

## 박용 프로펠러의 4상한 단독성능 계산

김형태\*, 김정중\*\*

### Computation of Four Quadrant Performance for a Marine Propeller in Open Water

Hyoung-Tae Kim\* and Jeong-Jung Kim\*\*

#### 요 약

비 압축성 점성 유동에 대한 RANS 방정식의 수치 해법을 사용해서 4상한(four quadrant) 조건에서 작동하는 박용 프로펠러 주위의 난류 유동과 프로펠러 단독 성능을 계산하였다. 4상한 조건의 단독 성능에 대한 실험결과가 존재하는 모형 프로펠러 P4381에 대하여 계산된 유동은 다양한 조건에서 프로펠러에 발생하는 3차원 유동박리틀 포함한 복잡한 점성유동 특성을 잘 보여주었으며, 계산된 프로펠러 추력과 토크는 실험에서 캐비테이션이 심하게 발생된 일부 경우를 제외하고는 실험 결과와 잘 일치하였다.

\*Keywords: RANS Equation(RANS 방정식), Numerical Solution Method(수치해법),  
Four-quadrant Propeller Open-water performances(프로펠러 4상한 단독 성능)

#### Abstract

A numerical solution method of the incompressible Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations is applied for calculating turbulent flows and performances of a marine propeller in open-water, four-quadrant conditions. Computed propeller flows of the model propeller P4381, for which the experimental data of the open-water performances exist, reveal complex viscous-flow characteristics including three-dimensional flow separations in various off-design conditions and also computed propeller thrusts and torques agree quite well with experimental data except some cases for which severe propeller cavitations occurred in the experiment.

---

접수일자: 2000년 1월 20일, 승인일자: 2001년 9월 11일

\* 정희원, 충남대학교 선박해양공학과 교수(E-mail: h-tkim@enu.ac.kr)

\*\* 정희원, 삼성중공업(주) 조선플랜트연구소(E-mail: jjkim00@samsung.com)

## 1. 서 언

현재 박용 프로펠러의 설계와 성능 해석에는 비점성 유체의 비회전성 유동의 가정에 근거한 포텐셜 이론을 사용해서 개발된 보텍스(vortex) 격자법(Kerwin/Lee 1978)이나 표면 패널법(김영기 등 1991)이 보편적으로 사용되고 있다. 이 방법들은 프로펠러 단독 성능에 대해서 매우 정확한 해석 결과를 제공하고 있으며, 비정상 성능의 해석에도 유용한 결과를 보여주고 있다. 그러나, 전진비가 매우 작거나 프로펠러가 역회전하는 경우 같은 off-design 조건에서는 프로펠러 날개에 3차원 유동 박리가 발생하여 날개단면 주위 유동이 포텐셜 유동과 크게 달라지기 때문에 보텍스 격자법이나 표면 패널법으로는 정확한 유동해석 및 성능추정이 어려우므로 날개에 발생하는 3차원 유동 박리와 팁 보텍스(tip vortex) 등을 포함한 점성 유동을 수치 해석할 수 있는 방법을 사용할 필요가 있다. 특히, 선박이 급정지하거나 후진하면서 프로펠러를 역회전하게 되면 프로펠러 날개에 과도한 동유체력이 작용하여 강도 문제가 발생하기 때문에 날개에 작용하는 동유체력을 정확히 추정하는 것이 중요해 진다.

본 연구에서는 RANS 방정식에 기초한 난류 유동 해석법을 사용함으로써 유체의 점성과 회전성 더 나아가서 난류 효과가 고려된 좀더 실제적인 프로펠러 유동의 해석이 가능하도록 하였으며, 기존의 포텐셜 유동 해석법으로는 해석이 부정확한 낮은 전진비, 역회전, 선박의 급정지 및 후진 등 박용 프로펠러의 다양한 off-design 상태를 포함하는 4상한 조건에 대한 점성 유동을 수치해석하고, 각 조건에서 계산된 단독 성능을 실험 결과와 비교함으로써 계산 결과를 검증하였다.

## 2. 계산방법

### 2.1 수치해법

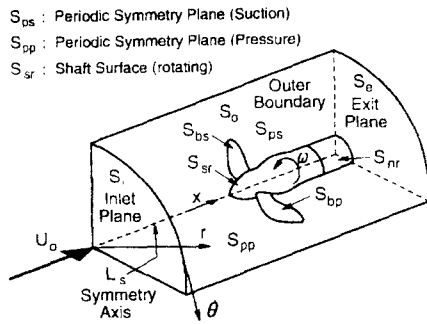
본 연구에서는 프로펠러와 함께 각속도  $\omega$ 로 회전하는 원통 좌표계에서 기술된 비압축성 점성

유동에 대한 RANS 방정식을 수치 해법으로 풀어서 프로펠러 주위의 난류 유동을 계산하는 방법을 사용하였다. 이 방법은 일찍이 Kim/Stern (1990)과 Kim(1993) 등에 의해서 개발된 후, 다양한 프로펠러 유동 계산(Stern et al. 1994)에 적용되었고, 박용 프로펠러의 4상한 유동 계산(Chen/Stern 1999, 김형태/김정중 1999)과 tractor 및 pusher 형의 Pod 추진기 주위의 난류유동 계산(김형태 등 2000) 등에도 사용된 바 있다. 수치해법의 내용은 Kim/Stern(1990), Kim(1993)에 자세히 수록되어 있으므로 본 논문에서는 요점만 간략히 설명하기로 한다. 먼저 프로펠러와 같이 회전하는 원통 좌표계를 사용해서 기술된 지배 방정식 및 경계 조건을 일반 곡선 좌표계로 좌표 변환한다. 변환된 방정식은 프로펠러 주위의 유동 해석을 위해 생성된 수치 격자에 대해서 유한 해석법(Patel et al. 1988)을 사용하여 이산화 한다. 속도와 압력의 연성에는 PISO 알고리즘(Issa 1985)에 기초한 predictor-corrector 기법을 사용하였고, 난류 닫힘 조건을 만족시키기 위해서 Baldwin-Lomax 난류모형(Baldwin/ Lomax 1978)을 사용하였다.

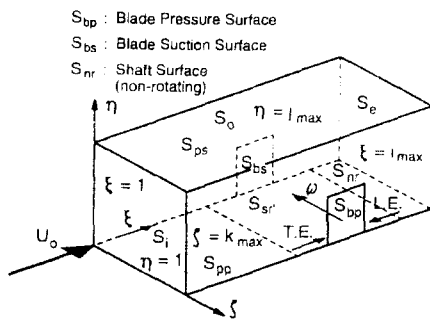
### 2.2 수치해석 영역 및 경계조건

본 연구에서는 날개 회전 방향으로 프로펠러 유동이 주기적으로 반복된다는 가정 하에 날개와 날개 사이의 유동 영역만을 수치 해석의 대상으로 하였으며, 물리적 공간 및 계산 공간에서의 유동 계산 영역은 Fig.1에 보인 바와 같다. 계산영역의 입구는 날개 기준선으로부터 프로펠러 직경의 3배 거리만큼 상류 위치에 정하였고, 바깥 경계는 프로펠러 축으로부터 반경방향으로 직경의 2배 떨어진 위치로 하였으며, 출구는 기준선으로부터 직경의 4배 떨어진 하류 위치에 정하였다.

프로펠러 유동의 수치 해석에는 다음과 같은 경계 조건을 적용하였다. 입구면  $S_i$ 에는 균일 유동 조건,  $U=1$ ,  $V=0$ ,  $W=-\omega r|_{S_i}$ 을 적용하고, 압력은 기준압력  $p_0=0$ 로 정하였다.



(a) Physical domain



(b) Computational domain

**Fig.1** Coordinate system and solution domain

프로펠러 축의 표면  $S_{sp}$  와 프로펠러 날개의 흡입면  $S_{bs}$  및 압력면  $S_{bp}$  에는 비활(no-slip) 조건,  $U=V=W=0$  와 압력의 법선 방향 기울기가 영인 조건을 적용하였다. 출구면  $S_e$  에는 속도와 압력의 기울기가 영이라는 조건을 적용하고, 날개 회전 방향의 주기면(periodic surface)  $S_{ps}$  와  $S_{ss}$  에는 속도와 압력 등이 날개 간격을 주기로 반복된다는 주기(periodicity) 조건을 적용하였으며, 프로펠러 허브 상류의 대칭축  $L_s$  에는  $V=W=0$  와  $\partial(U, p)/\partial\eta=0$  을 적용하였다.

바깥 경계면  $S_o$  에는  $U=1, W=-\omega r|_{S_o}$  을 적용하고  $V$  는 연속방정식을 만족하도록 결정하였다.

### 2.2 수치 격자

본 연구에서는 프로펠러 유동 계산에 필요한 수치 격자를 생성하기 위해 대수적 격자 생성법과 타원형 격자 생성법을 조합하여 사용하였다. 대수적 격자는 transfinite 보간법에 의해서 생성하였는데, 날개 표면 근처에서 스큐가 너무 커지는 것을 방지하기 위해 날개와 날개 사이에서  $\zeta$ -좌표선을 따라 분포된 격자점의  $x$ -좌표가  $\theta$ -좌표에 대한 5차 멱함수가 되게 하였다. 대수적 격자가 생성된 다음, 날개 앞날 부근의 격자 일부를 떼어내고 다시 Sorenson(1982)의 방법을 사용해서 생성한 타원형 격자로 바꾸어 넣음으로써 격자의 직교성을 높이고 좀더 매끄러운 격자 분포를 갖도록 하였다. 계산에 사용된 수치 격자는 축 방향 격자점 수가 101개로서, 이중 14개는 허브 상류에, 23개는 허브 코(nose)에서 날개 앞날 사이에, 31개는 프로펠러 날개 코드에, 마지막으로 33개는 날개 뒷날의 하류에 분포시켰다. 반경 방향의 격자수는 51개로서, 날개 스펠에 27개의 격자를, 날개 팁에서 바깥 경계까지 14개의 격자를 분포하였다. 날개와 날개 사이에는 51개의 격자를 회전방향으로 분포시켰으며, 물체표면으로부터 떨어진 첫 번째 격자점까지의 거리가  $y^+ < 5$  범위에 있도록 격자를 생성하였다.

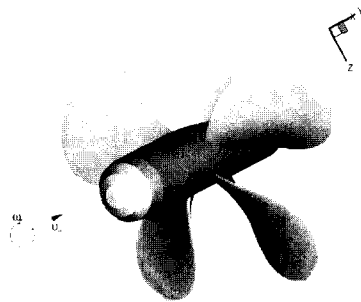
### 3. 계산 결과 및 고찰

수치 해석은 프로펠러 4상한 조건에 대한 모형 시험 결과(Hecker/Remmers, 1971)가 있는 프로펠러 P4381를 대상으로 수행하였다. 프로펠러 P4381은 날개수가 5이고 날개 피치가 거의 일정하며 스큐와 레이크가 모두 영인 연구용 프로펠러이다. 날개단면의 형상은 NACA 66(NSRDC modified),  $a=0.8$  meanline 이고, 모형 프로

펠러 P4381의 주요 특성은 Table 1에 주어져 있으며, Fig.2는 프로펠러의 기하학적 형상을 보여준다.

**Table 1** Geometry and condition of P4381

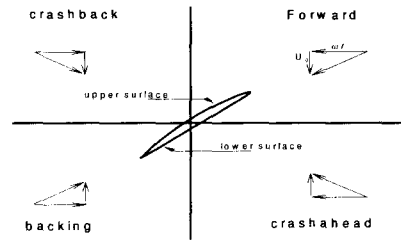
Diameter(m)	0.609
No. of blades	5
Rotation (Looking upstream)	Right hand
Hub-diameter ratio	0.2
Section thickness form	NACA 66 (NSRDC modified)
Section meanline	NACA a=0.8
Skew, Rake	None
Design advance coefficient	0.889



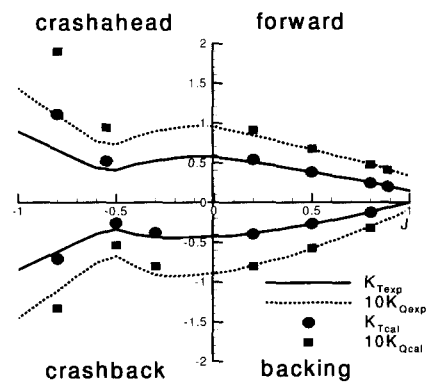
**Fig.2** Propeller 4381

계산은 4상한 조건(forward, crashback, backing, crashahead)에서 총 24개의 경우에 대하여 수행하였다. Fig.3은 각 상한 조건에서 프로펠러 날개 단면에 입사하는 유동을 나타내며, Fig.4는 단독 상태의 프로펠러 추력과 토크 계수  $K_T$ ,  $10K_Q$  를 보여준다.

모든 수치 해석에서 균일 유동의 방향과 프로펠러 축은 고정시켰고, 제 3상한과 제 4상한 조건의



**Fig.3** Flow condition at blade section of P4381



**Fig.4** Performance of P4381

경우에는 프로펠러를 앞, 뒤로 바꾸어 계산을 수행하였기 때문에, 균일 유동의 무차원 속도는 항상 1이고, 축 방향 좌표도 항상 일정하다. 계산 결과는 수치 해석에 사용한 좌표계를 그대로 사용해서 나타내었으며, 프로펠러 유기 속도의 방향과 상관없이 축 방향 좌표가 감소하는 방향을 프로펠러 전방으로, 증가하는 방향을 프로펠러 후방으로 고정시켜 지칭하였다. 또한, 각 상한 조건의 계산 결과에 대한 해석에서 발생할 수 있는 혼동을 피하기 위해서 날개 단면의 두 면을 기하학적 형상을 기준으로 윗면(upper surface)과 아랫면(lower surface)으로 고정하여 지칭하였다. 또한, 프로펠러 날개의 두 면도 기하학적 형상을 기준으로 앞면(face)과 뒷면(back)으로 고정시켜

지칭하였다. 반면에, 앞날과 뒷날은 기하학적 형상에 관계없이 날개의 회전 방향을 기준으로 하여 회전방향 입사류가 들어오는 쪽을 앞날로 그 반대쪽을 뒷날로 지칭하였다.

본 논문에는 지면의 제약 때문에 계산 결과의 일부만을 수록하였으며, 계산결과에 대한 좀더 자세한 내용은 관련 연구보고서(김형태 외 1999)를 참고하기 바란다.

3.1 Forward 조건

레이놀즈 수  $Re = 6.6 \times 10^5$ 이고, 전진비  $J = 0.889$  와  $0.8$ 인 경우 그리고 레이놀즈 수  $Re = 4.75 \times 10^5$ 이고, 전진비  $J = 0.5$  와  $0.2$ 에 대해서 계산을 수행하였다.

Fig.3에 보인 바와 같이 forward(제 1상한) 조건은 프로펠러가 전진하면서 설계된 방향으로 회전하는 정상 작동 상태로서 전진비가 감소함에 따라 날개 단면의 유체 역학적 입사각은 증가한다. Fig.4에는 계산으로부터 구한 프로펠러 추력과 토크 계수  $K_T, 10K_Q$ 가 주어져 있다. 대체로 실험과 잘 일치하지만, 전진비  $J = 0.2$ 인 경우에는 추력과 토크가 다소 크게 추정되었다.

Fig.5는 전진비  $J = 0.5$ 에 대한 프로펠러 추력 및 토크 계수의 수렴 과정을 나타내며, 수치해는 수렴한 것으로 볼 수 있다. Fig.6은 대표적인 반경 위치에서 계산된 날개 단면의 압력 분포를 보여준다. 압력 계수는 다음과 같이 날개단면에 입사하는 상대 유속을 사용해서 정의된 것이다.

$$C_p = (p - p_o) / \frac{1}{2} \rho (U_o^2 + \omega^2 r^2)$$

이 식에서  $p_o$ 와  $U_o$ 는 균일 유동의 압력과 속도,  $\rho$ 는 유체의 밀도,  $\omega$ 는 프로펠러 각속도 그리고  $r$ 은 단면의 반경 위치를 나타낸다.

날개 단면의 압력 분포는 전형적인 프로펠러 하중 분포의 특징을 보여주고 있으나, 날개 뿌리(root) 근처 단면의 뒷날 부근에서는 아랫면의 압력이 윗면의 압력보다 낮아지는 압력 반전이 나타

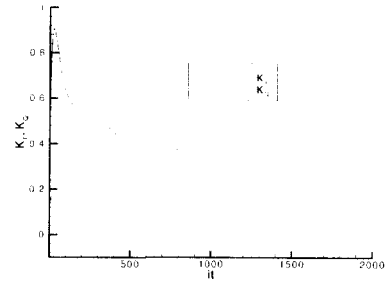


Fig.5 Convergence history(J=0.5)

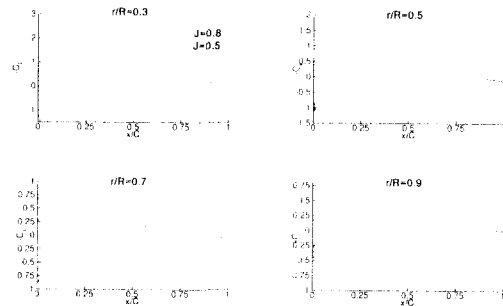


Fig.6 Blade section pressure distributions

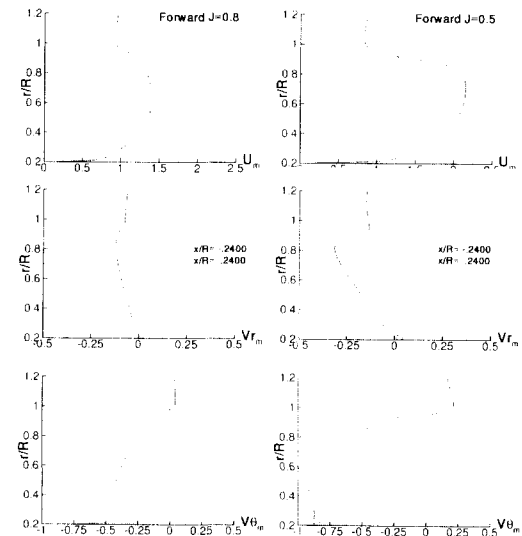


Fig.7 Circumferential-averaged velocity profiles.

났다. 전진비  $J=0.5$ 에서는 날개 단면의 받음각이 커져서  $J=0.8$ 의 경우에 비해 단면의 하중이 크게 증가하였고, 윗면(흡입면)의 압력 분포로부터 캠버의 영향을 찾기 어렵다. 한편, 날개 끝(tip)에 가까운  $r/R=0.9$  위치의 흡입면 앞날 부근에서는 유동 박리에 의한 압력 증가를 볼 수 있다. Fig.7은 전진비  $J=0.8$  과  $0.5$ 에 대해서 프로펠러 기준면 근방의 전후 위치( $x/R=-.024, 0.24$ )에서 날개 회전 방향으로 평균한 유속 분포를 보여준다. 축 방향 속도는 프로펠러에 의한 유동 가속 효과를, 회전 방향 속도는 날개 회전에 의해서 유기된 후방의 선회(swirl) 유동을, 반경 방향 속도는 프로펠러 통과하는 유관의 수축을 잘 보여주고 있다. 전진비  $J=0.5$  와  $0.8$ 의 경우와 비교하면, 프로펠러 하중의 증가로 인해 축 방향 속도와 후방의 선회 유속이 증가하고, 유관 수축이 심화된 것을 확인할 수 있다.

### 3.2 Backing 조건

레이놀즈 수  $Re=6.6 \times 10^5$ , 전진비  $J=0.8$ 인 경우와 레이놀즈 수  $Re=4.75 \times 10^5$  이고, 전진비  $J=0.5$  와  $0.2$  인 경우에 대해 계산을 수행하였다. Fig.3과 같이 backing(제 3상한) 조건에서는 프로펠러가 후진하며 역회전을 하므로 날개 단면의 앞날과 뒷날의 형상이 바뀌고, 윗면이 압력면으로, 아랫면이 흡입면으로 작용하는 비정상적인 작동 조건이지만, 프로펠러 피치를 고려할 때, 날개 단면에 입사하는 상대 유동의 입사각은 앞 절의 forward 조건과 매우 유사하다. Fig.4에서 보인 바와 같이 backing 조건에서 계산된 프로펠러 추력 및 토크 계수  $K_T, 10K_Q$  는 매우 작은 전진비  $J=0.2$  를 포함한 3개의 전진비 모두에서 실험과 잘 일치한다.

Fig.8에 보인 날개 단면의 압력 분포는 앞날과 뒷날 그리고 위, 아래 면이 바뀌어서 앞날이 날카롭고 역 캠버를 갖는 날개 단면의 특성을 나타낸다. 역 캠버의 영향 때문에  $r/R \leq 0.7$ 인 날개 단면에서는 코드의 약 42% 위치에서 아랫면과 윗

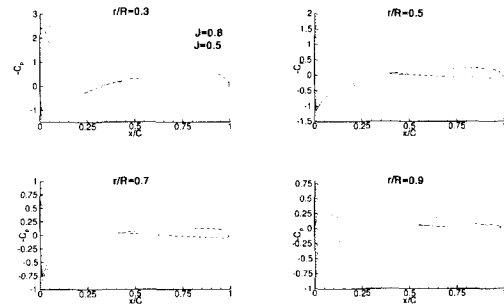


Fig.8 Blade section pressure distributions

면의 압력이 반전되며,  $r/R=0.9$  단면에서는 대략 57% 위치에서 압력이 반전된다.  $J=0.5$ 인 경우에는 각 단면에서의 입사각이 커져서  $J=0.8$ 보다 단면의 하중이 증가하였고,  $r/R \leq 0.7$ 인 날개 단면에서는 코드 약 50% 위치에서 흡입면과 압력면의 압력이 반전되었으며,  $r/R=0.9$ 에서는 압력 반전이 사라지는 것으로 나타났다.

Fig.9는  $J=0.8$  과  $0.5$  일 때, 프로펠러 전후의 평균 유속 분포를 보여준다. 전진비  $J=0.8$ 인 경우를 forward 조건과 비교하면, 프로펠러 성능의 감소로 인하여 축 방향 유속의 가속, 후방의 선회류와 유관의 수축이 전반적으로 약화된 것을 알 수 있다. 그러나, 팁 부근에서 선회류는 오히려 증가하였고 이와 더불어 국부적으로 축 방향 속도가 감소한 것을 볼 수 있다. 전진비  $J=0.5$ 에서는 프로펠러 하중의 증가로 인해서  $J=0.8$ 보다 축 방향 속도가 커지고, 유관의 수축은 심화되었으며, 후방의 선회류가 두드러지게 커진 것을 알 수 있다. 또, 후방 위치에서 팁 바로 안쪽에 선회 속도가 최대인 좁은 영역이 나타났다.

한편, 이 결과를 forward 조건의  $J=0.5$ 와 비교하면 전방의 반경 방향 속도를 제외한 나머지 프로펠러 유기 속도는 전반적으로 감소한 반면에 프로펠러 팁 부근의 속도 변화는 상대적으로 증가한 것을 알 수 있다. 선회 속도가 최대인 팁 바로 안쪽의 좁은 영역에서는 축 방향 속도가 급격히 감소하였다.

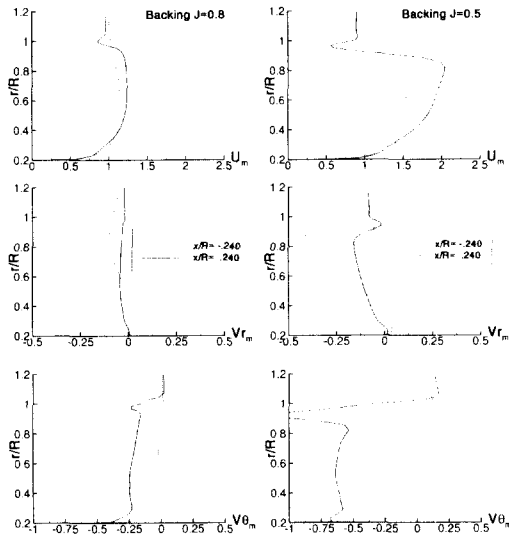


Fig.9 Circumferential-averaged velocity profiles.

3.3 Crashback 조건

레이놀즈 수  $R_e = 6.6 \times 10^5$ , 전진비  $J = -0.8$

그리고 레이놀즈 수  $R_e = 4.75 \times 10^5$ , 전진비  $J = -0.5$  와  $-0.3$ 에 대해서 계산을 수행하였다.

Fig.3에 보인 바와 같이 crashback (제 2상한) 조건에서는 프로펠러가 전진하면서 역회전을 하므로 날개 단면의 앞날과 뒷날의 형상이 바뀌고 윗면이 압력면으로 아랫면이 흡입면으로 작동하게 되며, 날개 단면에 입사하는 상대 유동의 입사각이 과도하게 커질 수 있다. 이 조건에 대한 프로펠러 추력과 토크 계수  $K_T, 10K_Q$ 는 Fig.4에 주어져 있다. 계산된 추력과 토크 계수의 절대치는 전진비  $J = -0.8$ 에서는 계측치 보다 크고, 전진비  $J = -0.5$ 와  $-0.3$ 에서는 계측치 보다 작다. Fig.10에 보인 날개 단면의 압력 분포는 앞의 두 경우와 큰 차이가 있다. 날개 아랫면의 압력이 윗면 보다 더 낮고, 뒷날 부근에서 최저 압력이 발생하며, 뒷날에서 발생한 유동 박리에 의한 영향이 나타난다. Fig.11은 프로펠러면 전후에서

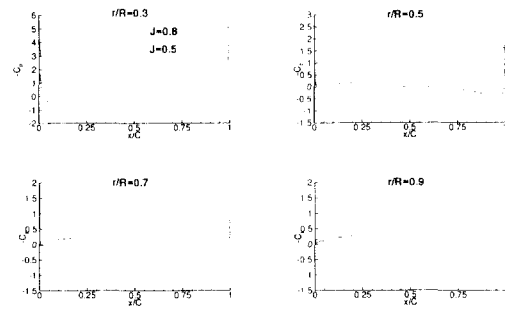


Fig.10 Blade section pressure distributions

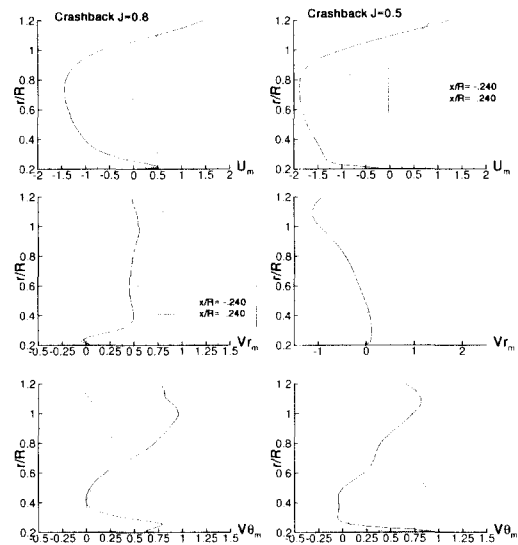


Fig.11 Circumferential-averaged velocity profiles.

평균 유속 분포를 보여준다.  $J = -0.8$ 에서는 거꾸로 회전하는 프로펠러의 역추력 발생으로 인해서 전방에서는 축 방향 속도가 감소하여  $r/R = 0.7$  부근에서는 거의 영에 가까우며, 후방에서는 허브 근방을 제외하고는 프로펠러 원반 전역에 걸쳐 역류가 발생하여 매우 큰 음의 값을 갖는다. 전방의 반경 방향 속도는  $r/R < 0.6$ 에서 축 중심을 향하여 음의 값을 갖고  $r/R > 0.6$ 에서는 바깥쪽을 향하여 양의 값을 가지며 반경 방향으로 점차 증가

해서 날개끝 보다 약간 바깥 위치에서 최대치에 도달한 다음 다시 감소한다. 후방에서는 허브에 근접한 영역을 제외하면 프로펠러 원반 전역에 걸쳐 바깥쪽을 향하여, 거의 일정한 값을 갖는다. 회전 방향 속도는 역회전하는 날개에 의해서 유기된 전·후방의 선회류를 보이고 있는데, 전후방에서 모두 회전방향 속도가 거의 영인  $r/R=0.4$ 인 곳을 경계로 하여 안쪽과 바깥쪽 선회류가 형성되며, 후방에서는 날개 회전 방향의 큰 선회류가 프로펠러 팁 바깥쪽 영역까지 확장하여 형성되는 특징을 나타낸다.

한편,  $J=-0.5$ 인 경우에는 전후방 모두에서 축 방향 속도가 프로펠러 원반 전역에 걸쳐 큰 음의 값을 갖으며, 프로펠러의 역추력 때문에 발생된 역류는  $J=-0.8$ 보다 훨씬 크다. 전방 위치의 반경 방향 속도는  $r/R < 0.4$ 에서 축 중심을 향하고  $r/R > 0.4$ 에서는 바깥쪽을 향하며 반경 방향으로 점차 증가해서 팁 부근에서 최대치에 도달한 후 다시 감소한다. 후방에서는  $J=-0.8$ 의 경우와 반대로 허브에 매우 근접한 영역을 제외하면 프로펠러 원반 전역에 걸쳐 안쪽을 향하며, 반경 방향으로 감소하다가 팁 부근에서 최소가 된다. 이와 같은 유동 패턴은 곧 프로펠러 팁 부근에 강한 링 보텍스(ring vortex)가 발생한다는 사실을 의미한다. 한편, 회전 방향 속도는 역회전하는 날개에 의해서 유기된 전후방의 선회류를 보이고 있다. 전방에서는  $0.4 < r/R < 1.0$ 인 영역에 속도가 일정한 선회류가 형성되고 팁 바깥쪽으로 가면서 급격히 감소하며, 후방에서는  $J=-0.8$ 의 경우와 유사한 선회류가 형성된다.

### 3.4 Crashahead 조건

레이놀즈 수  $Re = 6.6 \times 10^5$ , 전진비  $J = -0.8$  그리고 레이놀즈 수  $Re = 4.75 \times 10^5$ , 전진비  $J = -0.55$ 에 대해서 계산을 수행하였다. Fig.3에 보인 것처럼 crashahead(제 4상한) 조건에서는 프로펠러가 후진하면서 정회전을 하므로 날개 단면에 입사하는 상대 유동의 입사각이 매우 커진

다. 프로펠러 추력과 토크 계수  $K_T$ ,  $10K_Q$ 는 Fig.4에 주어져 있으며, 계산 결과는 2개의 전진비 모두에서 실험 결과에 보다 크게 추정되었다. 특히, 전진비  $J=-0.8$ 인 경우에는 그 차이가 50%를 상회한다. 한편, 이 조건의 프로펠러 유동 특성은 crashback(제 2상한) 조건과 유사한 점이 있기 때문에 필요한 경우에는 두 경우의 계산 결과를 서로 비교해서 논의하였다.

Fig.12는 계산된 날개 단면의 압력 분포를 보여준다. 전진비  $J=-0.8$ 인 경우, 날개 단면의 압력 분포는 crashback의 경우(Fig.10)와 유사하게 보이지만, 실제로는 아래, 윗면의 압력이 서로 바뀌어 있다. 즉, 윗면의 압력이 아랫면 보다 낮고, 앞날 부근에서 최저 압력이 발생하며, 앞날의 유동 박리에 의한 영향이 나타나는 점이 다르다. 전진비  $J=-0.55$ 에서는  $J=-0.8$ 인 경우보다 전반적으로 하중이 감소하고 앞날의 유동 박리가 줄거나 없어진 것으로 나타났다.

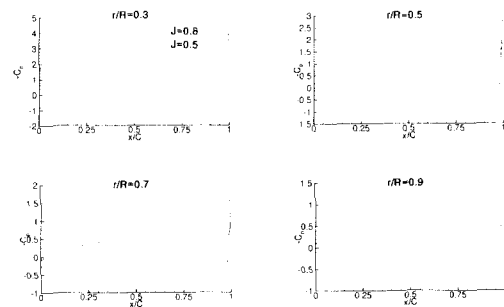


Fig.12 Blade section pressure distributions

Fig.13은 프로펠러 근방의 축 방향 전후 위치에서 날개 회전 방향으로 평균한 유속 분포를 보여준다.  $J=-0.8$ 에서는 축 방향 속도는 후진하는 프로펠러의 추력 발생에 의해서 전방에서는 감소되고, 후방에서는 프로펠러 원반(disk) 전역에 걸쳐 역류를 발생시켜 매우 큰 음의 값을 갖는다. Crashback(제 2상한)의 경우(Fig.11)와 비교할 때, 프로펠러 추력 및 토크가 더 큼에도 불구하고 축 방향 속도의 감속량과 역류의 크기는 오히려



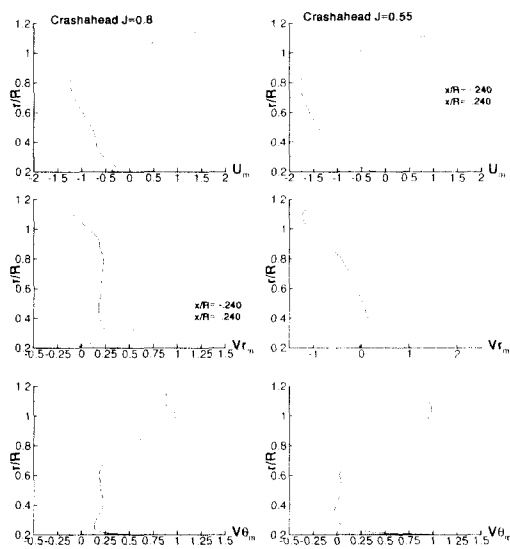


Fig.13 Circumferential-averaged velocity profiles.

약간 작다. 전방 위치의 반경 방향 속도는  $r/R < 0.6$  에서 축 중심을 향하여 음의 값을 갖고  $r/R > 0.6$  에서는 바깥쪽을 향하여 양의 값을 가지며 반경 방향으로 점차 증가해서 날개 끝 부근의 바깥에서 최대치에 도달한 다음 점차 감소한다. 후방에서는 날개 끝의 바깥쪽 영역에서 안쪽을 향하고 프로펠러 원반 전역에 걸쳐 바깥쪽을 향하며 거의 일정한 값을 갖는데, 그 크기는 crashback의 경우에 비해 작다.

한편, 회전 방향 속도는 역회전하는 날개에 의해서 유기된 프로펠러 전후방의 선회류를 보이고 있다. 전방에서는 회전 방향 속도가 거의 영인  $r/R = 0.4$  를 경계로 안쪽과 바깥쪽에 비교적 약한 선회류가 형성되며, 후방에서는 날개 회전 방향의 강한 선회류가  $r/R \geq 0.4$  에서 날개 끝 바깥쪽까지 형성된다.  $J = -0.55$  의 유속 분포는 crashback 조건의  $J = -0.5$  와 매우 유사하다.  $J = -0.8$  와 달리 후진하는 프로펠러가 발생하는 추력에 의해서 전후방 위치에서 축 방향 속도가 프로펠러 원반 전역에 걸쳐 큰 음의 값을 갖으며 프로펠러에 의해 발생된 역류는  $J = -0.8$  보다 훨씬 크다. 전방

위치의 반경 방향 속도는  $r/R < 0.4$  에서 축 중심을 향하고  $r/R > 0.4$  에서 바깥쪽을 향하며 반경 방향으로 점차 증가해서 날개 끝 근처에서 최대에 도달한 후 다시 감소한다. 후방에서는  $J = -0.8$  의 경우와 달리 허브에 매우 근접한 영역을 제외하면 프로펠러 원반 전역에 걸쳐 음의 값으로 안쪽을 향하며, 반경 방향으로 감소하다가 날개 끝 부근에서 최소가 된다. 한편, 회전 방향 속도는 역회전하는 날개에 의해서 유기된 전후방의 선회류를 보이고 있다. 전방에서는  $0.4 < r/R < 1.0$  인 영역에 속도가 일정한 선회류가 형성되고 그 크기는 crashback의 경우 보다 약 30% 정도 크며 날개 끝 바깥쪽으로 가면서 급격히 감소한다. 후방에서는  $J = -0.8$  의 경우처럼 날개 회전 방향의 강한 선회류가  $r/R \geq 0.8$  에서 프로펠러 날개 끝 바깥쪽까지 확장하여 형성된다.

#### 4. 결론

비압축성 RANS 방정식의 수치 해법에 기초해서 개발된 프로펠러 유동 해석법을 사용해서 박용 프로펠러의 4상한(four-quadrant) 유동에 대한 수치해석을 수행하였다. 실험 결과가 있는 모형 프로펠러 P4381을 대상으로 계산을 수행하였는데, 각 사분면 조건의 프로펠러 단독 성능에 대한 계산 결과는 실험과 잘 일치하였으나, 실험에서 캐비테이션이 심하게 발생한 crashahead와 crashback 조건의 일부 전진비에서는 추력과 토크의 크기가 과도하게 계산되었다.

박리 현상을 포함한 복잡한 3차원 프로펠러 유동이 계산되었으나 국부유동에 대한 계측 자료가 없기 때문에 계산된 유동에 대한 상세한 비교와 검증은 할 수 없었다. 앞으로, 계산된 유동을 비교, 검증할 수 있는 유동 계측 자료를 확보할 필요가 있으며, 좀더 정확한 계산 결과를 얻기 위해서는 프로펠러의 형상과 유동 특성에 적합한 다블록(multiblock) 격자와 난류모형을 사용하는 것이 바람직할 것으로 판단된다.

## 참 고 문 헌

- 김영기, 이진태, 이창섭, 서정천 2000, "포텐셜을 기저로 한 패널법에 의한 프로펠러 정상 성능 해석," 대한조선학회 논문집, 제30권 제1호, pp. 204-207.
- 김형태 외 1999, "후진시 프로펠러 주위의 난류 유동 해석," 충남대학교 공과대학 산업기술연구소 삼성중공업(주) 위탁연구과제 보고서.
- 김형태, 김정중 1999, "후진시 프로펠러 주위의 난류유동 해석," 대한조선학회 추계 학술대회 논문집, pp. 308-311.
- 김형태, 김덕수, 김정중 2000, "Pod형 추진기 주위의 점성유동 계산," 대한조선학회 추계 학술대회 논문집, pp. 204-207.
- Baldwin, B.S. & Lomax, H. 1978, "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA Paper 78-257, Huntsville, U.S.A.
- Chen, B. Stern, F. 1999, "Computational Fluid Dynamics of Four-Quadrant Marine-Propulsor Flow," J. of Ship Research, Vol. 43, No. 4, pp. 218-228.
- Hecker, R. & Remmers, K. 1971, "Four Quadrant Open-Water Performance of Propellers 3710, 4024, 4086, 4381, 4382, 4383, 4384 and 4426," NSRDC 417-H01.
- Issa, R.I. 1985, "Solution of the Implicitly Discretized Fluid Flow Equations by Operator-Splitting," J. of Comp. Physics, Vol. 61, pp. 40-65.
- Kerwin, J.E. and Lee, C.-S. 1978, "Prediction of Steady and Unsteady Marine Propeller Performance by Numerical Lifting-Surface Theory," Transaction of SNAME, Vol. 86.
- Kim, H.T. and Stern, F. 1990, "Viscous Flow Around a Propeller-Shaft Configuration with Infinite-Pitch Rectangular Blades," AIAA J. of Propulsion and Power, Vol. 6, No. 4, pp. 434-444.
- Kim, H.T. 1993, "Numerical Calculation of the Viscous Flow Around a Rotating Marine Propeller," Proc. 2nd Japan-Korea Joint Workshop on Ship and Marine Hydrodynamics, Osaka, Japan, pp. 9-22.
- Patel, V.C., Chen, H.C. and Ju, S. 1988, "Ship Stern and Wake Flows: Solution of the Fully-Elliptic Reynolds-Averaged Navier-Stokes Equations and Comparisons with Experiments," Univ. of Iowa, IHR Report No. 323.
- Sorenson, R.L. 1982, "Grid Generation by Elliptic Partial Differential Equations for a Tri-Element Augmentor-Wing Airfoil," Numerical Grid Generation (ed. Thomson J.F.).
- Stern, F., Zhang, D., Chen, B., Kim, H.T. and Jessup, J. 1994, "Computation of Viscous Marine Propulsor Blade and Wake Flow," Proc. 20th ONR Symp. on Naval Hydrodynamics, Santa Barbara, CA, U.S.A.



〈 김 형태 〉



〈 김 정 중 〉