

프로펠러 단독성능해석 향상을 위한 고차패널법의 적용

김건도^{†*}, 이창섭^{*}

충남대학교 선박해양공학과^{*}

Application of High Order Panel Method for Improvement of Prediction of Marine Propeller Performance

Gun-Do Kim^{†*} and Chang-Sup Lee^{*}

Dept. of Naval Architecture and Ocean Eng., Chungnam National Univ.^{*}

Abstract

A higher order panel method based on B-spline representation for both the geometry and the solution is developed for the analysis of steady flow around marine propellers. The self-influence functions due to the normal dipole and the source are desingularized through the quadratic transformation, and then shown to be evaluated using conventional numerical quadrature. By selecting a proper order for numerical quadrature, the accuracy of the present method can be increased to the machine limit. The far- and near-field influences are shown to be evaluated based on the same far-field approximation, but the near-field solution requires subdividing the panels into smaller subpanels continuously, which can be effectively implemented due to the B-spline representation of the geometry. A null pressure jump Kutta condition at the trailing edge is found to be effective in stabilizing the solution process and in predicting the correct solution. Numerical experiments indicate that the present method is robust and predicts the pressure distribution on the blade surface, including very close to the tip and trailing edge regions, with far fewer panels than existing low order panel methods.

※Keywords: B-spline(B-스플라인), High order panel method(고차패널법), Desingularization(비특이화), Sub-division method(부분 분할법)

1. 서 언

유체중에서 운동하고 있는 물체 주위의 포텐셜

유동을 해석하기 위한 패널법(panel method)은 Hess and Smith(1964)의 속도-기저 패널법 이래로 많은 연구가 수행되어 왔으며, 다양한 문제의 해석을 위하여 많은 패널법들이 개발되었다. Morino and kuo(1974) 가 Green의 정리(Green's formula)에 기초한 패널법을 소개하기 이전까지는

접수일: 2004년 11월 20일, 승인일: 2005년 1월 12일

† 주저자, E-mail: kgd@cnu.ac.kr

Tel: 042-821-7762

속도를 직접 계산하여 물체표면에 경계조건을 부여하는 속도-기저 패널법이 사용되었다. 이후, Morino는 포텐셜-기저 패널법을 제시하여 해의 정확성을 한차원 높힘으로써, 근래에는 Morino에 의한 포텐셜-기저 방법이 널리 채택되어 사용되어 왔으며, Lee(1987), Hoshino (1989)에 의해서 공동이 발생하지 않은 정상 상태의 프로펠러 문제로의 적용이 최초로 이루어졌다. 이후, Hsin(1990), 문일성 등(1994)은 각각 비정상 프로펠러의 성능을 추정하여 좋은 결과를 보여주었으며, 김영기 등(1993)에 의해 비정상 공동 프로펠러의 성능 해석을 수행하는 단계까지 발전되었다. 그러나, 포텐셜을 기저로 한 저차 패널법은 각 패널에 있어 포텐셜이 일정하다고 가정하고 있으며, 물체표면에서의 속도를 계산하기 위해서 이웃하는 패널사이 에 유한차분법을 적용하기 때문에 근본적으로 수치적 오류를 피할 수 없게 된다. 이러한 수치적 오류는 양력을 발생하는 물체의 앞날, 뒷날과 날개 끝 근처에서의 정확도를 낮추는 결과를 가져온다. 본 연구의 목적은 이 같은 부분의 속도와 압력을 보다 정확히 예측할 수 있는 고차 패널법의 개발에 있다. 고차 패널법은 Brebbia et al.(1984)에 잘 소개되어 있으며, 홍사영과 최항순(1995)에 의하여 선체 주위의 유동 해석에 적용된 바도 있으며, 박일홍과 전호환(1998)이 수중익에 대한 3차원 조파저항 문제를 해석한 바 있다. 지금까지 보급되어 있는 고차 패널법은 패널 내부에서의 함수의 변화를 고차의 다항식으로 표현하고 있으며, 통상의 문제에서는 성공적으로 사용되고 있다. 본 연구에서 채택하는 B-스플라인을 기저로 한 고차 패널법은 물체의 형상뿐 만이 아니라 물체 표면에서의 포텐셜도 B-스플라인으로 표현함으로써 포텐셜의 변화를 원하는 높은 차수까지도 정도를 보장할 수 있다는 큰 장점을 갖고 있다. 물체형상 및 포텐셜을 표현하기 위해 B-스플라인 기저함수 (Piegl and Tiller 1996)를 사용하면, 기저함수의 미분을 정확하게 구할 수 있기 때문에, 더 이상 포텐셜로부터 속도를 계산하기 위해서 유한차분에 의한 수치미분을 수행할 필요가 없다. 또한, 물체와 포텐셜을 표현하기 위한 B-스플라인의 차수를 증가시키는 것에 제한이 없기 때문에, 원칙

적으로 어떠한 차수의 해도 구할 수가 있다. B-스플라인을 기저로 한 고차패널법은 Hsin et al.(1993)이 2차원 물체 주위의 유동을 해석함으로써 처음으로 소개되었으며, Maniar(1995)에 의해서 3차원 고차패널법으로 확장되었다. Maniar는 영향함수(influence function)의 적분을 B-스플라인 기저함수로부터 유도된 계수들로 이루어진 다항식으로 표현하였는데, 이는 Maniar에 의해 채택된 구형 부유체와 해양구조물같은 물체의 형상을 표현함에 있어서 적합하지만 프로펠러와 선박 같은 복잡한 형상에는 적합하지 못한 단점이 있다. 본 연구의 궁극적인 목표는 NURBS에 의한 3차원 형상과 포텐셜 표현에 있으며, 최근 발표된 Lee and Kerwin (1998)에서 제시한 영향함수 적분방법을 일반적인 3차원 형상에도 적용할 수 있도록 정식화하는데 있다. 본 연구에서는 물체 표면에 분포되어 있는 법선 다이폴과 스오스에 의한 영향함수를 특이부분과 비특이부분으로 분리하여, 특이부분은 해석적으로 적분을 수행하고 비특이부분은 Gauss 구적법을 이용하였다. 3차원 패널에서의 비특이화 과정은 Maniar에 의해 제안된 2차변환법을 사용하였으나, Maniar의 경우와 같이 다항식으로 전개하는 방법을 택하지 않고 비특이화 된 부분을 가우스 구적법에 의해 수치적으로 계산하는 방법을 택하였다. 이 방법은 Maniar보다 수학적, 수치적으로 훨씬 간단하면서도 유기적분의 계산에 있어서 높은 정도를 희생시키지 않는 장점이 있다. 본 연구에서는 B-스플라인을 이용하여 물체의 형상을 표현하는 방법 및 B-스플라인에 기저한 고차패널법의 정식화 과정을 보였으며, 제시한 수치해석기법의 타당성을 확인하기 위하여 DTRC 4119 프로펠러에 대한 단독 성능과 날개 표면에서의 압력분포를 실험 결과와 비교 검증하였다. 또한 저차 패널법에서 기피되는 고 스쿠 프로펠러에 대한 수치해석이 수행되었으며, 수치 해석 결과 B-스플라인 고차 패널법이 프로펠러 주위의 유체역학적 거동을 예측하는 데에 유용한 도구가 될 수 있음을 보였다.

2. 경계치 문제의 정식화

2.1 기본 가정

프로펠러 날개는 임의의 형상을 가지며 축에 대해 대칭적으로 배치되어 있고 일정한 속도 n 으로 회전하며 일정한 전진 속도 \vec{V}_s 로 전진하는 선이 유동장중에 있으며, 문제의 해석을 위해 선체 및 타와 같은 주위 물체를 무시하고, 자유수면의 영향도 무시한다. 또한 프로펠러는 비점성, 비압축성인 무한 유체의 비회전성 유동중에 작동한다고 가정한다. 이상 유체 가정 하에서 프로펠러 날개, 허브, 방출반류를 둘러싸고 있는 전 유체 영역에서 질량보존의 법칙이 성립하여야 하므로 다음과 같은 지배방정식을 얻을 수 있다. 즉,

$$\nabla^2 \phi = 0, \quad \text{throughout the fluid region}$$

여기서, ϕ 는 섭동 속도 포텐셜 이다.

2.2 적분방정식

Green의 정리로부터 물체표면에서의 포텐셜은 날개표면 (S_B), 허브 (S_H) 그리고, 후연반류면 (S_W)에 분포된 법선다이폴과 소오스의 영향을 고려함으로써 다음과 같이 표현될수 있다.

$$\frac{\phi}{2} = \int_{S_B \cup S_H} \left[-\phi \frac{\partial G}{\partial n} + \frac{\partial \phi}{\partial n} G \right] dS \quad (1)$$

$$+ \int_{S_W} (-\Delta \phi) \frac{\partial G}{\partial n} dS$$

여기서, ϕ 는 섭동 속도 포텐셜을, $\Delta \phi$ 는 날개 뒷날에서의 포텐셜 점프로서 후연반류면에서의 다이폴의 세기를 의미하며, G 는 다음과 같은 Green 함수이다.

$$G = -\frac{1}{4\pi R(\vec{p}, \vec{q})} \quad (2)$$

여기서, \vec{p}, \vec{q} 는 각각 제어점과 특이점을 나타내며, $R(\vec{p}, \vec{q})$ 은 제어점과 특이점사이의 거리이다.

3. B-스플라인에 의한 기하학적 형상 및 포텐셜의 표현

3.1 프로펠러 형상 표현

물체의 경계는 패치의 연속으로 표현될 수 있으며, 각 패치의 기하학적 형상과 패치위에서의 포텐

셜의 변화는 2개의 독립적인 매개변수 (u, v)의 함수로 표현될 수 있다. 프로펠러의 날개, 허브, 후연 반류면 등은 서로 중첩되지 않는 패치로 표현 가능하다. 3차원 곡면 패치를 다음과 같이 매개변수로 표현하기로 하자.

$$\vec{x} = \vec{x}(u, v) \quad (3)$$

여기서, u 와 v 는 각각의 공간에서 단조증가하는 서로 독립된 매개변수이다. 우리는 우선 매개변수 u 의 공간을 정의하고, 동일한 방법으로 매개변수 v 의 공간을 정의하고자 한다. 매개변수의 정의역 $u = [0, u_{max}]$ 은 사용가능한 매개변수 공간이라고 불리며, 이 공간을 \widetilde{N}^g 개의 등 간격인 스펠로 나누어, $\{1, 2, \dots, \widetilde{N}^g - 1\}$ 에 내부 매듭(internal knot)을 놓는다. 사용가능한 매개변수 공간은 양끝에 $(p+1)$ 개의 영과 $(p+1)$ 개의 u_{max} 를 더하여 $p=3$ 의 경우에 다음과 같은 균일 매듭 벡터 (uniform knot vector)로 완성된다.

$$\vec{U}^g = \{0, 0, 0, 0, 1/\widetilde{N}^g, \dots, (\widetilde{N}^g - 1)/\widetilde{N}^g, 1, 1, 1\}^T \quad (4)$$

또한, 동일한 방법으로 매개변수 v 에 대하여, 식 (4)에 직교하는 정규화된 매개변수 공간을 정의할 수 있으며, $q=3$ 의 경우 균일 매듭 벡터는 다음과 같이 된다.

$$\vec{V}^g = \{0, 0, 0, 0, 1/\widetilde{M}^g, \dots, (\widetilde{M}^g - 1)/\widetilde{M}^g, 1, 1, 1\}^T \quad (5)$$

물체 표면 패치를 표현하기 위하여, (p, q) -차 B-스플라인 기저함수를 채택하여, 이들 함수의 가중된 합의 형태로 물체표면을 다음과 같이 표현한다.

$$\vec{x}(u, v) = \sum_{i=0}^{\widetilde{N}^g - 1} \sum_{j=0}^{\widetilde{M}^g - 1} \vec{x}_{i,j}^v \widetilde{N}_i(u) \widetilde{M}_j(v) \quad (6)$$

여기서, $\widetilde{N}_i(u), \widetilde{M}_j(v)$ 는 각각 p, q -차의 B-스플라인 기저함수(basis function)이다. $\vec{x}_{i,j}^v$ 는 기하학적 제어 꼭지점(control vertices), \widetilde{N}^g 및 \widetilde{M}^g 는 각각 매개변수 (u, v) 방향의 기하학적 제어 꼭지점의 개수이다. 또한, $\widetilde{N}_i(u)$ 및 $\widetilde{M}_j(v)$ 는 일반적으로 u, v 의 유리 함수(rational function)이지만, 본 연구에서는 정수

(non-rational) B-스플라인만을 다룬다. 그러나, 여기에서 개발된 수치 기법은 어려움 없이 NURBS(Non-Uniform Rational B- Spline)로 표현되는 일반적인 형상에 대해서도 직접 적용이 가능하다.

프로펠러 표면을 표현하기 위해서는 3차원의 제어 꼭지점들이 필요하며 이를 위해서 각 반경마다의 날개 단면으로부터 2차원 제어 꼭지점들을 구한 후, 다시 반경 방향으로 최소자승법을 사용하여 프로펠러 날개 표면을 표현하기 위한 3차원 제어 꼭지점을 구한다.

3.2 포텐셜의 표현

본 연구의 목적은 물체 표면에서의 속도 포텐셜 $\phi(u, v)$ 를 구하는 것이다. 그러나, 속도 포텐셜을 직접 다루는 대신 기하학적 형상 표현과 유사하게 포텐셜을 식 (6)에서와 같이 B-스플라인 기저함수의 가중된 합으로 표현하고, 포텐셜 제어 꼭지점 $\phi_{i,j}^v$ 을 다루게 된다.

$$\phi(u, v) = \sum_{i=0}^{N^v-1} \sum_{j=0}^{M^v-1} \phi_{i,j}^v N_i(u) M_j(v) \quad (7)$$

여기서, $N_i(u)$, $M_j(v)$ 는 B-스플라인 기저함수, $\phi_{i,j}^v$ 는 포텐셜 제어 꼭지점, N^v 및 M^v 는 각각 (u, v) 방향의 포텐셜 제어 꼭지점의 개수이다. 포텐셜 제어 꼭지점의 개수 (N^v, M^v)와, 기저함수 $N_i(u), M_j(v)$ 는 기하학적 형상을 표현하기 위한 경우와 다를 수 있지만, 기하학적 형상과 포텐셜을 표현하는 사용 가능한 매개변수의 공간은 동일하여야 한다.

4. B-스플라인 기저 고차 패널법

4.1 적분방정식의 이산화

적분 방정식 (1)을 식 (7)을 이용하여, 물체표면 패치는 (N^ϕ, M^ϕ)개의 패널로 이산화 하고, 후류면 패치는 반경방향으로 M^ϕ 개의 세기가 일정한 다이폴 띠를 갖도록 이산화 하면, 다음과 같은 이산화된 형태의 적분방정식을 얻을 수 있다.

여기서, 첨자 (ν, μ) 는 패널 인덱스를 의미하며, s_ν, t_μ 와 s_i, s_j 는 패널과 제어점에 관련된 스펠 인

$$\begin{aligned} & \frac{1}{2} \left\{ \sum_{a=0}^b \sum_{\beta=0}^q N_{s_i-\beta+a}(u_i) M_{t_j-q+\beta}(v_j) \phi_{s_i-\beta+a, t_j-q+\beta}^v \right\} \\ & + \sum_{\nu=0}^{N^v-1} \sum_{\mu=0}^{M^v-1} \int_{S_{\nu,\mu}} \left\{ \sum_{a=0}^b \sum_{\beta=0}^q N_{s_\nu-\beta+a}(u_i) M_{\mu_j-q+\beta}(v_j) \right. \\ & \left. \phi_{s_\nu-\beta+a, t_j-q+\beta}^v \right\} \frac{\partial G}{\partial b} dS + \sum_{\mu=0}^{M^v-1} (\Delta \phi)_\mu \int_{S_\mu^*} \frac{\partial G}{\partial n} dS \\ & = \sum_{\nu=0}^{N^v-1} \sum_{\mu=0}^{M^v-1} \int_{S_{\nu,\mu}} \frac{\partial \phi}{\partial n} G dS \end{aligned} \quad (8)$$

덱스를 의미한다. 위의 식(8)에서 주목할 점은 저차 패널법과 달리, 날개위 패널에서의 다이폴의 (ν, μ) 에 대한 적분속에 $i = \nu$ 와 $j = \mu$ 인 경우도 포함된다는 것이다. 저차 패널법에서는 포텐셜이 계산되는 점에서 자기 유기 포텐셜의 효과가 현각(subtended angle)에 의해서만 고려되어 지지만, B-스플라인 고차 패널법에서는 현각에 의한 효과 뿐 아니라, 추가적으로 물체형상의 곡면 효과와 포텐셜의 변화 효과가 모두 고려되어 지기 때문에 식(8)과 같은 적분이 수행된다.

본 연구에서는 다이폴과 소오스에 의한 유기 포텐셜 적분시에 특이점과 제어점사이의 위치에 따라 적분방법을 크게 세가지로 분류하여 사용하고 있다. 첫째는 특이점과 제어점이 같은 패널위에 위치할 경우 특이점을 제거하여 유기 포텐셜을 계산하게 되며, 둘째는 특이점과 제어점의 거리가 원장(far-field)에 있을 경우 유기 포텐셜을 구하기 위해 원장근사법(far-field approximation)을 사용하며, 마지막으로 특이점과 제어점의 거리가 근장(near-field)에 있을 경우 부분 분할법(sub-division method)을 이용하여 유기 포텐셜을 계산하게 된다(자세한 설명은 참고문헌(김건도 등 2000)을 참조).

5. 수치 해석 결과 및 고찰

5.1 DTRC 4119 프로펠러 성능해석

본 연구에서는 고차 패널법을 적용하여 균일 유동중에서 작동하는 DTRC 4119 프로펠러에 대한 수치해석을 수행하였다. 수치해석 결과는 주로 자료가 풍부한 Jessup(1989)의 실험 결과와 비교되었다. 먼저, Fig. 1은 $J_S = 0.833$ 에서 본 수치기법에 의해 계산된 반경방향 순환 분포로서, Jessup의 실험결과와 함께 선형이론(또는, VLM)을

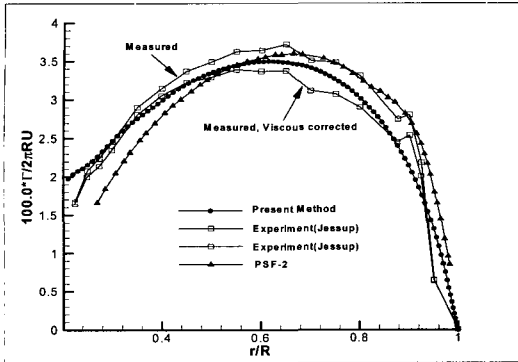


Fig. 1 Circulation distribution of radial direction on DTRC 4119 propeller: Comparison with experiments(Jessup 1989) and PSF-2 prediction ($J_S=0.833$)

사용하는 PSF-2의 수치해석 결과를 비교 도시하였다. Jessup의 실험결과는 프로펠러면의 바로 뒤에서 계측된 평균 접선방향 속도(average tangential velocity)를 이용하여 얻어낸 순환 분포이다. 이렇게 계측된 순환 분포는 점성의 영향이 포함된 결과로써, Jessup은 계측된 순환 분포와 함께 점성의 영향이 배제된 새로운 순환 분포를 계산하였다. 허브 근처의 순환 분포를 살펴보면, 본 계산결과는 허브의 영향을 제대로 고려하지 못하는 PSF-2의 결과보다는 실험치와 근접한 결과를 보여 주고 있으며, 허브와 만나는 프로펠러의 반경위치에서 벽효과(wall effect) 때문에 나타나는 순환분포의 특성을 보여 주고 있다. 이러한 결과로부터 DTRC 4119 프로펠러와 같이 비교적 허브비가 큰 경우에는 허브의 영향이 고려된 수치해석이 이루어져야 한다고 생각된다. 반경의 중앙부분을 살펴보면, 본 수치해석 결과가 점성의 영향이 고려된 Jessup의 결과보다 다소 적은 값을 갖고 있지만, 점성의 영향이 배제된 순환분포에는 근접한 결과를 보이고 있음을 알 수 있다.

Fig. 2에서는 프로펠러의 $r/R=0.3$ 인 위치에서 코드방향 압력분포에 대한 Jessup의 실험결과와 선형이론에 의한 Greely and Kerwin(1982)의 프로펠러 해석 프로그램인 PSF-2, 패널법에 의한 Hoshino(1989)의 해석 결과를 본 수치해석 결과와 비교 도시하였다. 허브의 영향과 날개의 두께가

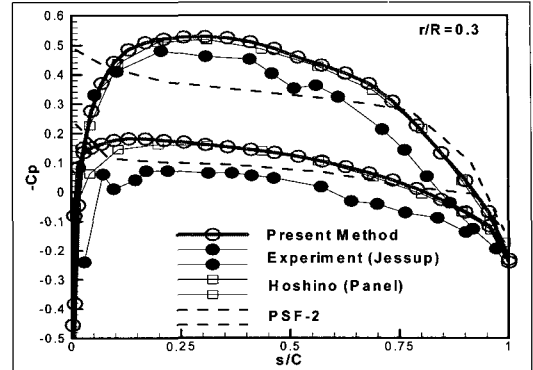


Fig. 2 Pressure distribution on DTRC 4119 propeller at $r/R=0.3$: Comparison with experiments, PSF-2 and Hoshino's prediction ($J_S=0.833$)

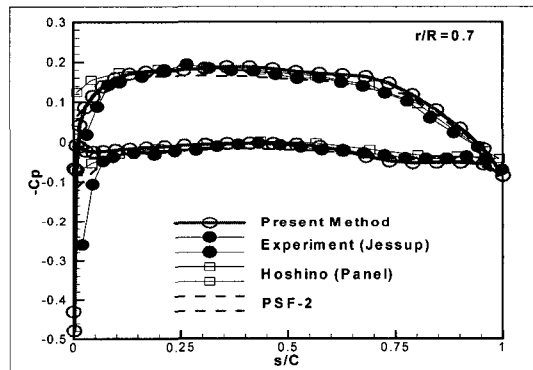


Fig. 3 Pressure distribution on DTRC 4119 propeller at $r/R=0.7$: Comparison with experiments, PSF-2 and Hoshino's prediction ($J_S=0.833$)

상대적으로 큰 DTRC 4119 프로펠러에 대하여 선형이론인 PSF-2의 해석 결과는 실험치와 큰 차이를 보임을 알 수 있다. 또한, 그림에서와 같이 본 수치해석 결과와 Hoshino의 결과는 실험결과에 비해 다소 낮게 압력을 추정하고 있다. 이러한 결과의 원인으로는 $r/R=0.3$ 인 위치가 통상적인 프로펠러에서 층류 유동이 발생할 수 있는 영역이기 때문에 다른 영역에 비해 점성효과를 어느 정도 고려해 주어야 하지만, 본 수치기법이 이상유체를 가정하고 있기 때문에 기인한 결과라고 생각된다. Fig. 3에서는 동일한 프로펠러 대하여 $r/R=0.7$

인 위치에서의 압력분포를 비교 도시하였다. 대체적으로 실험결과와 좋은 일치치를 보였으나, 흡입면의 뒷날 근처와 압력면의 앞날 근처에서 다소 차이를 보이고 있다. 흡입면의 뒷날에서의 차이는 본 연구에서 채택한 날개 뒷날에서 속도의 크기가 동일하다는 동역학적 Kutta 조건의 영향과 수치계산을 위해 날개 뒷날에서 두께의 영향을 무시한 결과라고 생각되며, 차후 이러한 영향을 고려한 자세한 연구가 요구된다. 날개 압력면의 앞날에서의 압력분포 차이는 본 고차패널법이 물체의 곡률 효과(curvature effect)까지 고려된 계산을 하기 때문에 나타나는 현상이라 보여 진다. 저차패널법의 경우 날개 앞날(leading edge)에서 물체의 형상뿐 아니라 포텐셜의 불연속이 존재하므로 본 수치해석의 결과와 다소 차이가 있는 압력분포를 추정하고 있다. 이러한 현상을 규명하기 위해서는 정확한 물체 형상과 유입유동을 고려한 국부유동(local flow)에 대한 연구가 수행되어야 할 것이다. Fig. 4에서는 $r/R=0.9$ 인 위치에서의 압력분포를 비교 도시하였다. 대체적으로 실험결과와 좋은 일치치를 보였으며, 날개 앞날에서 반경 $r/R=0.7$ 인 위치에서의 결과와 유사한 현상을 보이고 있다. 또한, 압력면의 뒷날 근처에서 실험값과 다소 차이를 보이고 있다. 이러한 결과의 원인으로는 계산을 위한 날개 뒷날($s/C=1.0$)에서의 두께 무시와 점성의 영향을 고려하지 못하는 본 수치기법의 특성으로 보여 진다. 이러한 현상은 저차 패널법을 사용한 다른 수치해석 결과들에서도 살펴 볼 수가 있다.

Fig. 5는 $r/R=0.98$ 과 $r/R=0.99$ 인 위치에서의 압력분포를 보여 주고 있다. 이러한 위치는 프로펠러의 날개 끝에 매우 근접한 위치로써 복잡한 유동이 존재하며 포텐셜 유동 해석만으로 실제 유동의 추정이 어려운 곳이다. 하지만, 이상유동(ideal flow) 가정하에 기존의 저차 패널법에서는 이런 영역에서 압력분포를 계산하기 어려웠고 좋은 해석결과를 기대할 수 없었으나, 본 고차 패널법은 이런 영역에서도 포텐셜 유동이 가능함을 보여 주고 있다.

Fig. 6에서는 프로펠러 날개의 압력면(또는 앞면)과 흡입면(또는 뒷면)에서의 속도 벡터 분포와 유선(streamline)을 보여 주고 있다. 이러한 결과는

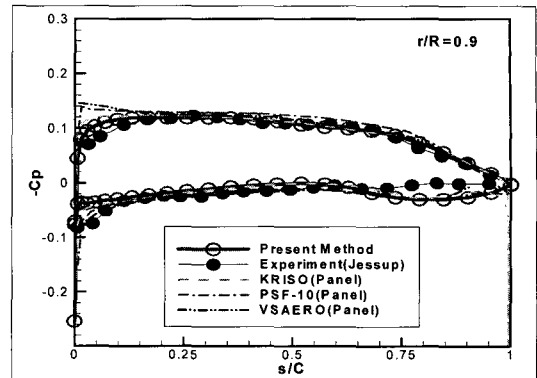


Fig. 4 Pressure distribution on DTRC 4119 propeller at $r/R=0.9$: Comparison with experiments, prediction of other panel methods ($J_S=0.833$)

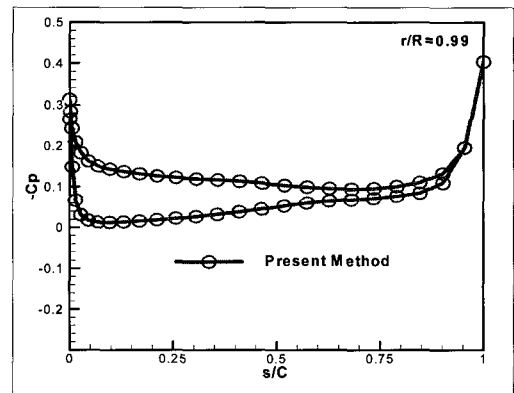
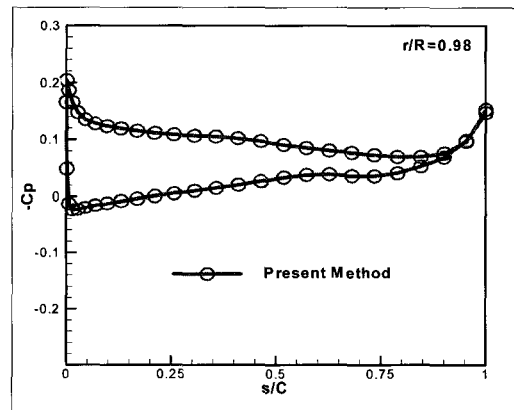


Fig. 5 Pressure distribution on DTRC 4119 propeller at $r/R=0.98$ and $r/R=0.99$ ($J_S=0.833$)

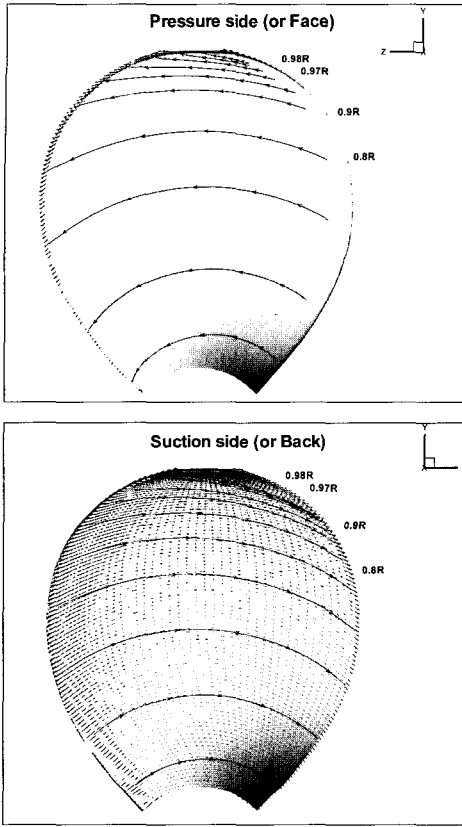


Fig. 6 Velocity vectors and streamlines on DTRC 4119 propeller ($J_S=0.833$)

Fig. 7의 Jessup의 실험결과와 좋은 일치를 보여 주고 있다. 3차원 날개의 경우 2차원 날개와 달리 횡방향(또는 반경방향) 유속성분이 존재하며, 날개 끝에서의 유동을 살펴보면, 상대적으로 압력이 높은 압력면에서 흡입면쪽으로 유동이 타고 넘어가는 현상이 발생하는데 이러한 현상은 날개 끝부분에서의 강한 후연 보오텍스의 생성 및 보오텍스의 방향을 결정하게 된다. Fig. 6의 결과는 이러한 현상을 잘 표현해 주고 있으며, 날개 끝의 압력면에서는 허브쪽에서 날개 끝쪽으로 향하려는 횡방향 유동이 존재하며, 흡입면에서는 날개 끝쪽에서 허브쪽으로 향하려는 횡방향 유동이 존재하고 있음을 관찰할 수 있다.

이상의 수렴시험과 수치해석을 거친후에 단독상태에 있는 DTRC 4119 프로펠러의 성능을 계산하였다. 점성의 영향을 고려하기 위해 모든 경우에

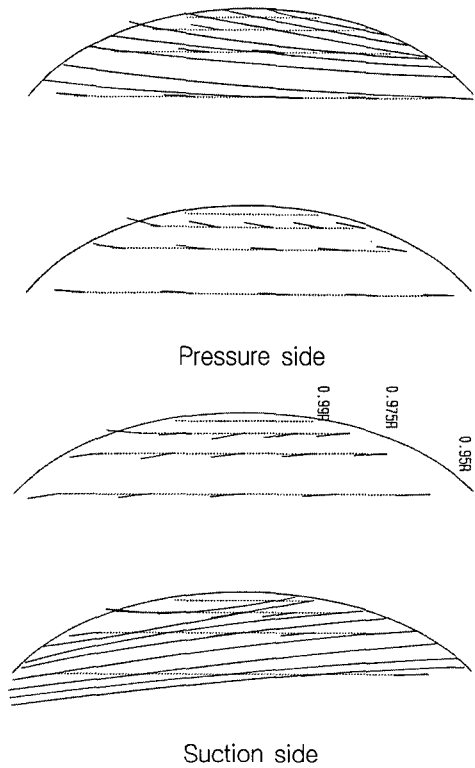


Fig. 7 Velocity vectors and streamlines on DTRC 4119 propeller by Jessup(1989) ($J_S=0.833$)

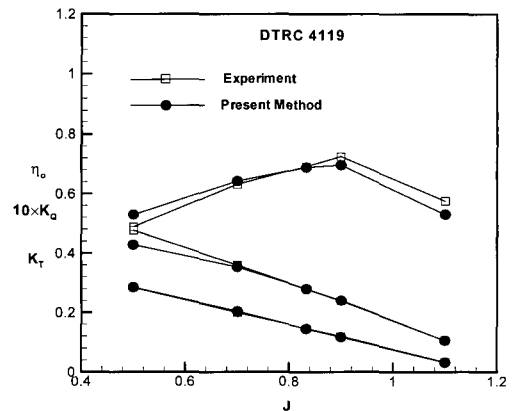


Fig. 8 Comparison of open water performance of DTRC 4119 propeller with experiments

Table 1 Summary of principal characteristics for a series of propellers

날개수 A_e/A_o	$Z=5$		
	P/D 0.60	0.70	0.80
0.80		P4	
0.95	P2	P1	P3
1.10		P5	

표면마찰계수 $C_F=0.004$ 를 사용하여 계산을 수행하였다. 이때, 코드방향의 패널수, N^{ϕ} 는 16으로 하였으며 반경방향의 패널수, M^{ϕ} 는 8로 하였다. Fig. 8은 단독상태에 있는 프로펠러의 성능 계산결과를 보여 주고 있다. 계산결과는 실험값과 비교하여 K_T 에 있어서는 좋은 결과를 보여 주고 있으나, 낮은 전진계수에서 실험값에 비해 다소 낮게 K_Q 를 추정하고 있다. 이러한 현상의 원인으로 다소 낮은 전진계수에서는 상대적으로 프로펠러의 받음각이 커지며, 박리현상(separation)이 발생할 수 있는 영역이기 때문에, 이상유체 가정하의 본 수치기법에서 다소 낮은 K_Q 를 추정하는 것으로 보여 진다.

5.2 시리즈 프로펠러의 성능 해석

DTRC 4119 프로펠러의 성능 해석 결과를 토대로, KRISO의 시리즈 프로펠러에 대한 단독 상태 성능 해석을 수행하였다. 성능 해석이 수행된 프로펠러 시리즈의 제원 개요는 Table 1에 정리되어 있다. 수치해석에 사용된 프로펠러들은 날개수가 5개인 시리즈 프로펠러들로서, P1, P2, P3 프로펠러는 동일한 평균 피치비(mean pitch ratio)를 가지고 있으며 전개면적비가 서로 다른 시리즈 프로펠러들이며, P4, P1, P5 프로펠러는 동일한 전개면적비를 가지고 있으며 서로 다른 평균 피치비를 갖는 프로펠러들이다. 여기서, 이해를 돕기위해 P2, P1, P3 프로펠러를 그룹A로 칭하고, P4, P1, P5 프로펠러를 그룹B로 칭하기로 하였다.

Fig. 9는 동일 전진계수 $J_s=0.7$ 에서 그룹A에 있는 프로펠러들에 대한 성능 해석을 수행한 결과이다. 통상적으로 동일 피치비를 갖는 프로펠러에

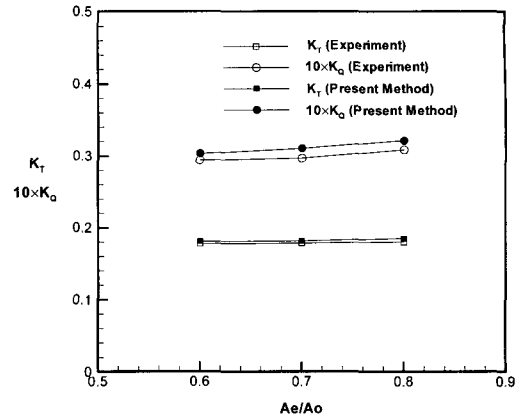


Fig. 9 Comparison of open water performance for propellers of various expanded areas with experiments

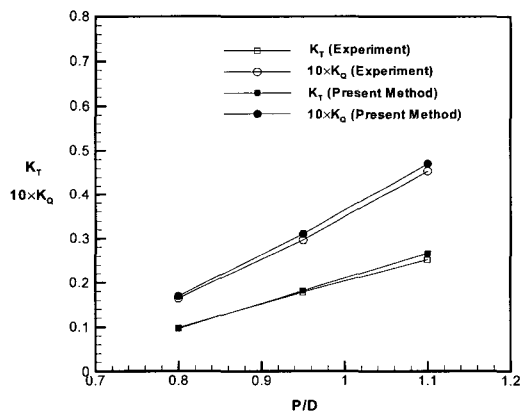


Fig. 10 Comparison of open water performance for propellers of various pitch ratios with experiments

서 전진계수가 같을 경우, 전개면적비의 증가에 따라 K_T 가 증가하는 경향을 갖는데, 본 수치해석 결과는 이러한 실험결과와 좋은 일치를 보이고 있다.

Fig. 10은 동일 전진계수 $J_s=0.7$ 에서 그룹B에 있는 프로펠러들에 대한 성능 해석을 수행한 결과이다. 통상적으로 동일 전개면적비를 갖는 프로펠러에서 전진계수가 같을 경우, 피치비의 증가에 따라 K_T 가 증가하는 경향을 갖는데, 본 수치해석 결과는 이러한 실험결과와 좋은 일치를 보이고 있

다. Fig. 10을 살펴보면 피치비의 증가에 따라 수치해석 결과와 실험결과와의 차이가 커지고 있다는 것을 알수 있으며, 이는 피치비의 증가에 따라 받음각도 커지게 되며, 이상유체를 가정하고 있는 본 수치기법이 날개의 실속 현상(stall)과 경계층 같은 추력감소 요인을 제대로 고려하지 못하기 때문에 나타나는 현상이라 보여 진다.

5.3 DTRC 스쿠 시리즈 프로펠러의 성능 해석

DTRC 스쿠 시리즈 프로펠러에 대한 단독 상태 성능 해석을 수행하였다. Fig. 11은 DTRC 4382 프로펠러에 대한 성능해석 결과를 실험결과, Kerwin

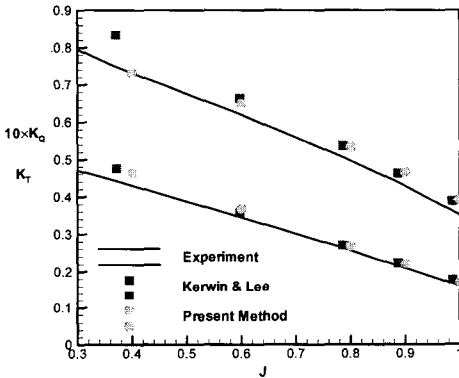


Fig. 11 Comparison of predicted performances with open-water characteristics of DTRC 4382 propeller (36-deg skew)

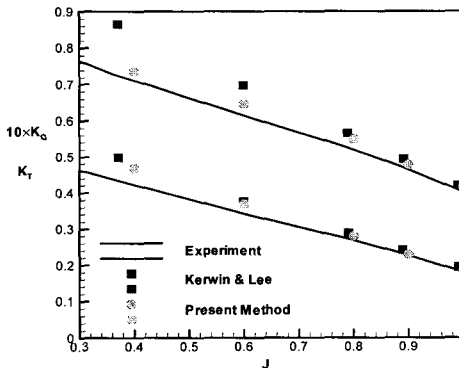


Fig. 12 Comparison of predicted performances with open-water characteristics of DTRC 4383 propeller (72-deg skew)

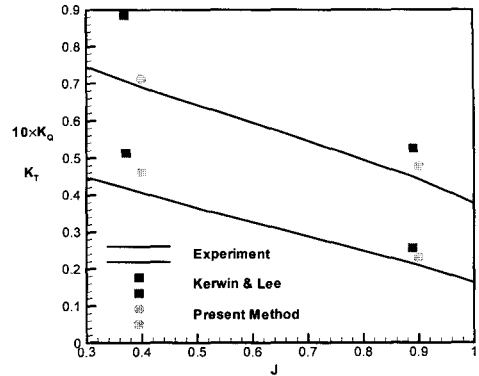


Fig. 13 Comparison of predicted performances with open-water characteristics of DTRC 4384 propeller (108-deg skew)

and Lee(1978)의 결과와 함께 비교하여 보여 주고 있다. 본 수치해석 결과가 K_T 에 있어서는 실험결과와 대체적으로 좋은 일치를 보이고 있으며, $J=0.4$ 를 제외하고 전반적으로 실험값보다 높은 K_Q 를 추정하고 있다. Fig. 12는 DTRC 4383 프로펠러에 대한 성능해석 결과를 실험결과, Kerwin and Lee의 결과와 함께 비교하여 보여 주고 있다. 본 수치해석 결과가 선형이론을 사용하는 Kerwin and Lee의 결과에 비해 실험결과에 보다 근접한 결과를 보이고 있으나, 전반적으로 실험값보다 높은 K_T, K_Q 를 추정하고 있다. Fig. 13은 DTRC 4384 프로펠러에 대한 성능해석 결과를 실험결과, Kerwin and Lee의 결과와 함께 비교하여 보여 주고 있다. 본 수치해석 결과가 선형이론을 사용하는 Kerwin and Lee의 결과에 비해 실험결과에 보다 근접한 결과를 보이고 있으며, 전반적으로 실험값보다 높은 K_T, K_Q 를 추정하고 있다. 이상과 같이 DTRC 스쿠 시리즈 프로펠러에 대한 성능해석을 수행한 결과 스쿠의 증가에 따라 본 수치해석의 결과가 실험값과 비례적으로 차이를 보이고 있다. DTRC 4383 프로펠러와 4384 프로펠러의 경우 스쿠가 각각 $72^\circ, 108^\circ$ 인 비교적 스쿠가 매우 큰 프로펠러이며, 레이크(rake) 또한 상당한 양을 가지고 있다. 이러한 프로펠러의 경우 점선방향뿐 아니라, 반경방향으로의 박리현상과 경계층등과 같은 점성효과에 대한 영향이 고려되어야 하지만 이상유체

가정하의 본 수치기법이 점성효과등을 고려하지 못하기 때문에 나타는 현상이라 보여지며, 차후 이러한 영향등을 고려할 수 있는 수치기법의 개발이 요구된다.

6. 결 언

기하학적 형상과 유체 거동을 나타내는 포텐셜을 모두 B-스플라인으로 표현할 수 있는 고차 패널법이 이상 유체중에 있는 프로펠러 주위의 유동 해석을 목적으로 개발되었다. 제어점이 특이점 패널로부터의 상대적인 위치에 따라, 자기 유기, 근장 유기, 원장 유기 적분으로 구분한 후에, 각각에 맞는 적분 방법을 적용하여 유효함을 보였다. 법선 다이폴과 소스에 의한 자기 유기 함수는 2차 변환을 통하여 비특이화된 적분으로 바꾸어 통상적인 수치 구적법으로 계산을 수행할 수 있음을 보였으며, 구적법의 차수를 적절히 선택하여 유기 적분을 원하는 정도까지 계산할 수 있음을 보였다. 원장 유기, 근장 유기 영향 함수도 동일한 원장 공식에 의해 계산될 수 있음을 보였으며, 제어점이 근장에 위치하는 경우, 부분 분할법을 계속 적용함으로써 높은 정도를 갖도록 계산이 가능함을 보였다. 물체 표면위에서 운동학적 경계조건을 만족시키는 제어점이 미지 포텐셜 제어 꼭지점의 수보다 많기 때문에 방정식은 overdetermined계를 이루며, 동역학적 Kutta조건을 구속조건으로 하는 최소자승해법에 의해 포텐셜 꼭지점의 세기를 결정할 수 있음을 보였다. 수치 실험 결과, 본 연구에서 제안된 B-스플라인 고차 패널법이 수치적으로 안정되고, 얇은 두께의 날개끝이나 날개 뒷날에서도 정확한 압력의 계산이 가능함을 확인하였다. 또한, 프로펠러의 성능 해석을 통해 적은수의 패널수로 비교적 정확한 성능 및 압력 분포의 추정이 가능함을 확인하였다. 프로펠러의 경계치 문제를 정확히 추정하기 위해서는 후연 반류면의 형상이 매우 중요하며, 이를 위해서는 후연 반류면에서의 경계조건을 만족하는 후류 모형 생성을 위한 기법 개발이 필요할 것이다. 또한, 프로펠러의 비정상 유동 문제와 공동 유동 문제로의 수치기법 개발이 필요하며, 아울러 지금까지 개발된 프로그램의 안

정성 등을 높이기 위한 수정 및 수렴성 시험과 모형 시험 자료와의 비교 연구가 필요하다.

후 기

본 연구는 첨단조선공학연구센터(ASERC)의 지원과제 (R11-2002-104-02001-0)의 일부로 수행되었습니다. 지원에 감사를 드립니다.

참 고 문 헌

- 김건도, 황의상, 이창섭, 2000, "B-스플라이 고차패널법에 의한 3차원 포텐셜 유동 해석," 대한조선학회 논문집, 제 37권, 제 2호, pp.57-69.
- 김영기, 이진태, 이창섭, 서정천, 1993, "포텐셜을 기저로한 패널법에 의한 프로펠러의 정상 성능 해석," 대한조선학회 논문집, 제 30권, 제 1호, pp. 73-86.
- 문일성, 김영기, 이창섭, 1994, "포텐셜을 기저로한 패널법에 의한 프로펠러의 비정상 유동 해석," 대한조선학회 춘계학술대회, pp. 331-336.
- 박일룡, 전호환, 1998, "고차경계요소법을 이용한 수중익에 대한 3차원 조파문제 해석," 대한조선학회 논문집, 제 35권, 제 3호, pp. 14-25.
- 홍사영, 최합순, 1995, "고차경계요소법에 의한 선체주위 유동해석," 대한조선학회 논문집, 제 32권, 제 1호, pp. 42-57.
- Brebbia, C.A., Telles, J.C.F. and Wrobel, L.C., 1984, Boundary Element Techniques, Springer-Verlag
- 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.
- Hess, J.L. and Smith, A.M.O., 1964, "Calculation of Nonlifting Potential Flow About Arbitrary Three-Dimensional Bodies," Journal of Ship Research, Vol. 8, No. 2, pp. 22-44.

- Hoshino, T., 1989, "Hydrodynamic Analysis of Propellers in Steady Flow using a Surface Panel Method," Journal of the Society of Naval Architects of Japan, Vol. 165, pp. 55-70.
- Hsin, C.Y., 1990, Development and Analysis of Panel Methods for Propellers in Unsteady Flow, PhD. Thesis, Department of Ocean Engineering, M.I.T.
- Hsin, C.Y., Kerwin, J.E. and Newman, J.N., 1993, A Two-Dimensional Higher-Order Panel Method Based on B-Spline, theory and program documentation, Department of Ocean Engineering, M.I.T.
- Jessup, S. D., 1989, An Experimental Investigation of Viscous Aspects of Propeller Blade Flow, PhD. Thesis, The Catholic Univ. of America.
- 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. 218-253.
- Lee, C.S and Kerwin, J.E. ,1998, "A B-Spline Based Higher Order Panel Method Applied to Two-Dimensional Lifting Problem", J. of ship research, Vol. 47, No. 4, pp. 290-298.
- Lee, J.T., 1987, A Potential-based Panel Method for the Analysis of Marine Propellers in Steady flow, PhD. Thesis, Department of Ocean Engineering, M.I.T., Cambridge, Mass.
- Maniar, H.D. ,1995, A three dimensional higher order panel method based on B-Splines, PhD. Thesis, Department of Ocean Engineering, M.I.T
- Morino, L and Kuo, C.C., 1974, "Subsonic potential aerodynamic for complex configurations: a general theory," AIAA J., Vol. 12, No. 2, pp. 191-197.
- Piegl, L. and Tiller, W. ,1996, The NURBS Book 2nd Ed., Springer-Verlag.



< 김 건 도 >



< 이 창 섭 >