

와류격자법에 의한 정상유동중의 상반회전 프로펠러 성능 해석

백광준 · 서성부 · 진호환

부산대학교 조선 · 해양공학과, 기계기술연구소 (*현재 삼성중공업 (주), SSMB)

Analysis of Contra-Rotating Propellers in Steady Flow by a Vortex Lattice Method

KWANG-JUN PAIK, SUNG-BU SUH AND HO-HWAN CHUN

Department of Naval Architecture & Ocean Engineering, Pusan National University, pusan 609-735, Korea
RIMT, (* Presently, Samsung Ship Model Basin, Samsung Heavy Industries Yusong Ku, Taejon 305-390, Korea)

KEY WORDS: Vortex lattice method 와류격자법, Contra-rotating propeller 상반회전 프로펠러, Propeller 프로펠러, Time-averaged velocity 시간평균속도, Thrust & torque coefficient 추력 및 토크 계수

ABSTRACT: In this paper, a Vortex Lattice Method is used to predict the performances of a Contra-Rotating Propeller. Greeley and Kerwin's(1982) wake model is adopted instead of the exact trailing vortex geometry. The interaction of the two propellers is treated by the sense that the induction of one propeller upon the other propeller is averaged in the circumferential direction. Two single propellers (DTRC 4119 & DTRC 4842) are chosen and compared with the experimental and other numerical results published. Then, the computational results for three CRP's (4-0-4 CRP (DTRC 3686 + DTRC 3687A), 4-0-5 CRP (DTRC 3686 + DTRC 3849) & DTRC CRP (DTRC 5067 + DTRC 5068)) are compared with the experimental and numerical results published. The interaction of both propellers by the change of inflow velocity and circulation of each propeller is investigated.

1. 서 론

최근 에너지 절감을 위한 효율적인 추진 장치의 요구에 의해 이에 대한 많은 연구가 이루어지고 있으며, pre-swirl fins(Tanibayashi, 1975), stator propeller(Ikehata, 1983), vane wheel(Grim, 1966), flow control fins or ducts(Stierman, 1987), 상반회전프로펠러 등의 새로운 장치의 개발에 노력하고 있다.

나선형 프로펠러는 프로펠러가 회전할 때 유체를 후방으로 밀어냄으로써 작용-반작용 원리에 의해 선박을 앞으로 미는 추진력이 발생하며, 이와 동시에 주위의 유체를 프로펠러가 회전하는 방향으로 회전시킨다. 이 회전방향 유기속도에 의한 회전운동 에너지는 이상효율의 약 10%를 차지한다. 따라서 프로펠러 2개를 동일 축상에 전후로 설치하고 서로 반대되는 쪽으로 회전시켜 회전방향 유기속도를 상쇄시켜줌으로써 프로펠러 하류로 버려지는 회전운동에너지를 회수하는 복합추진 장치를 상반회전프로펠러(contra-rotating propeller, CRP)라 한다. CRP의 개념은 1836년 J. Ericsson에 의해 영국 특허청에 등록되었다. CRP의 효율은 통상의 프로펠러 보다 10% 이상 높은 것으로 알려져 있으나, 이중 동심축과 CRP기어의 구조적 강도가 문제되어 실용화되지 못하고 있었다. CRP 추진시스템을 상선에 장착한 것은 1988년 Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. (MHI)가 세계 최초로 하였다(Nakamura et al., 1989).

양력면 이론은 프로펠러 주위의 유동 해석에 적용 가능성이 Kerwin(1961)에 의하여 보여진 후에 와류격자법 (Vortex Lattice

Method, VLM)을 이용하여 Kerwin(1973)에 의하여 프로펠러의 설계에 적용되었다. 이러한 방법은 Cummings(1973)에 의하여 프로펠러의 정상 성능 추정에도 적용된 바 있다. 현재 일반적으로 사용되는 미지의 집중 보오텍스를 날개 캠버면에 직접 분포하여 해석하는 방법은 Kerwin & Lee(1978)에 의하여 제안되었으며, 비정상 상태의 프로펠러의 성능 추정에도 성공적으로 수행되었다. James(1972)는 2차원 날개에 대하여 캠버면을 일정한 간격으로 등분한 후에 각각의 패널의 길이의 1/4되는 지점에 특이점을 분포시키고 3/4되는 지점에 제어점을 분포하여 제반 경계조건을 만족시키면, 날개 뒷날에서의 Kutta 조건이 자동 만족됨을 해석적으로 증명하였다. 또한 Guermont(1989)에 의해 제안된 Collocation Method는 지금까지 와류격자법을 프로펠러 양력면 문제 해석에 응용할 때, 엄밀한 해석적 증명 없이 수치해석 결과가 실험결과와 비슷하다는 것을 유일한 증거로 채택되어 활용되었으나 해석해가 존재하는 Circular wing등에 대하여 정밀한 Collocation Method를 제안함으로써 기존의 와류격자법이 널리 사용된 이유를 증명하였다.

CRP 성능 해석에 대한 다수의 논문이 1980년 이후에 발표되었다. Tsakonas et al.(1983)는 선형화된 양력면 이론을 이용하여 CRP의 정상·비정상 상태의 성능을 예측하기 위한 방법을 개발하였다. Nakamura(1986)는 Quasi Continuous Method(QCM)을 이용하여 CRP의 정상 상태 성능을 계산하였다. 또한 Sasaki & Nakatake(1987)는 단순화된 프로펠러 이론에 기초를 둔 성능 해석 방법을 개발하였다. Yang(1990)은 와류격자법을 이용하여

CRP의 정상·비정상 성능 추정뿐만 아니라 보스 캡에 의한 영향을 보인 바 있다. 또한 Lee et al.(1995)에 의해서도 CRP의 성능 추정에 와류격자법의 유용성 및 정도를 확인되었다.

본 수치계산에서는 정상 상태에서의 CRP의 성능을 예측하기 위해 와류격자법을 사용하였다. 후류 모델은 Greeley & Kerwin(1982)에 의해 소개된 반경수축 모형을 택하였으며, 한 프로펠러에서 다른 프로펠러로의 유기속도를 원주방향으로 평균하는 개념으로 두 프로펠러의 상호작용을 다루었다. 즉, 각 프로펠러의 경계치 문제는 다른 프로펠러의 영향은 기지의 값으로 가정하고 각각 나누어서 반복 계산을 하여 풀었다.

DTRC 4381 프로펠러로 수렴성을 확인하였으며, DTRC 4119 프로펠러와 DTRC 4842 프로펠러의 수치계산 결과를 실험치와 비교하여 수치계산의 정도와 유용성을 확인하였다. 상반회전 프로펠러는 4-0-4 CRP (DTRC 3686 + DTRC 3687A)와 4-0-5 CRP (DTRC 3686 + DTRC 3849), 두 종류의 CRP를 통해 수치계산법의 타당성 및 정확성을 확인하였으며, DTRC CRP (DTRC 5067 + DTRC 5068)에 적용하여 성능 해석 결과가 실험 결과와 잘 일치하고 있음을 확인하였다. 또한 전방 프로펠러와 후방 프로펠러의 상호작용에 의한 유입속도의 변화와 순환의 변화를 관찰하였다.

2. 경계치 문제의 정식화

2.1 지배방정식 및 경계조건

문제의 해석을 위해 자유수면의 표면장력은 무시하고 프로펠러 주위의 유체를 비점성 및 비압축성, 유동은 비회전성으로 가정한다. 이러한 가정에서 유체의 연속방정식은 다음과 같이 표시된다

$$\nabla^2 \phi = 0 \tag{1}$$

지배 방정식 (1)을 만족하기 위해 각 경계면에서 만족되어야 할 경계조건은 다음과 같다.

1. 무한 원방에서 경계 조건 :

$$\nabla \phi = 0 \tag{2}$$

2. 프로펠러 표면에서의 운동학적 경계조건 :

$$\hat{n} \cdot (\vec{U}_\infty + \nabla \phi) = 0 \tag{3}$$

여기서, \hat{n} 은 물체 표면에서의 단위 법선 벡터이고, \vec{U}_∞ 는 프로펠러로의 유입속도이다.

3. 날개 후연에서의 Kutta 조건 :

$$|\nabla \phi| < \infty \tag{4}$$

4. 후연 반류면에서의 경계조건 :

$$\begin{aligned} \vec{n} \cdot (\vec{V}_U - \vec{V}_L) &= 0 \\ p_U - p_L &= 0 \end{aligned} \tag{5}$$

여기서 아래첨자 U 와 L 은 각각 반류면의 상면과 하면을 나타내고 \vec{V} 와 p 는 각각 반류면 상에서의 속도와 압력을 나타낸

다.

2.2 좌표계와 프로펠러의 형상

CRP는 하나의 상반회전축에 두 쌍의 프로펠러가 붙어있다. 따라서 두 개의 우수좌표계 $O-XYZ$ 와 $o-xyz$ 를 Fig. 1에서와 같이 정의한다. $o-xyz$ 가 회전하는 동안 $O-XYZ$ 는 공간에 고정되어 있다고 가정한다. 극좌표계 (r_0, θ_0) 와 (r, θ) 는 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} Y &= r_0 \cos \theta_0, \quad Z = r_0 \sin \theta_0 \\ y &= r \cos \theta, \quad z = r \sin \theta \end{aligned} \tag{6}$$

(X, r_0, θ_0) 와 (x, r, θ) 는 다음의 관계에 의해 정의된다.

$$\begin{aligned} X_k &= x_k, \quad r_{0k} = r_k, \\ \theta_{0k} &= \theta_k + \lambda_k \Omega_k t \quad (k=1, 2) \end{aligned} \tag{7}$$

여기서 $k=1, 2$ 는 각각 전방 프로펠러와 후방 프로펠러이다. Ω_k 는 날개의 회전속도이며, λ_k 는 반시계 방향으로 회전하는 프로펠러는 +1이고, 시계방향으로 회전하는 프로펠러의 경우는 -1이다. t 는 시간이다.

기준 날개 이외의 다른 날개의 좌표는 다음과 같은 날개 지지각을 이용하여 나타낸다.

$$\delta_{nk} = \frac{2\pi(n-1)}{Z_k} \quad n=1, 2, 3, \dots, Z_k \tag{8}$$

여기서 $k=1$ 은 전방 프로펠러이고 $k=2$ 는 후방 프로펠러이며, Z_k 는 k 번째 프로펠러의 날개수이다. CRP의 수치계산에 와류격자법을 사용함에 따라 프로펠러의 형상은 캠버 표면에서의 좌표로 표현되어지며 날개 표면에서의 일반적인 좌표는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} x_k &= x_{Gk} + r_k \theta_{mk} \tan \phi_k \\ &\quad + c_k \left(s - \frac{1}{2} \right) \sin \phi_k - f_k \cos \phi_k \\ \theta_k &= \theta_{mk} - \lambda_k c_k \left(s - \frac{1}{2} \right) \frac{\cos \phi_k}{r_k} \\ &\quad - \lambda_k f_k \frac{\sin \phi_k}{r_k} + \delta_{nk} \\ y_k &= r_k \cos \theta_k \\ z_k &= r_k \sin \theta_k \end{aligned} \tag{9}$$

3. 적분방정식

경계면 S 로 둘러싸인 유체영역에서 라플라스 (Laplace) 방정식을 만족하는 섭동속도 포텐셜은 다음의 Green정리를 만족한다. 내부 포텐셜의 영향을 고려하면 계산점 $\vec{p}(x, y, z)$ 가 내부 영역에 있으면 적분방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

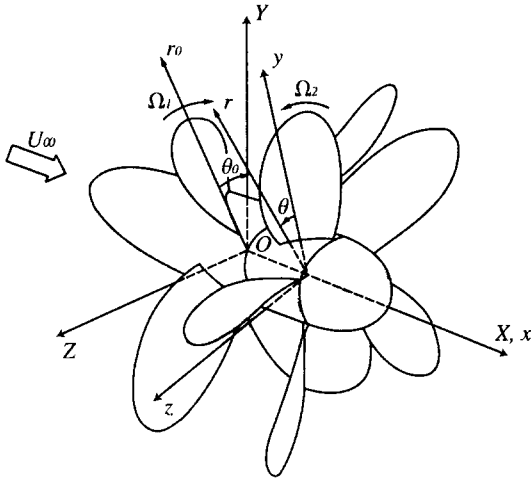


Fig. 1 Coordinate systems for contra-rotating propellers

$$\begin{aligned} \phi_k(\vec{p}) = & \int_{S_{mk}} \{-\phi_k(\vec{q})\} \frac{\partial G}{\partial n_q} dS \\ & + \int_{S_{mk}} \frac{\partial \phi_k(\vec{q})}{\partial n_q} G dS \\ & + \int_{S_{mk}} \{-\Delta \phi_{mk}\} \frac{\partial G}{\partial n_q} dS \end{aligned} \quad (10)$$

여기서,

$$\begin{aligned} G = & -\frac{1}{4\pi} \frac{1}{R(\vec{p}; \vec{q})} \\ \vec{p}(x, y, z) = & \text{계산점의 좌표} \\ \vec{q}(x, y, z) = & \text{특이점의 좌표} \\ R(\vec{p}; \vec{q}) = & \vec{p} \text{와 } \vec{q} \text{의 거리} \end{aligned} \quad (11)$$

(10)식은 Morino & Kuo(1974)에 의해 제안되었으며 포텐셜을 기저로 하는 패널법의 기본이 되는 적분방정식이며, 이것을 와류격자법에 적합한 적분방정식으로 치환하기 위해 보오텍스와 다이폴 분포 사이의 관계식을 이용하여 정리하면 다음과 같은 식으로 유도할 수 있다.

$$\begin{aligned} \nabla_p \phi_k = & \int_{S_{mk}} \vec{\gamma}_k \times \nabla_p G dS + \int_{S_{mk}} \sigma_k \nabla_p G dS \\ & + \int_{S_{mk}} (-\Delta \phi_{mk}) \nabla_p \frac{\partial G}{\partial n_q} dS \end{aligned} \quad (12)$$

(12)식을 Biot-Savart 법칙을 이용하여 다시 정리하면 다음과 같이 된다.

$$\begin{aligned} \nabla_p \phi_k = & \frac{\gamma_k}{4\pi} \int_{C(\vec{\varepsilon}_{mk} + \vec{\varepsilon}_{mk})} \frac{d\vec{\xi} \times \vec{R}}{|\vec{R}|^3} \\ & - \frac{\sigma_k}{4\pi} \int_{\vec{\varepsilon}_{mk}} \nabla_p \left(\frac{1}{R} \right) d\vec{\xi} \end{aligned} \quad (13)$$

4. 수치계산법

4.1 적분방정식의 이산화

프로펠러에 고정된 좌표계에서 법선 방향의 전체 속도가 0이 되어야 한다는 것으로 프로펠러 표면에서의 운동학적 경계조건인 (3)식에 (13)식을 대입함으로써 다음 식으로 나타낼 수 있다. 전방 프로펠러 캠버 표면에서 :

$$(V_{G1} + V_{G2} + V_{Q1} + V_{Q2} + V_{I1}) \cdot \hat{n}_1 = 0 \quad (14)$$

후방 프로펠러 캠버 표면에서 :

$$(V_{G2} + V_{G2} + V_{Q2} + V_{Q2} + V_{I2}) \cdot \hat{n}_2 = 0 \quad (15)$$

여기서 V_G 는 프로펠러 표면의 보오텍스에 의해 유기된 속도이고, V_Q 는 날개의 두께를 나타내는 선분 소오스에 의하여 유기된 속도이며, V_I 는 선속과 프로펠러의 회전속도를 포함하는 유입속도이다. 아래첨자 1, 2는 각각 전방 프로펠러와 후방 프로펠러를 나타낸다.

본 수치계산에서는 정상 상태의 CRP를 다루기 위해 두 프로펠러의 상호 작용을 한 프로펠러에서 다른 프로펠러로의 유기속도를 원주방향으로 평균하는 개념을 사용하였다. 즉, 전방 프로펠러와 후방 프로펠러를 동시에 계산하는 대신에 다른 프로펠러의 영향은 기지의 값으로 가정하고 전방 프로펠러와 후방 프로펠러의 경계치 문제를 교대로 반복계산 하였다. 이 반복계산의 절차는 Fig. 2에 나타내었다. 따라서 (14)식과 (15)식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$(V_{Gk} + V_{Qk} + V_{Ik} + V_{Pk}) \cdot \hat{n}_k = 0 \quad (16)$$

(16)식을 이산화하여 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} & \sum_{i=1}^{M_{Rk}} \sum_{j=1}^{M_{Ck}} \left\{ \sum_{n=1}^{Z_k} [\alpha_{mknij}^S + \sum_{l=i}^{M_{Ck}} (\alpha_{mkn(i+1)l}^C \right. \\ & \quad \left. - \alpha_{mknil}^C) - \alpha_{mknij}^S + \alpha_{mknij}^H \right\} \Gamma_{kij}^S \\ & = -[V_{Imk} + V_{Qmk} + V_{Pmk(3-k)}] \cdot \hat{n}_{mk} \\ & \quad (m=1, 2, \dots, M_{Rk} \times M_{Ck}, k=1, 2) \end{aligned} \quad (17)$$

여기서 M_{Rk} , M_{Ck} , Z_k 는 각각 전방 프로펠러와 후방 프로펠러의 스펠 방향, 코드방향의 격자수 및 날개수이며, $t=(M_{Ck}+1)$ 이다. $V_{Pmk(3-k)}$ 는 $(3-k)$ 번째 프로펠러의 날개들에 의한 (m, k) 번째 프로펠러에서의 시간 평균(time-averaged) 유기 속도이다.

$\alpha_{mknij}^S = (n, i, j)$ 번째 단위 세기의 스펠 방향 보오텍스에 의한 (m, k) 번째 제어점에 유기된 속도 성분

$\alpha_{mknij}^C = (n, i, j)$ 번째 단위 세기의 코드 방향 보오텍스에 의한 (m, k) 번째 제어점에 유기된 속도 성분

$\alpha_{mknij}^H = (n, i)$ 번째 후류면에 있는 단위 세기의 H-모양 보오텍스 선분에 의한 (m, k) 번째 제어점에 유기된 속도 성분

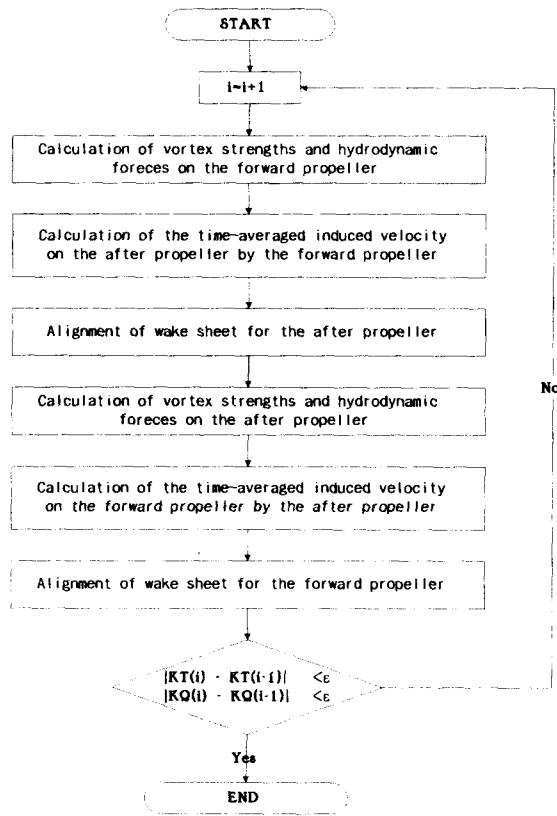


Fig. 2 Iteration procedure for the steady performance prediction of contra-rotating propeller

$\Gamma_{knij}^S = (k, n, i, j)$ 번째 스펀 방향 보오텍스의 세기

(17)식에 나타난 두 개의 방정식을 유체력이 수렴할 때까지 $V_{Pmk(3-k)}$ 에 의해 $k=1$ 과 $k=2$ 에 대하여 각각 교대로 풀면 된다. 최초의 반복계산에는 $V_{P12} = 0$ 와 $V_{P21} = 0$ 가 사용되었다. 또한 반복계산을 통하여 날개에서의 부하와 후류면의 형상은 계속 변하게 된다.

4.2 유체력 계산

프로펠러 날개의 각 요소에 작용하는 힘은 다음과 같이 나누어 계산할 수 있다.

— 스펀 방향과 코드 방향의 요소에 작용하는 Kutta-Joukowski force

$$\vec{F}_{km}^K = \rho \vec{V}_{km} \times \vec{\Delta l}_{km} \Gamma_{km}$$

— 선분 소오스 요소에 작용하는 Lagally force

$$\vec{F}_{km}^L = -\rho Q_{km} |\vec{\Delta l}_{km}| \vec{V}_{km}$$

— 점성 마찰력

$$\vec{F}_{km}^V = 0.5\rho(C_f)_{km} \Delta A_{km} |\vec{V}_{km}| \vec{V}_{km}$$

— 받음각에 의한 점성력 증가

$$\vec{F}_{ki}^S = -0.25 \pi \rho (k_s C_s^2 \Delta r_s)_{ki}$$

여기서, i 는 날개 전연의 스펀방향 요소를 의미하며,

\vec{V} : 보오텍스와 소오스 요소의 중간점에서의 전속도

\vec{V}^c : 프로펠러 날개의 제어점에서의 전속도

$\vec{\Delta l}$: 보오텍스 요소의 길이 벡터

ΔA : 보오텍스 격자의 면적

C_s : leading edge suction force coefficient

전방 프로펠러와 후방 프로펠러에 작용하는 각각의 유체력은 각 요소에 작용하는 힘을 적분함으로써 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\vec{F}_k = \sum_{n=1}^{Z_k} \left[\sum_{m=1}^{M_{Rk} \cdot M_{Cs}} (\vec{F}_{knm}^{KS} + \vec{F}_{knm}^{KC}) + \vec{F}_{knm}^L + \vec{F}_{knm}^V \right] + \sum_{ki=1}^{M_{Rk}} \vec{F}_{ki}^S \quad (18)$$

$$\vec{M}_k = \sum_{n=1}^{Z_k} \left[\sum_{m=1}^{M_{Rk} \cdot M_{Cs}} r_{knm} \times (\vec{F}_{knm}^{KS} + \vec{F}_{knm}^{KC}) + \vec{F}_{knm}^L + \vec{F}_{knm}^V \right] + \sum_{ki=1}^{M_{Rk}} r_{kni} \times \vec{F}_{kni}^S \quad (19)$$

추력 계수와 토크 계수는 다음과 같이 정의된다.

$$K_{T_k} = \frac{-F_{xk}}{\rho n^2 D^4}, \quad K_{Q_k} = \frac{M_{xk}}{\rho n^2 D^5} \quad (20)$$

5. 계산결과 및 고찰

5.1 단독 프로펠러의 해석

상반회전 프로펠러의 해석에 앞서 개발된 프로그램의 검증을 위해서 충분히 알려진 단독 프로펠러에 대해 성능해석을 먼저 수행하여 실험치와 비교하였다. Fig. 3은 DTRC 4381에 대해 패널수의 변화에 대한 수렴성을 전진 계수를 변화시키면서 확인하였다. 전진 계수에 대하여 스펀 방향과 코드 방향으로 각각 15개씩 분할하면 충분히 수렴함을 볼 수 있다.

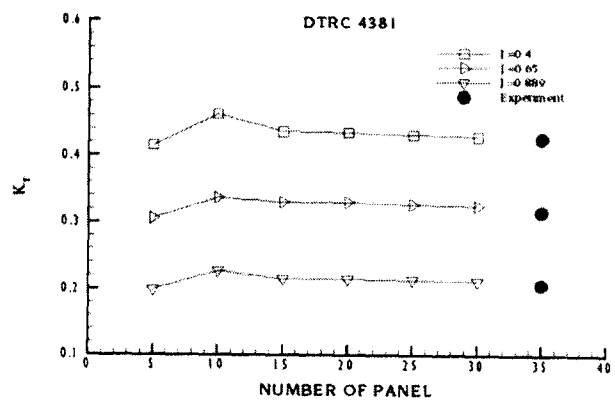


Fig. 3 Converge test of DTRC 4381 propeller

Fig. 4와 Fig. 5는 스윙각 0°인 DTRC 4119 프로펠러와 스윙각이 34.44°인 DTRC 4842 프로펠러에 대해 실험치와 비교한 그림이다. DTRC 4119 프로펠러에 대한 계산 결과는 전진 계수에 걸쳐 실험치와 잘 일치하고 있음을 볼 수 있다. DTRC 4842 프로펠러에 대한 계산 결과는 설계 전진 계수에서는 잘 일치하고 있으나 전진 계수가 변함에 따라 추력 계수와 토크 계수의 기울기가 실험치와 약간 차이를 보이고 있다. 본 계산에 사용된 모든 마찰 저항 계수는 0.007이며, 계산 범위는 참고문헌[20]에 있는 DTMB, MIT, AMI 계산 결과의 최대 최소를 연결한 선이다.

5.2 상반회전 프로펠러의 해석

상반회전 프로펠러의 해석을 위해 DTRC 계열의 프로펠러를 사용하였다. 4-0-4 CRP는 전방 프로펠러가 DTRC 3686이고 후방 프로펠러는 DTRC 3687A로 구성된 날개수가 각각 4개인 상반회전 프로펠러이다. 4-0-5 CRP는 전방 프로펠러가 DTRC 3686이고 후방 프로펠러는 날개수가 5개인 DTRC 3849 프로펠러이다. 4-0-4 CRP와 4-0-5 CRP의 전방 프로펠러와 후방 프로펠러의 간격은 각각 전방 프로펠러 반경의 0.283배이며, 4-0-4 CRP와 4-0-5 CRP의 날개와 후류의 형상을 Fig. 6과 Fig. 7에 각각 나타내었다.

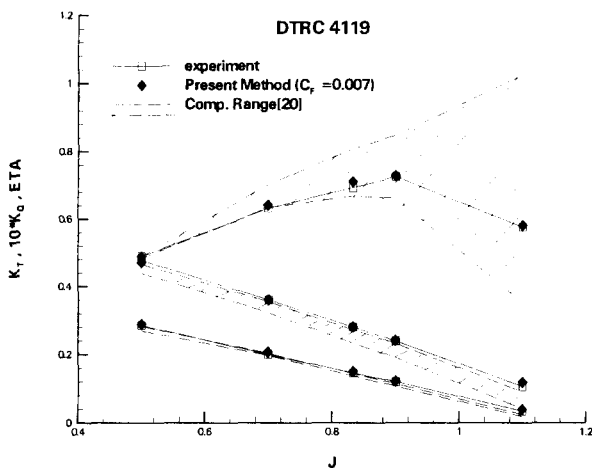


Fig. 4 Comparison of open-water performance of DTRC 4119 propeller

전진 계수 J는 전방 프로펠러의 반경에 기준을 두었으며, 수치 계산은 전진 계수를 바꾸며 수행하였다. Fig. 8과 Fig. 9에 실험치(Miller, 1976), Yang(1991), Tsakonas(1983)의 결과와 비교하였다. 실험치와 다른 계산값이 J=1.1에 대한 것밖에 없어 J=1.1에 대해서만 비교하였다. 4-0-4 CRP와 4-0-5 CRP 모두 J=1.1에서는 다른 계산값과 비교해서 실험치에 비교적 잘 일치하고 있음을 볼 수 있다. Table 1는 계산값과 실험치를 비교한 것이다. 4-0-4 CRP에 대한 계산 결과는 K_{Q1} 을 제외하고 Yang의 결과보다 실험치에 가까운 것을 볼 수 있다. 하지만 Tsakonas의 계산 결과에서는 본 계산 결과와 비슷한 결과를 보여주고 있다. 4-0-5 CRP의 계산 결과는 Yang과 Tsakonas의 결과 보다 모두 실험치에 근접하고 있음을 보여주고 있다.

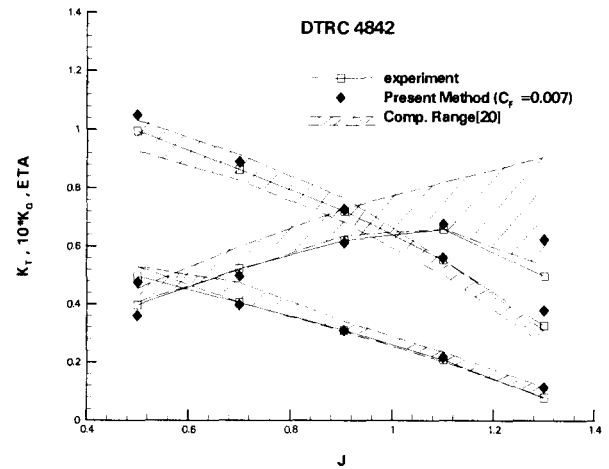


Fig. 5 Comparison of open-water performance of DTRC 4842 propeller

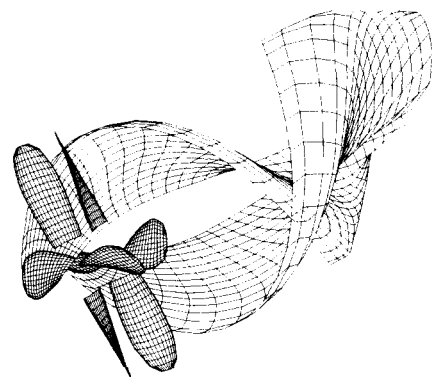


Fig. 6 Perspective view of 4-0-4 CRP with wake

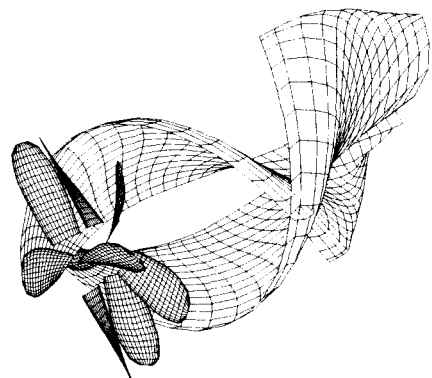


Fig. 7 Perspective view of 4-0-5 CRP with wake

Fig. 10은 4-0-4 CRP에서 반복 계산에 의해 계산된 전방 프로펠러와 후방 프로펠러에서의 유입속도 벡터를 보여주고 있다. 전방 프로펠러의 유입속도는 후방 프로펠러의 영향으로 유입속도 벡터가 변화하였음을 볼 수 있고, 후방 프로펠러의 유입속도는 전방 프로펠러의 후류면의 영향에 의해 허브 보오텍스 코어와 텡 보오텍스 코어가 생성됨을 볼 수 있다. Fig. 11과 Fig. 12는

4-0-4 CRP에서 반복 계산에 의해 전방 프로펠러와 후방 프로펠러의 순환의 변화를 보여 주고 있다. 여기서 순환은 반경을 따라 계산하였으며, 무차원된 순환은 다음과 같이 정의된다.

$$G_k = \frac{1000|I(r_k)|}{2\pi R_k [V_a^2 + (0.7\Omega_k R_k)^2]^{1/2}} \quad (20)$$

(k=1, 2)

여기서 k=1은 전방 프로펠러이고 k=2는 후방 프로펠러이다. Γ_k 는 r_k 에 위치하는 날개의 전 순환을 나타내며, R_k 는 프로펠러의 반경이다. 전방 프로펠러는 후방 프로펠러에 의해 순환이 감소하고, 반대로 후방 프로펠러는 전방 프로펠러에 의해 순환이 증가함을 볼 수 있다.

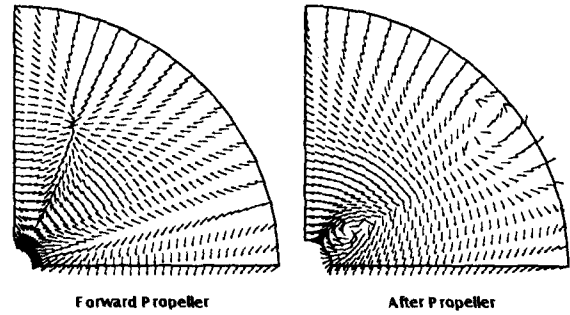


Fig. 10 The cross-sectional views of inflow surfaces

DTRC CRP는 날개수가 7개인 DTRC 5067과 날개수가 5개인 DTRC 5068로 각각 전후방 프로펠러를 구성하고 있으며, 간격은 전방프로펠러 직경의 0.25배이다. Fig. 13에 DARC CRP의 날개와 후류의 형상을 나타내었다.

DTRC CRP를 $J=0.8$ 에서 $J=2.0$ 까지 전진계수를 변화시키며 CRP 성능 추정 실험결과와 비교하여 Fig. 14에 도시하였다. 여기서 PSF -10은 MIT의 패널코드이며, 설계 전진계수 $J=1.589$ 만 계산결과가 존재하여 포함시켰으며 본 방법의 계산 결과와 거의 비슷한 값을 주기 때문에 그림에서 나타나지 않는다. 본 방법에 의한 계산 결과는 전체 전진계수에 대하여 실험결과와 잘 일치하고 있음을 알 수 있고, Lee(1995)의 계산결과와도 비슷함을 알 수 있다.

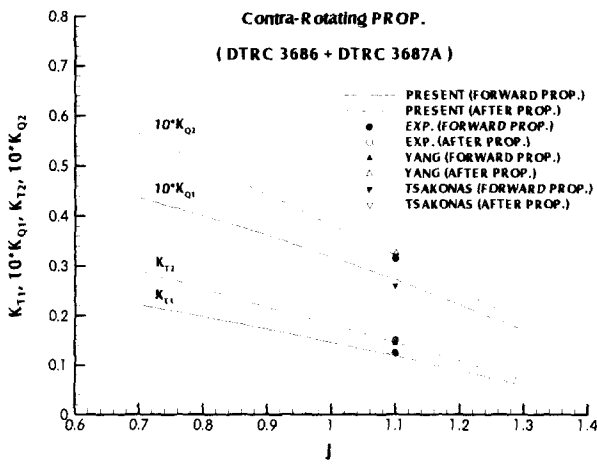


Fig. 8 Comparison of open-water performance of 4-0-4 CRP

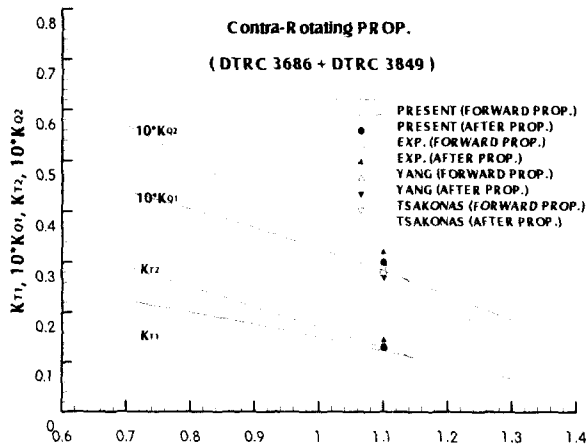


Fig. 9 Comparison of open-water performance of 4-0-5 CRP

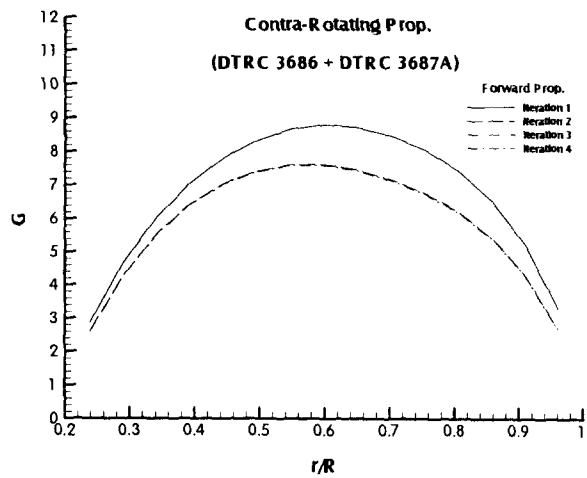


Fig. 11 Calculated radial circulation distributions on the forward propeller of 4-0-4 CRP by iteration

6. 결 론

와류격자법을 사용한 상반회전 프로펠러에 대한 계산 결과와 실험 결과의 비교를 통해 본 수치계산법의 정도와 유용성을 알 수 있었다. 앞뒤 프로펠러의 상호작용에 의한 유입속도의 변화 및 순환의 변화를 볼 수 있었다.

Table 1 Comparison of calculated thrust and torque with experimental data

Type	Items	Presnet Cal.	Cal. by Yang[15]	Cal. by Tsakonas [12]	Exp. by Miller [19]	Present Cal. Exp.	Yang Cal. Exp.	Tsakonas Cal. Exp.
4-0-4 CRP	KT1	0.1186	0.1438	0.123	0.125	0.949	1.150	0.984
	KQ1	0.0273	0.0316	0.026	0.0315	0.867	1.003	0.826
	KT2	0.1467	0.1488	0.152	0.150	0.978	0.979	1.01
	KQ2	0.0321	0.0326	0.032	0.0315	1.019	1.035	1.01
4-0-5 CRP	KT1	0.1242	0.1449	0.130	0.130	0.955	1.115	1.00
	KQ1	0.0283	0.0319	0.027	0.030	0.943	1.181	0.90
	KT2	0.1306	0.1358	0.132	0.130	1.005	1.045	1.01
	KQ2	0.0292	0.0298	0.027	0.028	1.043	1.064	0.964

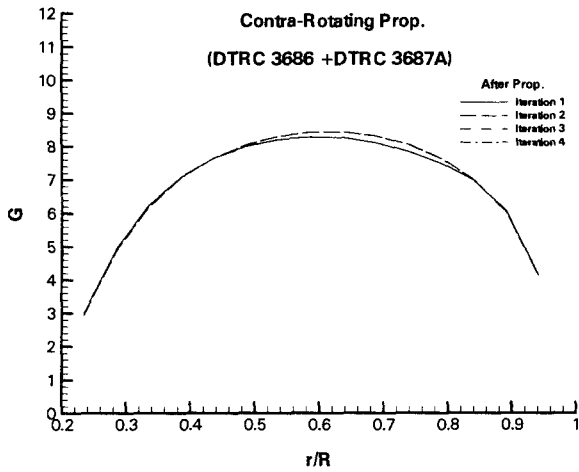


Fig. 12 Calculated radial circulation distributions on the after propeller of 4-0-4 CRP by iteration

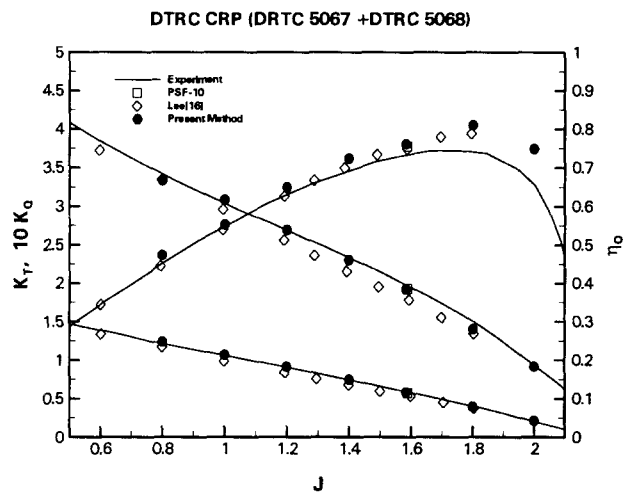


Fig. 14 Comparison of open-water performance of DTRC CRP

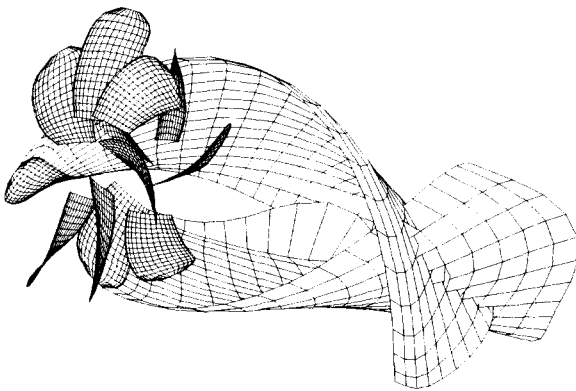


Fig. 13 Perspective view of DTRC CRP with wake

프로펠러 허브가 추력이나 토크에 미치는 영향은 매우 작은 것으로 알려져 있으나, 허브 근처에서의 날개의 부하를 더욱 정확히 추정하기 위해서는 허브의 영향을 고려하는 것이 필요하다고 본다. 또한 비정상 상태에서의 상반회전 프로펠러를 계산하여 더욱 정확한 유체력의 예측이 필요하다고 생각한다.

참 고 문 헌

Cummings, D. E.(1973). "Numerical Prediction of Propeller Characteristics", Journal of Ship Research, Vol. 17, No. 1.
 Greeley, D. S. and Kerwin, J. E.(1982). "Numerical Methods for Propeller Design and Analysis in Steady Flow", Trans. SNAME, Vol. 90, pp. 415~453.
 Grim, Von O.(1966). "Propeller und Leitrad", Jahrbuch der Schiffbautechnischen Gesellschaft, Band 60, pp. 211~232.

- Guermont, J. L.(1989). "Collocation Methods and Lifting-Surfaces", *Eur. J. Mech., B/Fluids*, Vol 8, No. 7, pp. 283~305.
- Ikehata, M.(1983). "On the Improvement of Propulsive Performance of a Ship by the Stators behind the Propeller", *Journal of the Kansai Society of Naval Architects*, No.188, Mar. pp 95~100.
- James, R. M.(1972). "On the Remarkable Accuracy of the Vortex Lattice Method", *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 1.
- Kerwin, J. E. & Lee, C.-S.(1978). "Prediction of Steady and Unsteady Marine Propeller Performance by Numerical Lifting-Surface Theory", *Trans. SNAME*, Vol. 86.
- Kerwin, J. E.(1973). "Computer Techniques for Propeller Section Design", *Second Lips Propeller Symposium*, Drunnen, The Netherlands.
- Kerwin, J. E.(1961). "The Solution of Propeller Lifting Surface Problems by Vortex Lattice Methods", MIT, Department of Naval Architecture and Marine Engineering.
- Koyama, K.(1993). "Comparative Calculations of Propellers by Surface Panel Method", *Papers of Ship Research Institute*, September.
- Lee, C. S., Kim, Y. G., Baek, M. C., Yoo, J. M.(1995). "Numerical Prediction of Steady and Unsteady Performances of Contrarotating Propellers", *Journal of Hydrospace Technology*, Vol. 1, No. 1, pp 29~40.
- Miller, M. L.(1976). "Experimental Determination of Unsteady Forces on Counterrotating Propellers in Uniform Flow", *David W. Taylor Naval Ship Research and Development Center Report SPD-659-01*.
- Morino, L. and Kuo, C. C.(1974). "Subsonic Potential Aerodynamic for Complex Configurations : a General Theory", *J. of AIAA*, Vol. 12, No. 2, pp 191~197.
- Nakamura, N.(1986). "Application of Quasi -Continuous Method to Estimate Open-Water Characteristics of Unconventional Propellers", *Transactions of the West-Japan Society of Naval Architects*, No. 72, pp 165~175.
- Nakamura, S., Ohta, T., Yonekura, K., Sasajima, T. and Saki, K.(1989). "World's First Contra-Rotating Propeller System Successfully Fitted to a Merchant Ship", *The Mortor Ship, Eleventh International Marine Propulsion Conference & Exhibition*, London.
- Sasaki, N. and Nakatake, K.(1987). "Study on Contrarotating Propeller (1st Report)", *Transactions of the West-Japan Society of Naval Architects*, No. 74, pp 129~142.
- Stierman, E. J.(1987). "The Design of an Energy Saving, Wake Adapted Duct", *The Proceedings of the Third Internatinal Symposium on Practical Design of Ships and Mobil Units*, Trondheim, pp 153~170.
- Tanibayashi, H.(1975). "Development of Reaction Fins for Full Ships", *Mitsubishi Juko Giho*, Vol. 12, No. 3, pp 1~4.
- Tsakonas, S., Jacobs, W. R. and Liao, P.(1983). "Prediction of Steady and Unsteady Loads and Hydrodynamic Forces on Counterrotating Propellers", *Journal of Ship Research*, Vol. 27, No. 3, pp 197~214.
- Yang, C. J.(1991). "Performances of Contra-Rotating Propellers", *Ph.D thesis, Shanghai Jiao Tong University*.

2000년 1월 14일 원고 접수

2000년 5월 15일 수정본 채택