

고차경계요소법을 이용한 정상 유동중의 프로펠러 해석

백광준*, 서성부**, 전호환***

Analysis of a Marine Propeller in Steady Flow by a Higher-Order Boundary Element Method

K.J. Paik*, S.B. Suh** and H.H. Chun***

요 약

일반적으로 특이점들을 분포하여 물체주위 유동장을 해석할 때 저차패널법(Low-Order Panel Method)이 유용하게 사용되어져 왔다. 저차패널법과는 다르게 적분방정식의 계산정도와 해의 수렴성을 높일 수 있는 방법으로서, 물체경계의 형상을 2차 이상의 고차곡면요소로 표현하고 각 곡면요소 내에서 물리량의 변화를 동일한 차수를 갖는 고차경계요소법을 사용할 수 있다. 본 연구에서는 물체표면의 곡면요소와 물리량의 변화를 9절점 라그랑지안(Lagrangian) 형상함수를 사용하여 정상 포텐셜유동 중에 작동하는 프로펠러 주위의 유동을 해석하였다. 개발된 프로그램을 프로펠러의 해석에 앞서 원형 날개에 대하여 Jordan의 선형 해석해와 비교하였으며, 두개의 영향을 관찰하였다. 프로펠러의 해석을 위해 DTRC 4119 프로펠러와 DTRC 4842 프로펠러에 적용하여 실험치와 계산치를 비교 검토하였다.

※keywords : HOBEM(고차경계요소법), Potential Flow(포텐셜 유동), Low Order Panel Method(저차패널법), DTRC4119, DTRC4842

Abstract

Low-order panel methods are being used to design marine propellers. Since the potential value over each panel for these methods is assumed to be a constant, the

접수일자: 2000년 1월 14일, 승인일자: 2001년 6월 27일

* 학생회원, 부산대학교 조선해양공학과, 현 삼성중공업(주) SSMB (E-mail: kjpaik@samsung.co.kr)

** 정회원, 부산대학교 조선해양공학과 박사과정 (E-mail: sbsuh@rims.re.kr)

*** 중신회원, 부산대학교 조선해양공학과 부교수 (E-mail: chunahh@hyowon.pusan.ac.kr)

accuracy of prediction is known to be limited. Therefore, a higher order boundary element method(HOBEM) has been studied to enhance the accuracy of prediction. In this paper, a HOBEM representing the body boundary surfaces and physical quantities by a 9-node Lagrangian shape function is employed to analyse the flow around marine propellers in steady potential flow. First, the numerical results for a circular wing with thickness variations are compared with Jordan's linear solution. Then, the computational results of two propellers (DTRC 4119 & DTRC 4842 propeller) are compared with the experimental and numerical results published. The pressure distribution on the surface of the propeller is also compared with experimental data.

1. 서론

선박용 프로펠러에 대한 실험적, 이론적 해석은 선박의 성능 결정에 있어 대단히 중요한 문제이며, 프로펠러는 선미 반류 중에서 작동하게 되므로 유입유동의 불균일성으로 인해 프로펠러 성능 추정이 더욱 어렵게 된다.

이러한 프로펠러의 해석을 위해 Kerwin/Lee (1978)에 의해 양력면 이론이 소개된 바 있다. 양력면 이론은 프로펠러 날개 주위의 유동을 해석하는데 있어서 실용적 가치를 인정 받아왔다. 그러나, 양력면 이론은 앞날 근처에서 실제 현상과는 거리가 먼 현상을 보여주고 있으므로 정확한 공동 유동 해석이 불가능하다.

앞날 근처에서의 정확한 해석을 위해 날개 두께의 영향을 정확히 고려해줄 수 있는 표면 패널법이 도입되었다. Morino/Kuo(1974)에 의해 포텐셜을 기저로한 패널법이 제안되었으며 이진태 (1987), 김영기 등(1993)에 의해 적용된 바 있다. 이러한 포텐셜을 기저로한 패널법은 각 패널에서의 포텐셜이 일정하다고 가정하고 있으므로 프로펠러 주위의 유동 추정의 정도를 낮추는 결과를 가져온다. 최근 Pyo/Kinnas(1997)에 의해 모든 유동성분 및 roll-up 현상을 포함해 후류면의 위치를 구하는 FLAG(Flow Adapted Grid) 기법이 소개되었으며 과도한 계산시간이 필요하지 만 정도 높은 계산결과를 주고 있다.

20차 ITTC 추진기 분과에서는 패널법에 의한 프로펠러의 비교계산 워크숍을 통하여 (Koyama, 1993), 패널법(당시는 모두 저차 패널법을 사용

했음)들의 프로펠러 단독성능에 대한 계산 결과는 실험결과와 잘 일치하나, 날개뿌리(root), 팁(tip), 앞날 및 뒷날 부근에서의 압력분포는 실험결과와 큰 차이를 보이고 있다는 결론을 내렸다. 이러한 저차패널법의 단점을 보완한 고차경계요소법을 사용한 양력면에 대한 유동 해석이 최근 시도되고 있다. B-스플라인을 기저로한 고차 패널법이 Hsin 등(1993)에 의해 소개되었으며 Hwang et al.(1999)에 의해 circular wing에 적용된 바 있다. Cho/Lee(2000)는 B-스플라인 기저 고차패널법을 2차원 날개에 적용하여 계산의 정확도와 계산시간의 단축을 보였다. 8절점 곡면요소를 이용한 고차경계요소법은 Hong/Choi (1995)에 의해 선체주위의 유동 해석에 적용된 바 있다. 또한 박일룡 등(1998)은 9절점 라그랑지안(Lagrangian) 곡면요소를 바탕으로 한 고차경계요소법을 사용하여 3차원 수중익 주위 유동에 적용하였으며, 날개의 속도와 압력을 정확히 추정할 수 있음을 보였다.

본 연구에서는 박일룡 등에 의해 3차원 수중익 주위 유동해석에 검증된 9절점 라그랑지안(Lagrangian) 곡면요소를 바탕으로 한 고차경계요소법을 프로펠러 주위의 유동해석에 적용하여 그 효용성을 검증하고자 하였다. 프로펠러의 해석에 앞서 원형 날개에 대하여 Jordan(1973)의 선형 해석해와 비교하였으며, 날개의 두께에 의한 영향을 관찰하였다. 프로펠러의 해석을 위해 DTRC 4119 프로펠러와 DTRC 4842 프로펠러에 대한 성능을 실험치와 비교하였고, DTRC 4119 프로펠러 날개 표면에서의 압력분포를 실험

치와 비교 검토하였다.

2 지배방정식 및 경계조건

문제의 해석을 위해 자유수면의 표면장력은 무시하고 프로펠러 주위의 유체를 비점성 및 비압축성, 유동은 비회전성으로 가정한다. 이러한 가정에서 속도 포텐셜이 존재하고 섭동포텐셜은 유체의 연속방정식을 만족하는 다음식으로 된다.

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (1)$$

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

· 물체 경계 조건 :

$$\frac{\partial \phi}{\partial n} = -\vec{U}_\infty \cdot \vec{n} \quad \text{on } S_B \text{ (물체경계면)} \quad (2)$$

여기서, \vec{n} 는 단위법선 벡터이고 \vec{U}_∞ 는 프로펠러로의 유입속도로 다음과 같이 표현된다.

$$\vec{U}_\infty = \vec{V}_s + \vec{\Omega} \times \vec{r} \quad (3)$$

$\vec{\Omega}$ 는 프로펠러 회전각속도이고 \vec{r} 는 위치 벡터이다.

· 무한 원방에서의 경계 조건 :

$$\nabla \phi \rightarrow 0 \quad (4)$$

· 날개 후연에서의 Kutta 조건 :

$$|\nabla \phi| < \infty \quad (5)$$

· 후연 반류면에서의 경계조건 :

$$\begin{aligned} \vec{n} \cdot (\vec{V}_U - \vec{V}_L) &= 0 \\ p_U - p_L &= 0 \end{aligned} \quad (6)$$

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

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 영

역에 있으므로 적분방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} C(\vec{p})\phi(\vec{p}) &= \int_{S_B} \{-\phi(\vec{q})\} \frac{\partial G}{\partial n_q} dS \\ &+ \int_{S_B} \frac{\partial \phi(\vec{q})}{\partial n_q} G dS \quad (7) \\ &+ \int_{S_W} \{-\Delta \phi_w\} \frac{\partial G}{\partial n_q} dS \end{aligned}$$

여기서,

$$G = -\frac{1}{4\pi} \frac{1}{R(\vec{p}; \vec{q})}$$

$\vec{p}(x, y, z)$ = 계산점의 좌표

$\vec{q}(x', y', z')$ = 특이점의 좌표

$R(\vec{p}; \vec{q})$ = \vec{p} 와 \vec{q} 의 거리

이고 $C(\vec{p})$ 는 고체각(solid angle)이며 S_B, S_W 는 각각 프로펠러와 반류면을 나타낸다.

4. 9절점 Lagrangian 경계요소법

Fig.1은 경계요소에 대한 국부 좌표계와 일반적인 9절점 경계요소의 모습을 보여주고 있다. 물체경계면에서 좌표와 물리량의 변화는 각각 아래와 같이 9절점 경계요소법을 사용하여 근사할 수 있다.

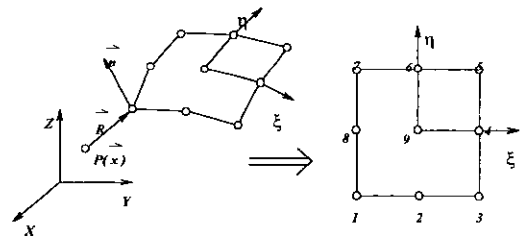


Fig.1 Local coordinate system and general 9-node lagrangian element

4.1 물체형상 및 물리량의 근사화

$$\vec{x}(\xi, \eta) = \sum_j^9 N_j(\xi, \eta) \vec{x}_j$$

$$\phi(\xi, \eta) = \sum_j^9 N_j(\xi, \eta) \phi_j$$

$$\frac{\partial \phi}{\partial n}(\xi, \eta) = \sum_j^q N_j(\xi, \eta) \frac{\partial \phi}{\partial n_j} \quad (8)$$

여기서, $N_j(\xi, \eta)$ 는 라그랑지안 형상함수를 나타낸다.

4.2 물체표면에서의 유체 입자 속도

물체표면에서 법선벡터를 알면, 형상함수의 미분계수로부터 물리량의 2계미분계수를 구할 수 있다.

접선벡터를 각각 $\vec{x}_\xi, \vec{x}_\eta$ 라 하면 단위 법선 벡터 \vec{n} 는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \vec{n} &= \frac{\vec{x}_\xi \times \vec{x}_\eta}{|\vec{x}_\xi \times \vec{x}_\eta|} \\ &= \vec{i} n_x + \vec{j} n_y + \vec{k} n_z \end{aligned} \quad (9)$$

여기서 n_x, n_y, n_z 는 단위 법선벡터의 x, y, z 방향 성분으로 다음과 같다.

$$\begin{aligned} n_x &= (y_\xi z_\eta - y_\eta z_\xi) / D \\ n_y &= (x_\eta z_\xi - x_\xi z_\eta) / D \\ n_z &= (x_\xi y_\eta - x_\eta y_\xi) / D \end{aligned}$$

$$D = |\vec{x}_\xi \times \vec{x}_\eta|$$

연쇄율(Chain Rule)을 이용하여 속도 포텐셜 ϕ 를 미분하면,

$$\begin{aligned} \phi_\xi &= \phi_x x_\xi + \phi_y y_\xi + \phi_z z_\xi \\ \phi_\eta &= \phi_x x_\eta + \phi_y y_\eta + \phi_z z_\eta \\ \phi_n &= \phi_x n_x + \phi_y n_y + \phi_z n_z \end{aligned}$$

앞의 식에서 다음과 같이 된다.

$$\begin{bmatrix} \phi_x \\ \phi_y \\ \phi_z \end{bmatrix} = \mathcal{J}^{-1} \begin{bmatrix} \phi_\xi \\ \phi_\eta \\ \phi_n \end{bmatrix}, \quad \mathcal{J} = \begin{bmatrix} x_\xi & y_\xi & z_\xi \\ x_\eta & y_\eta & z_\eta \\ n_x & n_y & n_z \end{bmatrix} \quad (10)$$

경계요소내 국부 좌표계에서 속도 포텐셜과 위치함수의 미분계수는 다음과 같다.

$$\phi_\xi(\xi, \eta) = \sum_j^q N_{j\xi}(\xi, \eta) \phi_j \quad (11)$$

$$\phi_\eta(\xi, \eta) = \sum_j^q N_{j\eta}(\xi, \eta) \phi_j$$

$$x_\xi(\xi, \eta) = \sum_j^q N_{j\xi}(\xi, \eta) x_j$$

$$x_\eta(\xi, \eta) = \sum_j^q N_{j\eta}(\xi, \eta) x_j$$

$$y_\xi(\xi, \eta) = \sum_j^q N_{j\xi}(\xi, \eta) y_j \quad (12)$$

$$y_\eta(\xi, \eta) = \sum_j^q N_{j\eta}(\xi, \eta) y_j$$

$$z_\xi(\xi, \eta) = \sum_j^q N_{j\xi}(\xi, \eta) z_j$$

$$z_\eta(\xi, \eta) = \sum_j^q N_{j\eta}(\xi, \eta) z_j$$

4.3 적분방정식의 이산화

(7)식을 앞의 결과를 이용하여 이산화하면 다음과 같은 식이 되며, 각 경계에서 적분은 수치적(Gauss 구적법)으로 하고 특히 적분은 비선형 좌표변환을 사용하여 특이점 근방에 가우스 점을 집중시켜 구하는 방법을 사용하였다.

$$\begin{aligned} C_i \phi_i &+ \sum_e^{NB} \sum_j^q \int \int_{S_{B^e}} \frac{\partial G}{\partial n} N_j J d\xi d\eta \phi_j \\ &+ \sum_e^{NW} \sum_j^q \int \int_{S_{W^e}} \frac{\partial G}{\partial n} N_j J d\xi d\eta \nabla \phi_w \\ &= - \sum_e^{NR} \sum_j^q \int \int_{S_{B^e}} G N_j J d\xi d\eta \phi_n \end{aligned} \quad (13)$$

여기서, J 는 Jacobian을 나타내고 NB 는 물체의 요소분할 수, NW 는 후류면의 요소 분할 수를 나타낸다. 그리고 상첨자 e 는 한 개의 요소를 나타낸다.

4.4 Kutta 조건

서로 다른 물리량을 가지는 세 점이 만나는 날개 후연에서의 계산을 피하기 위해 불연속 경계요

소를 사용하였고, Kutta 조건은 후연에서 약간 떨어진 날개의 아래 점과 위 점에 적용하였다. 날개의 반류면의 형상변형은 무시하였으며, 균일 흐름에 평행하게 하류방향으로 놓여 있는 것으로 가정하였다. 3차원 날개 및 프로펠러 문제에서 압력 Kutta 조건을 사용하여 해의 유일성 확보와 정도를 향상시켜 왔으며, 본 수치계산에서는 Lee(1987)가 제안한 압력 Kutta 조건식을 계산에 적용하였다.

5. 유체력 계산

프로펠러에 작용하는 힘과 모멘트는 다음과 같다.

$$T = \int \int_{S_b} p n_x ds \tag{14}$$

$$Q = \int \int_{S_b} p(\vec{n} \times \vec{r}) \cdot \vec{e}_x ds$$

여기서, $p = -\frac{\rho}{2}((U_\infty + \nabla\phi)^2 - U_\infty^2)$ 이다.

힘과 모멘트를 프로펠러 회전수 n 과 직경 D 을 사용해서 무차원하여 추력 및 토크계수를 구한다.

$$K_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \tag{15}$$

$$K_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5}$$

6. 계산 결과 및 고찰

저차 패널법의 경우 날개 표면의 격자를 생성할 때 일반적으로 스펜방향으로 일정한 간격을 두어 코드방향으로 직선이 되도록 한다. 하지만 고차경계요소법에서는 각 요소가 9절점의 정규격자일 경우 수렴성이 뛰어난 것을 알 수 있었기 때문에 Fig. 2에서 보이는 것과 같이 재배치하였다. 즉 팁부근에서 반경방향을 따르지 않고 원형상을 해줌으로서 정규격자에 가까운 패널을 만들었다.

저차패널법에서는 각 요소의 물리량을 그 요소의 도심에 있는 제어점에서 대표하는데, 그와 달

리 본 수치계산법에는 각 요소의 절점에서 물리량을 계산하게 됨에 따라 날개 앞날과 뒷날에서는 날개의 상면과 하면에 의한 불연속 물리량을 가지게 된다. 이러한 점을 해결하기 위해 본 수치계산법에서는 날개의 앞날과 뒷날을 포함하는 요소에는 불연속 격자를 사용하였다.

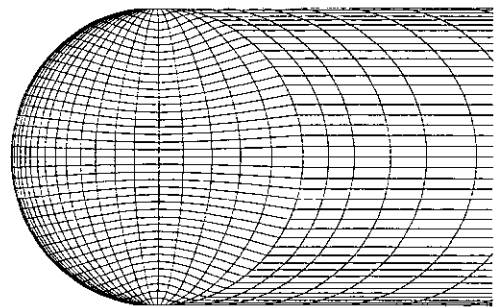


Fig.2 Panel arrangement of circular wing and wake

수렴성 시험을 위해 선정된 원형 날개는 받음각이 5.73°이며, 최대두께가 코드의 10%이고, 그 단면은 캠버가 없는 NACA 단면이다. Fig.3은 패널수에 대한 순환의 변화를 보여주고 있다. 패널수가 증가함에 따라 순환은 Jordan(1973)의 해에 근접하지만 패널수가 20×10이 되면 다시 다소 감소하는 경향을 보이고 있다.

Fig.4에는 원형 날개의 두께에 의한 영향을 도시하였다. 코드방향으로 16개, 스펜방향으로 8개의 패널을 가지며 받음각이 5.73°인 원형 날개에 대하여 두께가 코드길이의 각각 10%, 20%일 때의 순환을 비교하였다. Jordan의 해가 날개 두께를 고려하지 않은 선형해이므로 두께가 20%일 때보다 10%일 때 선형해에 더욱 근접함을 알 수 있다

Fig.5에는 DTRC 4119 프로펠러의 형상과 격자 분할을 보여주고 있다. 일반적으로 프로펠러의 스펜 방향 격자 생성은 반경에 따라 나누고 있지

만 고차경계요소법에서는 정규격자 생성을 위해 그림에서와 같은 모양으로 격자를 생성하였다. 이는 앞 Fig.2의 격자생성과 같은 맥락이다. 즉 날개 팁부근에서 반경방향을 따르지 않고 원형상을 해줌으로서 정규격자에 가까운 패널을 만들었다.

Fig.6은 선형 및 devised 후류형상을 보여주고 있다. Devised 모델링인 경우, 후류 수축각(wake contraction angle)은 20° , 팁 후류 최종반경(ultimate tip wake radius)은 0.87을 사용하였다.

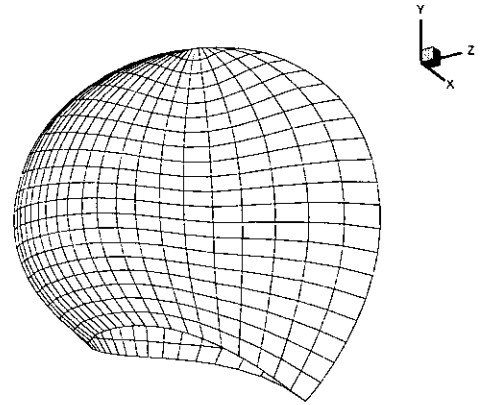


Fig.5 Panel arrangement of DTRC 4119 propeller

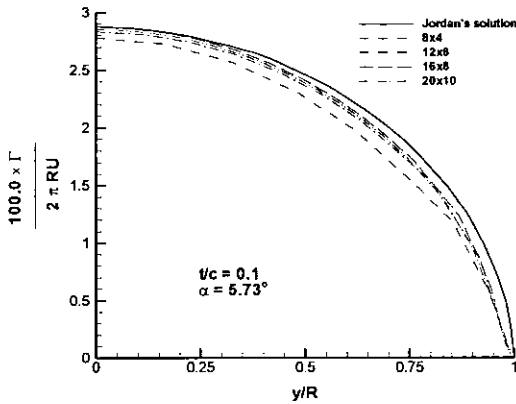


Fig.3 Effect of panel number on the circulation of a circular wing

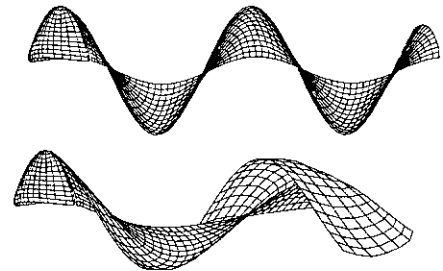


Fig.6 Element arrangement of wake for DTRC4119 (linear for the top, devised for the bottom)

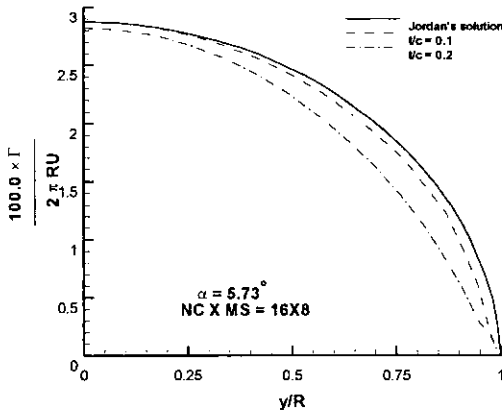


Fig.4 Thickness effect on the circulation of a circular wing

Fig.7에서는 개발된 프로그램의 패널수 변화에 대한 수렴성을 보여주고 있다(devised wake 모델을 사용한 결과임). 스펠방향 패널수는 코드방향 패널수의 반으로 하였으며, 코드방향 패널수가 8개부터 20개까지 변환에도 불구하고 계산 결과는 큰 차이를 보이고 있지 않다. 따라서 고차경계요소법을 이용한 본 계산에서는 적은 패널수로도 충분히 수렴됨을 확인할 수 있었다. 그래서 본 연구에서 수행된 계산에서는 코드방향 12개, 스펠방향 6개의 패널을 분포하였다.

Fig.8은 DTRC 4119 프로펠러에 대한 계산치와 실험치를 비교한 것이다. 그림에 보여주는 계산 범위는 Koyama(1993)에 있는 DTMB,

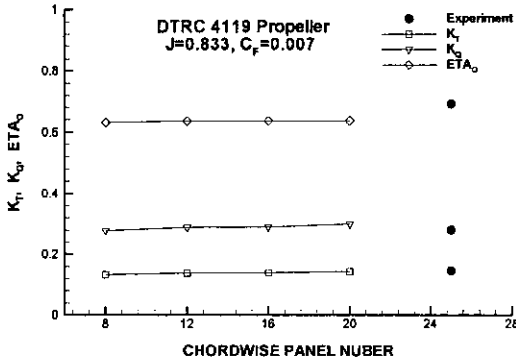


Fig.7 Convergence test of DTRC 4119 propeller

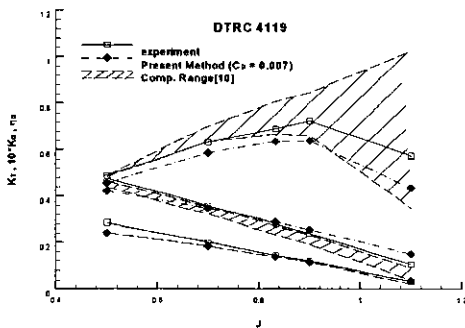


Fig.8 Comparison of open-water performance of DTRC 4119 propeller

MIT, AMI의 계산결과(모두 저차 패널법을 사용한 결과임)의 최대 최소치를 연결한 선이다. MIT의 계산결과는 마찰저항계수를 0.007로 사용한 것이기 때문에 비교를 위해서 본 계산에도 이 값을 사용하였다. 설계 전진계수인 0.833에서는 추력계수와 토크계수 모두 실험결과와 잘 일치하고 있음을 볼 수 있다. 그러나 전진계수가 변함에 따라 추력계수와 토크계수의 변화 기울기가 실험치와 다소 차이를 보이고 있다. 이러한 현상은 Fig.9에 나타난 DTRC 4842 프로펠러에서도 보여지고 있다.

DTRC 4119와 4842의 두 프로펠러에 대한 성능해석(추력 및 토크) 비교에서는 본 논문의

고차경계요소법에 의한 계산 결과가 저차패널법에 의한 계산결과와 큰 차이를 보이고 있지 않고 예상대로 실험 결과와 비교적 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. 이는 서론에서도 언급하였듯이 20차 ITTC 추진기 분과의 비교계산 워크숍의 결론과 같이 (Koyama, 1993), 패널법(당시는 모두 저차 패널법을 사용했음)들의 프로펠러 단독성능에 대한 계산 결과는 실험결과와 잘 일치하기 때문에 고차패널법의 사용으로 더 이상의 향상은 기대할 수 없다고 본다. 그러나 날개뿌리(root), 팁(tip), 앞날 및 뒷날 부근에서의 압력분포의 향상을 기대할 수 있으며 이들의 결과를 보고자함이 본 연구의 목적이다.

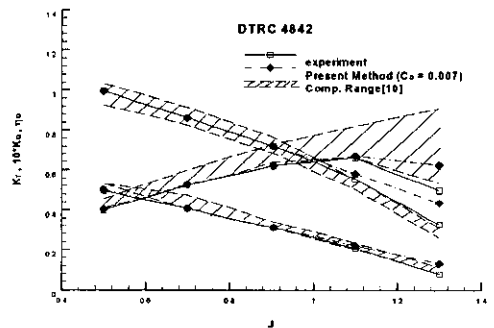


Fig.9 Comparison of open-water performance of DTRC 4842 propeller

Fig.10, 11, 12는 DTRC 4119 프로펠러의 전진계수 0.833에서 각각 r/R 이 0.3, 0.7, 0.9에서의 압력 분포를 보여주고 있다. 그림에서는 선형 후류와 devised 후류의 영향을 포함 시기고 있다.본 계산에서는 허브(hub)를 고려하지 않았기 때문에 허브 영향을 고려하지 않은 DTMB의 계산결과(Yang, 1993)를 그림에 포함시켜 비교하고 있다. r/R 이 0.3인 경우는 계산된 압력이 실험에 의해 관측된 압력 보다 작은 것을 볼 수 있는데, 이것은 허브를 고려하지 않았기 때문이다. Yang(1993)은 허브를 고려한 계산결과와의 비교에서 고려하지 않은 결과보다 실험치와 보다 잘 일치하는 압력 분포를 얻을 수 있음을 보였다.

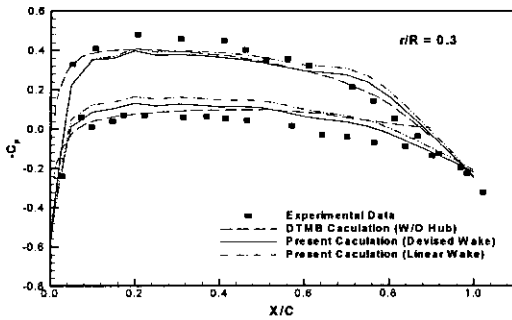


Fig.10 Pressure distribution on DTRC 4119 propeller at $r/R = 0.3$, $J=0.833$, $NC \times MS=20 \times 10$

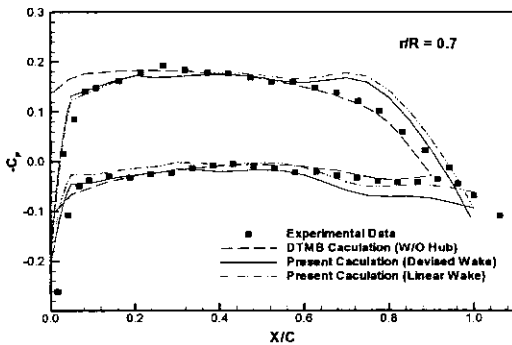


Fig.11 Pressure distribution on DTRC 4119 propeller at $r/R = 0.7$, $J=0.833$, $NC \times MS=20 \times 10$

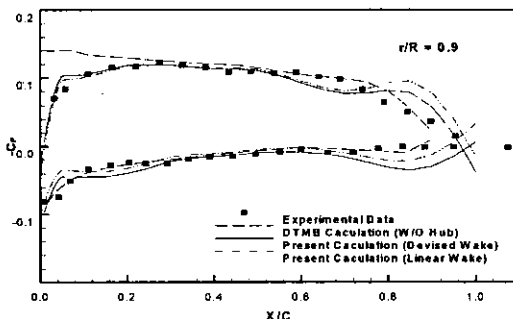


Fig.12 Pressure distribution on DTRC 4119 propeller at $r/R = 0.9$, $J=0.833$, $NC \times MS=20 \times 10$

r/R 이 0.7과 0.9에서의 압력 분포는 실험치와 비교적 잘 일치하고 있음을 볼 수 있다. 저차 패널법을 사용한 DTMB의 계산결과와의 비교에서는 날개 앞날에서는 현재의 방법이 실험결과와 보다 잘 일치함을 볼 수 있으나 날개 뒷날로 갈수록 현재의 방법은 실험결과와 다소 차이가 있음을 알 수 있다. 날개 뒷날에서의 이러한 불일치는 정확한 정규격자의 생성이 어려움 및 Kutta조건에서 비롯된다고 생각된다. 따라서 날개 뒷날에서 불연속 요소를 사용하는 현재의 고차경계요소법에 적합한 Kutta조건 및 정규격자생성기법의 개발이 필요하다고 본다.

지금까지의 결과를 보면 고차경계요소법을 사용하더라도 기존의 패널법에 의한 계산결과 보다 향상된 결과를 얻기가 어렵다고 보여진다(특히 날개 뿌리 및 날개 뒷날에서). 이는 앞에서도 언급한 바와같이 현재의 9절점 라그랑지안 곡면요소를 바탕으로 한 고차경계요소법에서는 저차 패널법과는 달리 계산결과가 패널의 형상에 민감하며, 요소가 정규격자형상에 가까울 때 좋은 결과를 주기 때문이다. 다만 계산 시간 측면에서는 상당한 장점이 있다고 생각된다. 격자수가 정확히 계산시간과 비례하지는 않지만 간접적인 비교가 될 수 있다. 앞에서도 언급하였지만 DTRC 4119의 경우 현재의 방법은 코드방향 12개, 스펜방향 6개이면 수렴결과를 보이지만, MIT의 계산결과(Hsin/Kerwin, 1993)에서는 코드방향 40개, 스펜방향 30개의 사용을 권장하고 DTMB(Yang, 1993)는 코드방향 29개, 스펜방향 10개를 권장하였다.

7. 결론

물체표면의 곡면요소와 물리량의 변화에 9절점 라그랑지안(Lagrangian) 형상함수를 사용하는 고차경계요소법을 적용한 본 연구의 결과 다음의 결론을 얻을 수 있다.

- 기존의 패널법들의 프로펠러 단독성능에 대한 계산 결과는 실험결과와 잘 일치하기 때문에 고차경계요소법에 의한 더 이상의 향상은 기대할 수 없다고 본다.

· 고차경계요소법의 사용으로 날개 앞날에서는 실험결과와 보다 잘 일치하는 것을 볼 수 있으나 날개 뒷날로 갈수록 현재의 방법은 정규격자생성의 어려움 등으로 실험결과와 다소 차이가 있음을 알 수 있다.

· 적은 요소수로도 수렴된 결과를 보이기 때문에 계산시간 측면에서는 저차패널법보다 장점이 있다.

· 날개 뒷날 부근에서의 정확한 압력추정을 위해서는 정규격자에 적합한 정교한 격자생성 방법의 개발 및 이에 적합한 Kutta 조건의 적용이 필요하다고 본다.

참 고 문 헌

- Cho, C.H., Lee, C.S., 2000 "Numerical Experimentation of a 2-D B-Spline Higher Order Panel Method", J. of the Society of Naval Architects of Korea, Vol.37, No.3, pp.27-36
- Hong, S.Y. and Choi, H.S., 1995 "Analysis of Steady and Unsteady Flow Around a Ship Using a Higher-Order Boundary Element Method," Trans. SNAK, Vol. 32, No. 1, pp. 42-57. (in korean)
- Hsin, C.Y., Kerwin, J.E. 1993 "Steady Performance Analysis for Two Propellers using MIT-PSF-10 ", Appendix C of Koyama (1993) in this reference, pp.107-119
- Hsin, C.Y., Kerwin, J.E. and Newman, J.N., 1993 "A Two-Dimensional Higher-Order Panel Method Based on B-Splines, Theory and Program Documentation," Department of Ocean Engineering, M.I.T.
- Hwang, U.S., Cho, C.H. and Lee, C.S., 1999 "A B-Spline Based Higher Order Panel Method for Analysis of Three Dimensional Potential Flow," Proceedings of SNAK, pp. 261-264. (in korean)
- Jordan, P.F., 1973 "Exact solutions for lifting surfaces." Journal of AIAA, Vol. 11, No. 8, pp. 1123-1129.
- Kerwin, J.E. and Lee, C.S., 1978 "Prediction of Steady and Unsteady Marine Propeller Performance by Numerical Lifting-Surface Theory," Trans. SNAME, Vol. 86, pp. 216-253.
- Kim, Y.G., Lee, J.T., Lee, C.S. and Suh, J.C., 1993 "Prediction of Steady Performance of a Propeller by Using a Potential-Based Panel Method," Trans. SNAK, Vol. 30, No. 1, pp. 73-86. (in korean)
- Koyama, K., 1993 "Comparative Calculations of Propellers by Surface Panel Method - Workshop Organized by 20th ITTC Propulsor Committee -", Papers of Ship Research Institute, Supplement No. 15. Japan
- Lee, J.T., 1987 "A Potential-based Panel Method for the Analysis of Marine Propellers in Steady Flow," Ph. D. Thesis, Department of Ocean Engineering, M.I.T., Cambridge, Mass.
- Morino, L and Kuo, C.C. 1974 "Subsonic Potential Aerodynamic for Complex Configurations: A general theory," AIAA J., 12(2), pp.191-197.
- Park, I.Y., Chun, H.H., Kim, S.H. and Ha, D.D., 1998 "Analysis of Three-dimensional Water Waves Created by a Hydrofoil Using a Higher-Order Boundary Element Method," Trans. SNAK, Vol. 35, No. 3, pp. 1-13. (in korean)
- Pyo, S.W. and Kinnas, S.A., 1997 "Propeller Wake Sheet Roll-up Modeling in Three Dimensions," JSR, Vol. 41, No. 2, pp. 81-92.
- Yang, C.I. 1993 "Prediction of

hydrodynamic Performance of DTMB Propellers 4119 and 4882 with panel Method. " Appendix B of Koyama (1993) in this reference, pp.85-104



〈백 광 준〉



〈서 성 부〉



〈 전 호 환 〉