
 論 文

大韓造船學會論文集
 第 33 卷 第 1 號 1996年 2月
 Transactions of the Society of
 Naval Architects of Korea
 Vol. 33, No. 1, February 1996

포텐셜을 기저로 한 패널법에 의한 프로펠러의 비정상유동해석

문일성*, 김영기**, 이창섭*

Prediction of Unsteady Performance of a Propeller by Using Potential-Based Panel Method

by

I.-S. Moon*, Y.-G. Kim** and C.-S. Lee*

요 약

본 논문은 불균일한 선미 유동장에서 작동하는 프로펠러의 성능 해석을 위한 포텐셜을 기저로 한 판요소법을 기술하고 있다. 본 방법은 법선 다이폴과 소오스를 프로펠러의 날개, 허브, 그리고 후류면에 분포하였고, 비정상 유동의 해석 방법으로는 시간 전진법에 의한 방법을 취함으로써 다 이폴의 세기를 미지수로 하는 적분방정식을 얻고, 이산화 하여 수치적으로 계산하였다.

2차원 날개에 대한 수치해석을 수행하여 해석해와 비교함으로써 시간간격에 대한 수렴성을 확보하였다. 또한, DTRC 4118 프로펠러에 대하여 조화반류하에서 작동하는 프로펠러의 비정상 성능을 해석하여 실험치와 비교함으로써 시간영역에서 프로펠러의 비정상 성능해석이 가능함을 보였다.

Abstract

This paper describes a potential-based panel method for the prediction of unsteady performance of a marine propeller operating in a non-uniform flow field.

Boundary-value problem, formulated by distributing the normal dipoles and sources on the blade, the hub and the shed wake, is discretized and numerically analyzed in a

발 표 : 1994년도 대한조선학회 춘계연구발표회('94. 4. 22)

접수일자 : 1994년 8월 5일, 재접수일자: 1995년 11월 24일

* 정회원, 충남대학교 선박해양공학과

** 정회원, 삼성중공업 (주) 중앙연구소

discretized time domain. Through an extensive test and comparison with the analytic solution, the convergence in time step is verified for a two-dimensional foil. Unsteady analysis is then carried out for the DTRC 4118 propeller operating in a harmonic wake, and compared favorably with the experimental result. The present method is shown applicable to the analysis of unsteady performance of the propellers.

1. 서 언

불균일한 선미 유동장에서 작동하는 프로펠러는 항상 기진력을 수반하게 된다. 이러한 기진력은 선미 진동에 매우 중요한 역할을 하며 프로펠러 축계와 선미 베어링의 설계시 중요한 요소가 된다. 따라서 불균일 선미 유동장에서 작동하는 프로펠러 날개표면에서의 정확한 유동해석이 필요하다. 이러한 프로펠러 주위의 유동을 해석하기 위하여 패널법이 Hess & Smith[1], Hoshino[2], Lee[3], 김 영기 등[4]에 의해 발표된 바 있으며, Hsin[5]에 의하여 비 정상 유동문제로 확장된 바 있다. 본 연구에서는 김 영기 등[4]에 의해 채택되었던 쌍곡면 요소를 채택하고 Suh et al[6]에 의해 제안된 Kutta조건을 사용 하여 시간영역에서 해석하였다. 특히 2차원 유동에서 반류면의 포텐셜을 선형으로 가정하였을 때의 영향을 밝히고 해석해와 비교함으로써 본 연구에서 채택한 해석방법의 타당성을 입증하였다.

본 연구에서 프로펠러의 날개 및 허브 표면의 분할은 정상 상태 프로펠러의 분할법(김 영기 등[4])과 동일하게 하였으며 후연 반류면의 형상에 대한 불균일한 유동장의 영향은 무시할 만하다고 가정하였다. 프로펠러의 비정상 유동을 위한 정식화를 하였으며, 시간영역에서 경계치 문제를 수치해석 하였다. 복잡한 반류하에서 작동하는 프로펠러의 비정상 성능을 추정하여 실험치와 비교하였으며, 비정상 유동하에서 프로펠러 표면에서의 압력 분포에 대한 수렴성을 조사 및 시간 간격에 대한 수렴성을 보였다.

2. 좌표계 및 프로펠러 기하학

프로펠러의 성능해석에 적합한 프로펠러 날개에 고정된 우수좌표계를 선택하였다. 프로펠러의 축 중심에 x-축을 위치 시키고, 하류방향을 양으로 하였으며, x-좌표의 원점은 프로펠러 평면에 일치하도록 하였다. y-축은 축에서 수직인 반경방향 거리를 잡

고, 원점은 축 중심에 잡는다. z-축은 나머지 두축과 우수좌표계를 형성하도록 정의하였다. 프로펠러는 하류를 향할 때 반시계 방향으로 회전한다. 프로펠러 날개의 정의는 김 영기 등[4]이 프로펠러 정상 성능 해석시에 채택한 것과 같게 하였다.

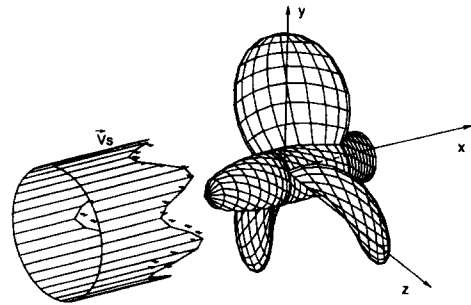


Fig. 1 Propeller in a spatially nonuniform inflow.

3. 경계치 문제의 정식화

3.1. 기본 가정

프로펠러 날개는 프로펠러 축 주위에 축 대칭형으로 등간격으로 연결되어 위치하며, Fig. 1에서 처럼 불균일 유동장에서 축 주위를 일정한 각속도 $\vec{\Omega} = -\Omega \hat{e}_x$ (\hat{e}_x 는 x-방향의 단위벡터) 로 회전하고 있다. 선체 또는 타와 같은 주위의 물체의 존재를 무시하고, 자유수면의 영향도 무시할 만하다고 가정한다. 선미유동장에 포함되어 있는 전단류의 영향은 Poincare방정식(이 창섭, 이 진태[7] 참조)을 적용하여 유효반류의 개념을 따라 별도로 고려하는 것이 가능하므로(Lee et al[8]), 여기서는 프로펠러의 이상유체역학적 특성에만 관심을 갖기로 한다.

또한 프로펠러에 고정된 좌표계를 선택하고 선미반류는 불균일 유동장에 의해 변형되지 않는다고 가정한다.

3.2. 지배방정식 및 경계 조건

프로펠러는 비 점성, 비 압축성인 무한유체의 비 회전성 유동장에서 작동한다고 가정함으로써 전 유체영역 V의 유동장점 $p(x, y, z)$ 에서 질량 보존의 법칙이 성립하여야 하므로 지배방정식으로 Laplace 방정식을 도입한다. 즉,

$$\nabla^2 \phi = 0, \quad \phi(x, y, z) \in V \quad (1)$$

여기서, ϕ 는 섭동 속도 포텐셜이다.

프로펠러를 둘러싸고 있는 유체의 경계면에서의 경계 조건은 다음과 같다.

1) 무한 원방 S_∞ 에서의 정지 조건 :

$$|\nabla \phi| \rightarrow 0, \quad \phi(\vec{x}) \in S_\infty \quad (2)$$

2) 프로펠러 날개 표면 및 허브표면에서의 비침투 조건 :

$$\hat{n}_p \cdot \nabla_p \phi = -\hat{n}_p \cdot \vec{U}_\infty, \quad \phi(\vec{x}) \in S_B \quad (3)$$

여기서, \hat{n} 는 물체 표면에서의 단위 법선 벡터이며 유체장을 향할 때 양으로 정의한다. 또한 \vec{U}_∞ 는 유입유동 속도로, 프로펠러에 고정된 좌표계에서 반경 \vec{r} 및 불균일 유속 $\vec{V}_s(x, y, z, t)$ 와 회전 각속도 $\vec{\Omega}$ 로 부터 다음과 같이 표현된다.

$$\vec{U}_\infty = \vec{V}_s + \vec{\Omega} \times \vec{r} \quad (4)$$

3) 날개 뒷날에서의 Kutta 조건 :

$$|\nabla \phi|_{T.E.} < \infty \quad (5)$$

4) 반류면 S_H 에서의 운동학적 및 역학적 경계 조건 :

$$\hat{n} \cdot (\vec{V}^+ - \vec{V}^-) = 0 \quad (6)$$

$$\hat{n} \cdot (P^+ - P^-) = 0, \quad \phi(\vec{x}) \in S_H \quad (7)$$

여기서, P, \vec{V} 는 각각 압력 및 속도벡터를 의미

하며, +, -는 각각 후류면의 상하면을 의미한다.

5) Kelvin의 순환 보존 정리:

$$\frac{d\Gamma}{dt} = 0 \quad (8)$$

4. 적분 방정식

경계면 S로 둘러싸인 무한 유체 영역 V에서 정의되는 유기 속도 포텐셜은 다음과 같은 Green의 정리를 만족한다.

$$\int_S \left[\phi \frac{\partial G}{\partial n} - G \frac{\partial \phi}{\partial n} \right] dS = 0 \quad (9)$$

여기서 G는 Green 함수이다. 즉,

$$G = -\frac{1}{4\pi} \frac{1}{R(\vec{p}; \vec{q})} \quad (10)$$

$\vec{p}(x, y, z)$ = 유기 속도 포텐셜을 계산하는 제어점, 또는 유동장점 좌표

$\vec{q}(\xi, \eta, \zeta)$ = 특이점 좌표

$R(\vec{p}; \vec{q})$ = \vec{p} 점과 \vec{q} 점 사이의 거리

$$= |\vec{p} - \vec{q}|$$

식 (9)를 정리하면, 무한 유동장 중에서 양력을 발생하며 놓여 있는 양력체 주위 유동장에서의 섭동 포텐셜 $\phi(\vec{p})$ 를 물체 경계면 S_B 와 반류 경계면 S_H 에 분포된 법선 다이폴과 소오스의 영향으로 나타낼 수 있다. 즉,

$$\begin{aligned} \phi(\vec{p}) &= \int_{S_B} \{-\phi(\vec{q})\} \frac{\partial G}{\partial n_q} dS \\ &+ \int_{S_B} \frac{\partial \phi(\vec{q})}{\partial n_q} G dS \\ &+ \int_{S_H} \{-\Delta \phi^H(\vec{q})\} \frac{\partial G}{\partial n_q} dS \end{aligned} \quad (11)$$

여기서 $-\Delta \phi^H$ 는 후류에 방출된 다이폴(또는 보오텍스)의 세기를 뜻한다. Kutta조건을 만족시키기 위하여 Suh, J.C.[6]등에 의해 제안된 방법을 사용하여 $-\Delta \phi^H$ 를 구함으로써 날개뒷날에서의 압력점프가 영이 되게 할 뿐 아니라 날개뒷날을 빠져나가는 유동이 매끈하도록 만들어 준다.

5. 날개에의 작용력

물체표면에서의 교란 속도 포텐셜 ϕ 를 미분함으로써 교란속도를 구할 수 있으며, 각 반경에서의 유입유동 \vec{U}_∞ 와 합하여, 전 속도 \vec{V} 를 구하면, Bernoulli 방정식을 사용하여 압력을 계산할 수 있다. 즉, 각 반경 r 에서

$$P + \frac{1}{2} \rho V^2 = P_\infty + \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 + \rho \frac{\partial \phi}{\partial t} \quad (12)$$

이므로, 각 반경에서의 유입유동 속도 $U_\infty = |\vec{U}_\infty|$ 로 무차원한 압력계수 C_p 는 다음과 같이 정의된다.

$$C_p \equiv \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2} = 1 - \left(\frac{|\vec{V}|}{U_\infty} \right)^2 + \frac{2}{U_\infty^2} \frac{\partial \phi}{\partial t} \quad (13)$$

압력을 다시 프로펠러 회전수 n 과 직경 D 를 사용하여 무차원 하면, 압력계수 K_p 는

$$K_p \equiv \frac{P - P_\infty}{\rho n^2 D^2} = C_p \cdot \frac{1}{2} \left(\frac{U_\infty}{nD} \right)^2 \quad (14)$$

식 (12)를 날개표면에서 적분함으로써, 프로펠러 날개에 작용하는 추력과 토크의 계수를 구한다.

$$K_T \equiv \frac{T}{\rho n^2 D^4} = \frac{- \int_{S_b} (P - P_\infty) \hat{n} \cdot (-\hat{e}_x) dS}{\rho n^2 D^4} \quad (15)$$

$$= \frac{\int_{S_b} K_p \hat{n} \cdot \hat{e}_x \frac{dS}{D^2}}{\rho n^2 D^5}$$

$$K_Q \equiv \frac{Q}{\rho n^2 D^5} = \frac{- \int_{S_b} (P - P_\infty) \vec{r} \times \hat{n} \cdot \hat{e}_x dS}{\rho n^2 D^5} \quad (16)$$

여기서 \vec{r} 는 좌표의 원점에서 적분되는 점까지의

거리 벡터이다.

6. 후연 반류면의 이산화

프로펠러의 작용에 의하여 프로펠러 평면을 지나 는 유관에서 축방향 유속이 가속되면서, 해당 유관의 반경은 줄어든다. 원칙적으로 후류면의 정확한 위치는 후류면에서의 운동학적 및 역학적 경계조건을 만족하도록 경계치 문제의 해로 결정되어야 한다. 따라서, 정확한 반류위치를 모르므로 비 선형성의 원인이 된다. 이것을 반복계산하기 위하여는 너무오랜 시간이 소요되므로 본 연구에서는 Greeley and Kerwin[9]에 의해 소개되었고 이 창섭 등[10]에 의해 채택되어 사용되고 있는 반경수축 모형을 택하였으며, Fig. 2는 본 계산에서 채택된 반류면을 보여주고 있다.

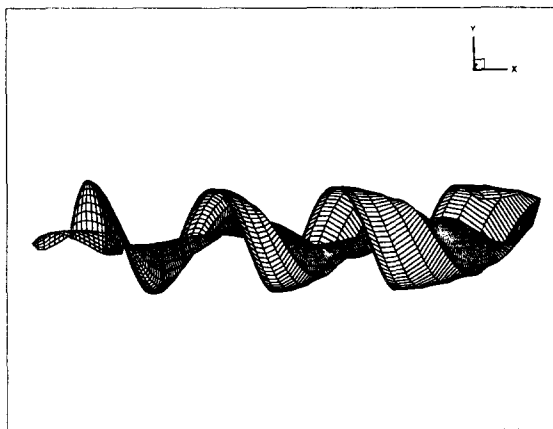


Fig. 2 Side view of the non-linear wake model.

정상상태의 프로펠러의 성능 해석시의 후연 반류면의 이산화는 날개에서의 해의 정도를 높이기 위하여 날개에 근접한 부분은 그 간격을 작게 한 반면, 날개에서 떨어진 부분은 그 간격을 크게 하였다. 본 연구에서 채택한 시간 전진법에 의한 비정상 문제 해석에 있어서는 날개에서의 해의 정도도 중요하지만, 시간 미분항에 의한 성능 추정의 정도의 오차를 줄이는 일도 대단히 중요하므로 시간 증분 δt 을 일정하게 하였으며, 반류면의 형상은 불균일 유동장의 영향을 받지 않는다고 가정하였으므로, 방출 법선 다

이폴의 단위 시간 증분 동안의 전진각 $\delta\theta$ 는 프로펠러의 회전 각속도 Ω 를 사용하여 표현하였다. 즉,

$$\delta\theta = \Omega \delta t \quad (17)$$

7. 시간 영역에서의 단계별 해석

적분 방정식 (11)은 기준 날개에서의 각 제어점에서 법선 다이폴의 세기를 미지수로 하는 연립 방정식으로 변환시킬 수 있다. 시간 영역에서의 경계치 문제 해석을 위하여 시간차분 해석 방법을 사용한다. 즉, 후연 반류면에서의 법선 다이폴은 프로펠러의 전진을 고려하여 하류로 이송되는 동시에, 기준 날개에서의 특이점의 세기는 기타 날개의 특이점의 세기를 보완하는데 사용된다. 즉,

$$\begin{aligned} \phi_i^k(t) &= \phi_i(t - \frac{2\pi(k-1)}{Z\Omega}) \\ \Delta\phi^k(\theta^W, t) &= \Delta\phi_{T.E.} \left(t - \frac{\theta^W - \theta_{TE}}{\Omega} - \frac{2\pi(k-1)}{Z\Omega} \right) \quad (18) \\ &\quad (k = 1, \dots, Z) \end{aligned}$$

여기서, k 는 날개 지시수이고, Z 는 날개수이다.

8. 적분 방정식의 이산화

식 (11) 로 표현된 적분 방정식은 비정상 상태하의 프로펠러의 유동 수치 계산을 위하여 이산화하기로 한다. 이산화하여 표현한 각 패널에서의 법선 다이폴 및 쏘오스의 세기가 일정하다고 가정함으로써 적분 방정식 (11) 은 다음과 같이 표현된다.

즉, 날개표면 및 허브표면에 위치하는 제 i -번째 제어점에 대하여

$$\begin{aligned} \sum_{k=1}^Z \left[\sum_{m=1}^M \left\{ \sum_{n=1}^N D_{ij}^k \phi_j^k - \sum_{n=1}^N S_{ij}^k \left(\frac{\partial \phi}{\partial n} \right)_j^k \right. \right. \\ \left. \left. + \sum_{n_w=1}^{N_{pw}} D_{i_w}^k (\Delta\phi)_{j_w}^k \right\} \right. \quad (19) \\ \left. + \sum_{j=1}^{N_{hp}} D_{ij}^k \phi_j^k - \sum_{j=1}^{N_{hp}} S_{ij}^k \left(\frac{\partial \phi}{\partial n} \right)_j^k \right] = 0 \end{aligned}$$

여기서,

$$D_{ij} = \frac{-1}{4\pi} \int_{S_i} \frac{\partial}{\partial n_q} \frac{1}{R(\vec{p}, \vec{q})} dS,$$

$$\begin{aligned} S_{ij} &= \frac{-1}{4\pi} \int_{S_j} \frac{1}{R(\vec{p}, \vec{q})} dS, \\ D_{i_w} &= \frac{-1}{4\pi} \int_{S_{j_w}} \frac{\partial}{\partial n_q} \frac{1}{R(\vec{p}, \vec{q})} dS, \end{aligned}$$

$$i = n + (m-1) \cdot N_p$$

$$j = n + (m-1) \cdot N_p$$

$$j_w = n_w + (m-1) \cdot N_{pw} \quad (20)$$

$$n = 1, \dots, N_p$$

$$m = 1, \dots, M_p$$

$$n_w = 1, \dots, N_{pw}$$

여기서, N_p , M_p , N_{pw} , 그리고 N_{hub} 는 각각 프로펠러의 코드 방향 단면 주위의 판요소수, 반경 방향으로의 판요소수, 후연 반류면의 주 유동 방향으로의 판요소수, 그리고 허브 표면의 전체 판요소수이다. 또한, D_{ij} 및 S_{ij} 는 제 j -번째 패널에 있는 일정한 단위 세기의 다이폴 및 쏘오스에 의해 제 i -번째 제어점에 각각 유기되는 속도 포텐셜의 값을 의미하며, D_{i_w} 은 제 j_w -번째 후연 반류면상의 다이폴에 의하여 제 i -번째 제어점에 유기되는 속도 포텐셜을 의미한다. 식 (19)를 다시 정리하여 미지항과 기지항을 분리하면 다음과 같은 다항식으로 표현된다. 즉,

$$\begin{aligned} \sum_{m=1}^{M_p} \left\{ \sum_{n=1}^{N_p} D_{ij}^1 \phi_j^1 \right. \\ \left. + D_{i(1+(m-1)N_w)}^1 (\Delta\phi)_{(1+(m-1)N_w)}^1 \right. \\ \left. + \sum_{j=1}^{N_{hp}} D_{ij}^1 \phi_j^1 \right\} \\ = - \sum_{k=2}^Z \left[\sum_{m=1}^{M_p} \left\{ \sum_{n=1}^{N_p} D_{ij}^k \phi_j^k \right. \right. \\ \left. \left. + \sum_{n_w=1}^{N_{pw}} D_{i_w}^k (\Delta\phi)_{j_w}^k \right\} + \sum_{j=1}^{N_{hp}} D_{ij}^k \phi_j^k \right] \\ + \sum_{k=1}^Z \left\{ \sum_{m=1}^{M_p} \sum_{n=1}^{N_p} S_{ij}^k \left(\frac{\partial \phi}{\partial n} \right)_j^k \right. \\ \left. + \sum_{j=1}^{N_{hp}} S_{ij}^k \left(\frac{\partial \phi}{\partial n} \right)_j^k \right\} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & - \sum_{k=2}^Z \sum_{m=1}^{M_k} \sum_{n_x=1}^{N_k} D_{j_x}^k (\Delta\phi)_{j_x}^k \\
 & - \sum_{m=1}^{M_1} \sum_{n_x=2}^{N_1} D_{j_x}^1 (\Delta\phi)_{j_x}^1
 \end{aligned} \tag{21}$$

윗식에서, 각 패널의 기하학적 중심점에는 경계 조건을 만족시킬 제어점이 위치하게 된다. 또한 윗식의 ϕ_j 는 각 패널에서의 포텐셜을 나타내며 ϕ_j 를 미분함으로써 각 패널에서의 속도를 구할 수 있다,

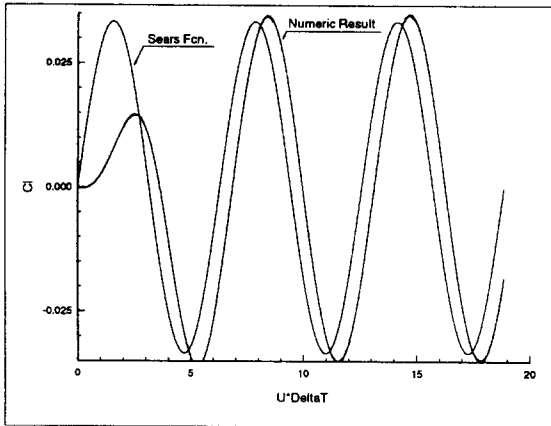


Fig. 3 Consistency test of unsteady panel method with analytic result Low Frequency.

Sinusoidal gust $V_g = 0.01$, $R_f = 0.25$

9. 비정상 유동의 계산 결과 및 고찰

9.1. 해석방법의 타당성

비정상 유동의 해석방법을 검증하기 위해 해석해가 존재하는 2차원 비정상 유동에 대하여 계산 하였다. 해석해와 비교하기 위해 겹원호형(biconvex) 단면을 가지고 두께비가 $t_o/c = 0.01$ 인 수중익이 감쇠진동수 $k = \frac{\omega c}{2U}$ 와 진폭 v_g/U 이 각각 $k = 0.25$ 와 $\frac{v_g}{U} = 0.01$ 인 조화돌풍 중에 균일유속 U 로 전진할 때, 선형해인 Sears함수와 수치해석결과를 Fig. 3 에 비교, 도시 하였다. Sears함수가 선형해임을 생각할 때 해석해와 일치함을 알 수 있다. 따라서 본 연구에 사용한 시간영역에서의 해석방법이 타당함을

알 수 있다.

9.2. 후연 반류면에 분포된 판요소 길이의 영향

직선운동하는 2차원 비정상 유동해석의 경우와는 달리 회전운동하는 프로펠러의 경우에는 시간간격 δt 가 일정할때 날개 뒷날에 있는 패널의 코드방향 길이 $(\Delta c)_{T.E.}$ 와 후류면 패널의 코드방향길이 $r\delta\theta$ 사이의 비율이 반경방향으로 변하게 된다. 따라서 프로펠러 비정상 문제의 해석을 위하여는 $\frac{r\delta\theta}{(\Delta c)_{T.E.}}$ 의

비가 해에 미치는 영향이 최소화 되도록 하여야 한다. 이를 위하여 2차원 단면에 대하여 $\frac{r\delta\theta}{(\Delta c)_{T.E.}}$ 에

해당하는 L 의 비의 영향을 조사할 필요가 있다.

Fig. 4에서는 NACA0012 단면이 진폭이 $\frac{v_g}{U} = 0.2$

이고 감쇠진동수가 $k = 0.5$ 인 조화돌풍중에 있을 때, 각각의 판요소에서의 특이점의 세기를 일정하게 하고 후연 반류면과 날개뒷날에 인접한 판요소의 길이비 $(\frac{U\Delta t}{\Delta X_{T.E.}})$ 를 2, 4, 8, 16으로 변화시켰을 때 양

력계수의 변화를 각각 비교 하여 보여준다. Fig. 4로 길이비 $(\frac{U\Delta t}{\Delta X_{T.E.}})$ 의 영향이 약간 나타나긴 하지

만, 본 해석방법은 Hsin[5]의 결과와는 달리 반류면 패널길이의 영향이 심하게 나타나지 않음을 알 수 있다.

Fig. 5에서는 비정상 유동해석시 후연반류면의 영향을 극소화하기 위하여 Hsin[5]이 제시한 후연 반류면의 첫번째 판요소에서의 법선 다이폴의 세기를 선형적으로 변화 시켰을 때 양력계수의 변화를 나타내고 있다. 법선 다이폴의 세기를 선형적으로 변화시켰을 때 길이비 $(\frac{U\Delta t}{\Delta X_{T.E.}})$ 에 관계없이 좀더 향상

된 결과를 나타내고 있음을 알 수 있다.

Fig. 6과 Fig. 7에서는 앞의 경우에 보다 높은 감쇠진동수 $k = 3.0$ 에 대하여 그 결과를 도시하였다.

Fig. 6을 살펴보면 조화돌풍의 진동수가 증가함에 따라서 후연 반류면의 판요소의 길이의 영향과 후연 반류면의 첫번째 판요소에서의 법선 다이폴의 세기의 영향이 커짐을 알 수 있다. 하지만 본 연구에서 채택한 상선의 프로펠러의 감쇠진동수가 0.5-1.0사이인 것을 고려할때, 후연 반류면에서의 특이점의 세기를 일정하게 해도 무난한 결과를 얻을 수 있으므로

프로펠러 문제해석에서는 후연 반류면에서의 특이점의 세기를 일정하다고 가정하였다.

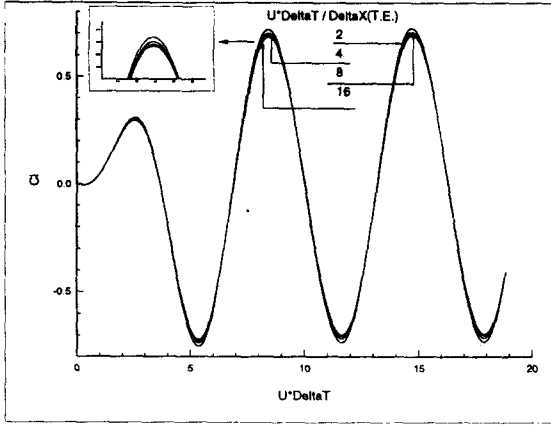


Fig. 4 Convergence with time step size for NACA0012. Constant dipole distribution on the first wake panel. Sinusoidal gust $V_g = 0.2$, $R_f = 0.5$

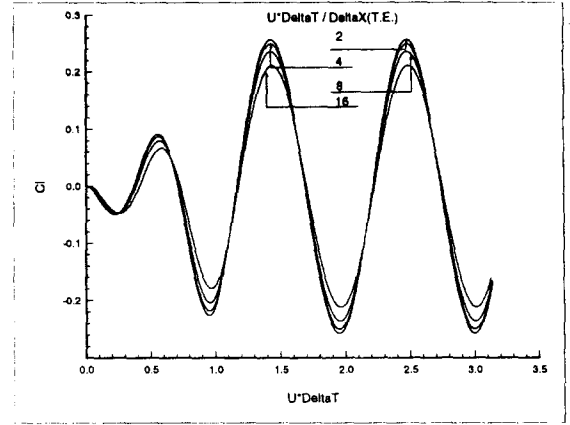


Fig. 6 Convergence with time step size for NACA0012. Constant dipole distribution on the first wake panel. Sinusoidal gust $V_g = 0.2$, $R_f = 3.0$

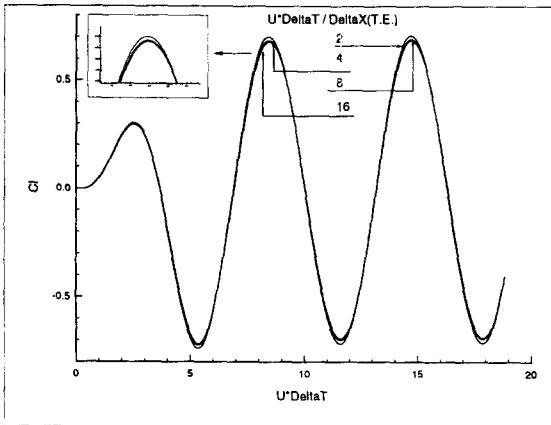


Fig. 5 Convergence with time step size for NACA0012. Linear dipole distribution on the first wake panel. Sinusoidal gust $V_g = 0.2$, $R_f = 0.5$

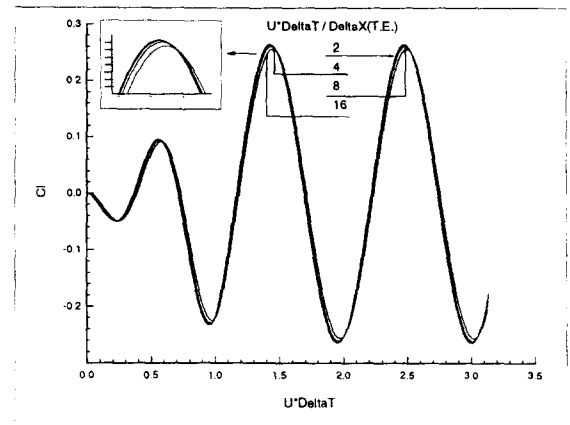


Fig. 7 Convergence with time step size for NACA0012. Linear dipole distribution on the first wake panel. Sinusoidal gust $V_g = 0.2$, $R_f = 3.0$

10. 프로펠러 수치계산 및 고찰

10.1. 대상 프로펠러 선정 및 계산조건

프로펠러의 비정상 문제의 해석을 위한 대상 프로펠러는 실험 결과가 존재하는 DTRC 4118 프로펠러와 그 때의 선미 반류를 채택하였다. 이 때의 선미 반류는 이상화 된, 즉 비정상 프로펠러의 거동을 보기 위하여 3차, 4차 조화 함수만 포함된 것이다.

DTRC4118 프로펠러의 제원은 Table 1에 정리되었으며, 3차원 그림은 Fig. 8에 도시하였다. 프로펠러에 대한 계산은 $J = 0.833$ 에서, 코드방향 및 반경방향의 패널수를 각각 $N_p = 40$, $M_p = 10$ 으로 하여 수행하였다.

Table 1 Principal characteristics for DTRC propeller 4118

No. of Blades : 3
 Section Type : NACA a=0.8 meanline
 : NACA 66 thickness
 (DTRC mod.)
 Hub Ratio : 0.2

r/R	P/D	Rake /D	Skew (deg.)	Chord/D	t/c	t/c
0.20	1.086	0.0	0.0	0.320	0.0219	0.0414
0.25	1.085	0.0	0.0	0.342	0.0227	0.0337
0.30	1.084	0.0	0.0	0.364	0.0232	0.0282
0.40	1.082	0.0	0.0	0.405	0.0233	0.0239
0.50	1.080	0.0	0.0	0.439	0.0218	0.0198
0.60	1.078	0.0	0.0	0.463	0.0205	0.0160
0.70	1.077	0.0	0.0	0.462	0.0200	0.0125
0.80	1.075	0.0	0.0	0.435	0.0197	0.0091
0.90	1.073	0.0	0.0	0.361	0.0182	0.0060
0.95	1.072	0.0	0.0	0.278	0.0189	0.0045
1.00	1.071	0.0	0.0	0.000	0.0000	0.0000

10.2. 계산결과

Fig. 9에서는 반류의 3차 조화 함수만 고려하였을 때의 기준 날개면에 걸리는 축방향 힘을 도시하였다. 프로펠러가 2회전하면 충분히 수렴된 결과를 얻을 수 있음을 알 수 있다. Fig. 10에서는 반류의 3, 4차 조화 함수를 모두 고려하였을 때의 축방향 힘을 도시하였다. 이때에도 프로펠러가 2회전 하면 충분히 수렴된 결과를 보였으며, Fig. 9와 Fig. 10을 통

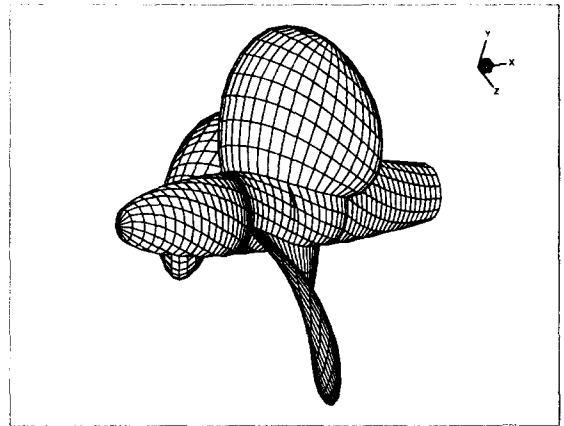


Fig. 8 Panel arrangement for DTRC propeller 4118.

하여 공동이 발생하지 않은 경우의 비정상 프로펠러의 성능 해석이 시간 영역에서 가능함을 알 수 있다.

Fig. 11과 Fig.12에서는 반류의 3차 조화 함수만을 고려한 경우에 $r/R = 0.7$ 인 곳의 흡입면과 압력면에서의 시간에 대한 압력 분포를 각각 도시하였다. 압력 분포가 부드럽게 변하는 것을 통하여 본 연구의 압력 계산이 비정상 문제에서도 적용 가능함을 보였다.

Fig. 13에서는 조화 해석한 결과를 Hsin[5]의 계산 결과 및 DTRC의 실험 결과와 비교 도시하였다. 다른 계산 결과와 좋은 일치율을 보임으로써, 반류에 대한 프로펠러에서의 힘이 정확히 추정 가능함을 보였다.

11. 결 언

속도 포텐셜을 기저로한 정식화 과정을 거쳐 프로펠러에 작동하는 비정상상태의 유동현상을 유한차분화된 시간영역에서 해석가능함을 보였다.

기하학적으로 판 요소의 비 평면성을 고려한 쌍곡면 요소를 채택하였으며, Kutta조건은 날개 뒷날에서 스펠방향으로 순환이 선형적으로 변화하는 준 선형 Kutta조건을 사용하였다. 후류의 모형은 비선형 후류의 모형을 고려하여 성능해석의 정도향상을 도

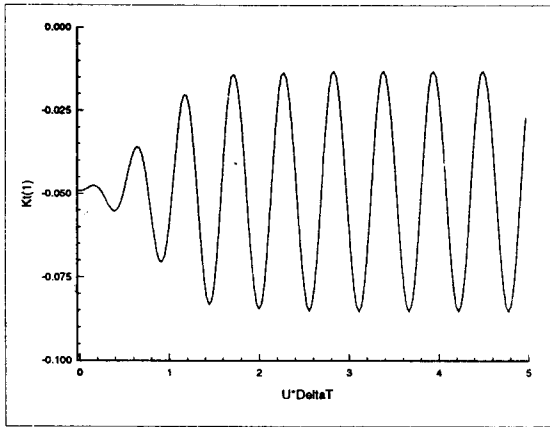


Fig. 9 Thrust coefficient variation on key blade of DTRC propeller 4118 in a third harmonic wake.

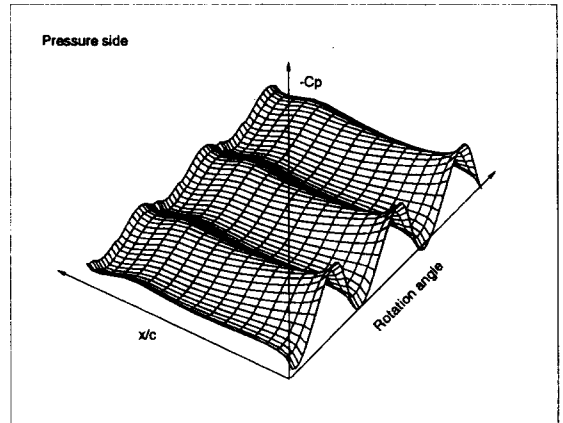


Fig. 11 The unsteady pressure distribution of the one-blade propeller 4118 in a three-cycle wake.

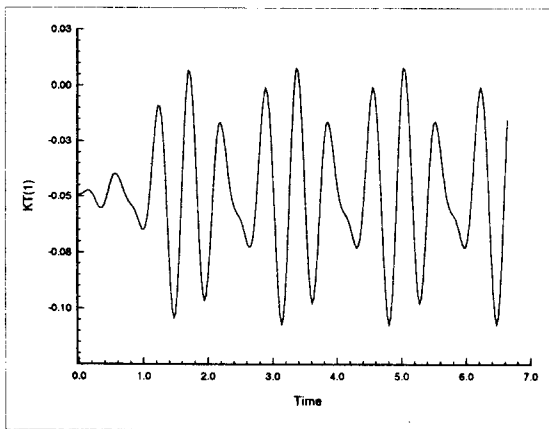


Fig. 10 One blade unsteady thrust coefficient for DTRC propeller 4118 in a combined (3rd+4th harmonics) wake.

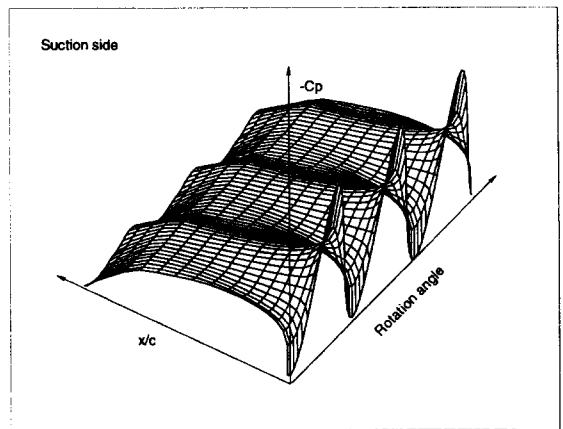


Fig. 12 The unsteady pressure distribution of the one-blade propeller 4118 in a three-cycle wake.

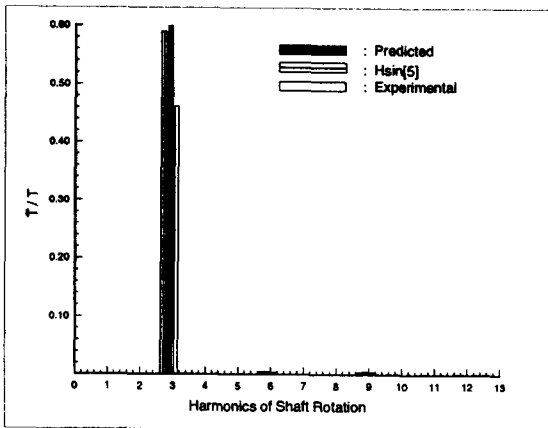


Fig. 13 Thrust harmonics for DTRC4118 in a 3-cycle wake.

모하였다.

여러 범위의 감쇠진동수와 반류면의 길이에 대하여 패널법에 의한 비정상 유동의 해석을 수행함으로써 수렴성 및 타당성을 보였다.

프로펠러에 대한 계산은 정상상태의 프로펠러 해석에서 이미 밝혀진 수렴치를 사용하였으며, 본 연구에서는 비정상 상태에서의 거동만을 계산하였다. 계산결과 프로펠러가 2, 3회 회전에서 수렴함을 보였으며, 각 시간영역에서의 압력분포를 보임으로써 진동 문제의 해석을 가능하게 하였다. 실험치와 계산된 추력의 조화해석 결과를 비교하여 좋은일치를 보였다.

참 고 문 헌

[1] Hess, J.L. and Smith, A.M.O., "Calculation of Nonlifting Potential Flow about Arbitrary Three- Dimensional Bodies", J. of Ship Research, Vol.8, No.2, pp.22-44, 1964.

- [2] Hoshino, T., "Hydrodynamic Analysis of Propellers in Steady Flow using a Surface Panel Method," J. of SNAJ, Vol. 165, pp. 55-70, 1989.
- [3] Lee, J.-T., "A Potential Based Panel Method for the Analysis of Marine Propellers in Steady Flow," Ph.D. Thesis, M.I.T., 1987, 150p.
- [4] 김영기, 이진태, 이 창섭, 서정천, "포텐셜을 기저로한 패널법에 의한 프로펠러의 정상 성능해석," 대한조선학회, 대한조선학회지, 제30권 제1호, pp.73-86 February 1993.
- [5] Hsin, C.-Y., "Development and Analysis of Panel Methods for Propellers in Unsteady Flow," PhD Thesis, MIT, Dep't of Ocean Eng'g, 1990.
- [6] Suh, J.C., Lee, J.-T. and Suh, S.-B., "A Bilinear Source and Doublet Distribution over a Planar Panel and its Applications to Surface Panel Method," 19th Symposium on Naval Hydrodynamics, Session XIII, Seoul, Korea, 1992, pp. 102-112.
- [7] 이창섭, 이진태, "선미후류-프로펠러 상호작용을 고려한 유효반류 추정법," 대한조선학회지, 제 27권 제2호, pp.1-12, 1990.
- [8] Lee, C.-S., Kim, Y.-G. and Ahn, J.-W., "Interaction between a Propeller and the Stern Shear Flow", Korea-Japan Workshop on Ship Design, Seoul National Univ., pp.16-29, 1991.
- [9] Greely, D.S. and Kerwin, J.E., "Numerical Methods for Propeller Design and Analysis in Steady Flow", Trans. SNAME, Vol.90, pp.415-453, 1982.
- [10] 이창섭, 서성부, 이진태, "양력면 이론에 의한 프로펠러 성능해석", 해사기술연구소, 선박해양 기술, 제4호, pp.75-89, 1990.