공동 프로펠러의 비정상 공동 유동 해석이 수행되어야 그 실효성에 대해서 언급 할 수 있으리라 생각되며 향후 연구과제이기도 하다.

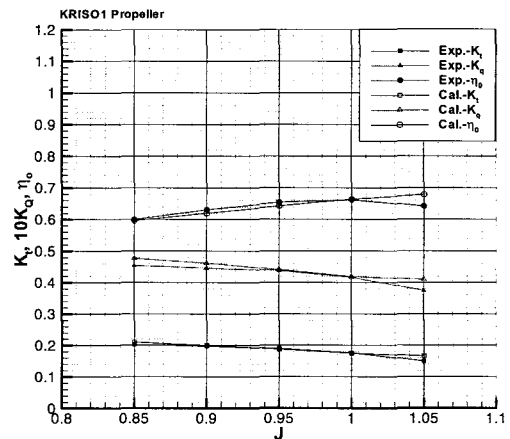


Fig. 4 Openwater characteristic of KRISO1 propeller

참고문헌

- [1] Yim, B., "Transcavitating Propeller," United States Patent Document No. 4,293,280, Oct. 1981
- [2] Yim, B., Kim, K.-S., Ahn, J.-W. & Lee, J.-T., "Design of Trans-cavitation Propellers and Performance Analyses of the Test Results, 선박해양기술, 제 21호(1995), pp. 7-22.
- [3] Lighthill, M. J., "A New Approach to Thin Aerofoil Theory," *The Aeronautical Quarterly*, Vol. 3, No. 2, 1951.
- [4] Kerwin, J. E., Kinnas, S. A., Wilson, M. B. & McHugh, J., "Experimental and Analytical Techniques for the Study of Unsteady Propeller Sheet Cavitation," *Proc. of 16th Symposium on Naval Hydrodynamics*, Berkeley, Calif., 1986.
- [5] T. Nishiyama and T. Ota, "Linearized Potential Flow Models for Hydrofoils in Supercavitating Flows", *J. of Basic Eng.* Vol.93, 1971.
- [6] R.B. Wade and A.J. Acosta, "Experimental Observations on the Flow Past a Plano-Convex Hydrofoil", *J. of Basic Eng. Trans. ASME, Series D*, Vol. 88, 1966.