

수치해석을 통한 대형 선박용 프로펠러의 비공동소음 예측

Prediction of Non-cavitation Noise from Large Scale Marine Propeller

유 기 완† · 이 종 열* · 김 봉 기** · 변 정 우***
Ki-Wahn Ryu, Jong-Yeol Lee, Bong-Ki Kim and Jeong-Woo Byun

(Received August 13, 2014 ; Revised January 9, 2015 ; Accepted January 21, 2015)

Key Words : Propeller(추진기), Panel Method(패널방법), Acoustic Analogy(음향상사), Non-cavitation Noise(비공동소음), Thickness Noise(두께소음), Loading Noise(하중소음), Directivity Pattern(방향성)

ABSTRACT

Noises from the large scale marine propeller are calculated numerically on non-cavitation condition. The hydrodynamic analysis is carried out by potential based panel method with time marching free wake approach. The distribution of hydrodynamic loads on the propeller surface and noise signals are obtained using the unsteady Bernoulli's equation and the Farassat's formula respectively. It turns out that the noise signal at the narrow band shows strong peak at the blade passage frequency, and the peak value at the 1/3 octave band also shows the same trend. Noise signals and directivity patterns for both the thickness and the loading noise are compared with each other. The directivity pattern for the loading noise shows minor lobe at the backward side of the rotating disc plane.

1. 서 론

선박용 프로펠러에서 발생하는 소음의 종류에는 크게 공동소음(cavitation noise)과 비공동소음(non-cavitation noise)으로 나뉜다^(1,2). 선박 엔진의 소음 뿐 만 아니라⁽³⁾, 선박 내부의 환경개선 측면과 선박 외부로 전달되는 소음 영향의 최소화 측면에서 프로펠러 소음에 대한 많은 연구가 이루어져 왔다.

공동소음은 프로펠러 표면을 따라 이동하는 물의 입자가 임계압 이하 지점에서 기포화 되었다가 이 기포 알갱이가 표면 압력이 회복되는 지점으로 이동되면 급격히 소멸되면서 충격파(shock) 및

re-entrant jet에 의하여 소음이 발생하며, 프로펠러 표면의 침식도 유발하는 것으로 알려져 있다⁽²⁾. 비공동소음은 프로펠러 주위에 공동이 존재하지 않는 경우의 소음이며, 프로펠러의 회전에 따른 이산소음과 광역소음으로 구성된다. 이 외에도 명음 현상이라는 것이 있는데, 이는 프로펠러 후단의 와류에 의한 압력변동 주파수와 프로펠러 구조물의 국부적인 고유진동수가 일치할 때 발생하는 공명현상이다.

이 연구에서는 비공동 소음원 중에서 프로펠러에 의한 이산주파수 소음 해석에 초점을 맞추었다. 특히 저속 항진하는 선박이나 물수체에서는 이러한 비공동 이산소음이 주된 소음원으로 작용하므로 특별한 경우에 주관심사가 되어 국내외에서 많은 인력과

† Corresponding Author ; Member, Dpt. Aerospace Engineering,
Chonbuk National University
E-mail : kwryu@chonbuk.ac.kr
Tel : +82-63-270-4286, Fax : +82-63-270-2472

* Chonbuk National University
** Korea Institute of Machinery & Materials
*** Hyundai Heavy Industries

‡ Recommended by Editor Don Chool Lee

© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

예산이 투입되고 있는 분야이기도 하다^(1,2,4).

프로펠러의 이산 소음 특성은 블레이드 통과주파수(blade passage frequency, BPF)와 그 하모닉으로 구성되는 강한 주기성이 특징이다. Gutin⁽⁵⁾은 이러한 주기성을 감안하여 프로펠러 소음을 주파수 영역(frequency domain)에서 해석하였으며, 완성된 대수 형태의 소음 예측식을 얻어내었다. 그러나 때로는 유동변수의 적용성에 의해 시간영역(time domain)에서 해석이 편리한 경우도 발생하게 된다. 이는 자유 유동장에서의 Lighthill 방정식⁽⁶⁾으로부터 물체의 이동 효과를 반영한 형태로 발전하였으며, 현재 소음 해석을 위해 가장 널리 알려진 식은 Farassat⁽⁷⁾에 의해 Ffowcs Williams - Hawkings 방정식⁽⁸⁾의 공간 미분항을 시간 미분항만으로 다루기 편하게 변환한 식이다.

이 논문에서는 Farassat의 공식을 이용하여 주어진 선박용 프로펠러의 소음 방사 특성을 시간 영역에서 해석하기로 한다. 시간 영역에서 얻어진 소음 신호는 주파수 분석을 통해 BPF 특성을 파악하며, 프로펠러 주변으로 방사되는 음의 지향성을 얻어낸다. 소음해석을 위해 필요한 프로펠러 표면의 하중 분포는 포텐셜 기저 패널 방법(potential based panel method)과 자유후류 방법(free wake method)을 이용하기로 한다. 프로펠러 전방의 선박 물수 형상으로부터 기인하는 반류 효과는 저속 항진을 감안하여 고려하지 않았다.

2. 유동장 및 소음장 해석

2.1 유동장 해석

비압축성 비점성 비회전 흐름을 만족하는 포텐셜 유동장의 지배방정식은 Laplace 방정식으로 나타낼 수 있으며, 속도 포텐셜을 ϕ 라 할 때 다음과 같다.

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

이 식의 포텐셜 값 $\phi = \phi(\vec{x}, t)$ 는 정상유동 또는 비정상 유동을 만족하는 값이다.

Laplace 방정식은 편미분방정식으로 이 방정식의 해를 구하는 방법은 여러 가지가 있으며, 그 중에서 Green의 상반정리를 이용하여 해를 구할 수 있다. 이 방법으로부터 Fig.1과 같이 물체 표면의 한 지점에서 거리 r 만큼 떨어진 위치 P 에서의 유동은 다

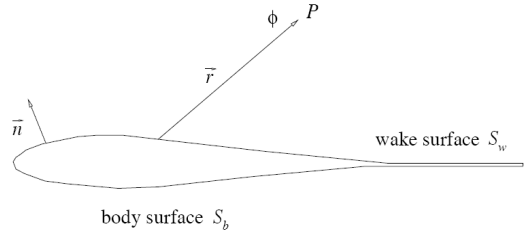


Fig.1 Nomenclature used to define the potential flow problem

음 식으로 나타낼 수 있다⁽⁹⁾.

$$\int_{S_b} \mu \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) dS + \int_{S_w} \mu_w \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) dS - \int_{S_b} \sigma \frac{1}{r} dS = 2\pi\mu_p \tag{2}$$

여기서 dS 는 물체 표면의 면적요소, σ 는 용출(source)의 세기, μ 는 중첩(doublet)의 세기로서 물체 표면상의 중첩 값, μ_p 는 물체 표면상의 점 P 에서의 $r \rightarrow 0$ 으로 수렴하였을 때의 μ 의 값, μ_w 는 후류의 중첩 세기이고, r 은 물체 표면의 한 점에서 유동장내 임의의 점 P 까지의 거리, π 는 원주율을 의미한다. Fig.1에서 \vec{n} 은 물체표면에서 바깥을 향하는 수직 단위벡터, S_b 는 블레이드 표면, S_w 는 후류 면을 나타낸다. 식(2)는 S_b 로 둘러싸인 체적 내부의 포텐셜 ϕ_i 가 원거리 자유흐름의 포텐셜 ϕ_∞ 와 같다는 Dirichlet 경계조건(boundary condition)이 적용된 식이며, 용출의 세기는 물체표면에 수직으로 유기되는 속도 값을 사용한다⁽⁹⁾. 식(2)를 풀기 위해서 물체 표면 S_b 를 유한한 개수의 패널로 차분화한 후 아래와 같이 대수 행렬식으로 바꾸어 패널 조절점(control point)에서의 중첩의 세기를 결정하게 된다^(10,11).

$$\sum_{\substack{k=1 \\ k \neq j}}^{N_s} \mu_k C_{jk} - 2\pi\mu_j + \sum_{k=1}^{N_w} \mu_w C_{jk} + \sum_{k=1}^{N_s} \sigma_k B_{jk} = 0 \tag{3}$$

위 식에서 하첨자 j, k 는 조절점을 나타내며, C_{jk} 와 B_{jk} 는 각각 중첩과 용출에 의한 영향계수 행렬, N_s, N_w 는 물체 표면상의 패널과 후류상의 패널 개수를 각각 나타낸다. 식(3)에서 미지수는 μ_j 이고, 후류의 세기 μ_w 와 용출의 세기 σ_k 는 다음과 같다.

$$\mu_w = \mu_u - \mu_l \quad (4)$$

$$\sigma_k = (\vec{V}_0 + \vec{\Omega} \times \vec{r} - \vec{V}_w)_k \cdot \vec{n}_k \quad (5)$$

하첨자 u, l 는 로터 뒷전에서 상하면 패널을 표시하고, 첨자 k 는 조절점을 나타낸다. $\vec{V}_0, \vec{\Omega}, \vec{V}_w$ 는 프로펠러의 이동속도, 회전각속도, 후류에 의해서 조절점에 유도되는 속도를 각각 나타낸다. k -조절점에서의 패널 표면을 따라 흐르는 유속 $\vec{Q}_k = (q_l, q_m, q_n)$ 는 표면에 접선 방향이며, 여기서 패널 조절점의 단위 국부 좌표계를 $\vec{l}, \vec{m}, \vec{n}$ 이라 하면 각 조절점에서의 속도 성분은 다음과 같다.

$$q_l = \frac{\partial \mu}{\partial l}, \quad q_m = \frac{\partial \mu}{\partial m}, \quad q_n = \sigma \quad (6)$$

k -조절점에서의 압력 계수는 비정상 Bernoulli 방정식으로부터 다음과 같이 표현된다.

$$c_{p_k} = 1 - \frac{Q_k^2}{v_{ref}^2} - \frac{2}{v_{ref}^2} \frac{\partial \phi_k}{\partial t} \quad (7)$$

여기서 v_{ref} 는 블레이드 팁 속도로 하였다.

유동해석을 하기 위해서는 후류의 형상을 계산하는 자유후류 방법이나 후류의 형상을 지정하는 경험 후류 방법이 있다. 경험후류 방법은 자유후류 방법에 비해서 계산속도가 빠른 장점이 있으나, 실험 자료에 바탕을 둔 것이므로 실험 조건을 벗어난 경우에는 적용의 한계가 있다. 특히 선박용 프로펠러에 대해서는 후류 형상을 수식으로 재현할 자료가 없어서 이 연구에서는 자유후류 방법을 사용하였다. 이 기법은 후류를 이루는 격자점의 이동속도를 구하여 다음 시간에서 새로운 위치를 찾아주는 순차적 시간 적분법이라 할 수 있다. 이 연구에서는 시간적분 방법으로 4차의 Runge-Kutta 방법을 사용하였다.

먼저 공력 해석 코드의 검증은 위해 헬리콥터 블레이드의 hovering 시 블레이드 스펠방향 추력을 측정 한 NACA TN-3688의 실험 결과⁽¹²⁾와 비교 검증 하였다. 실험에 사용된 블레이드의 제원을 살펴보면, 2개의 블레이드에 중형비 6.54, 반경 $R=7.625$ ft인 NACA0012 에어포일을 사용한 것으로, 비틀림 각이 없는 직각 형상을 갖는다. 블레이드 팁 속도는 496 fps로 팁 마하수는 0.45이다. 실험치와 계산치의

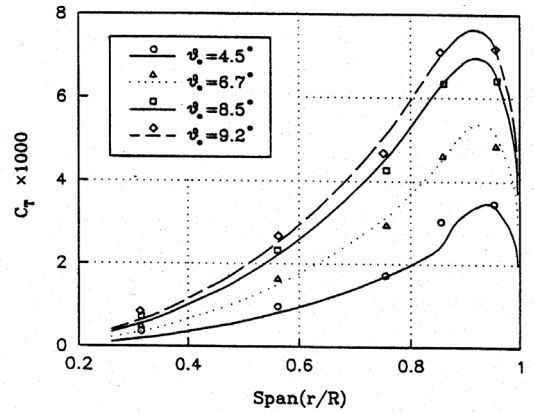


Fig. 2 Comparison of spanwise thrust loading for various pitch angles with experimental data, $b=2, \theta=0^\circ, AR=6.54$, NACA0012 airfoil, (line patterns: present method, symbols : experiments of reference⁽¹²⁾)

비교는 피치각 $\theta_0=4.5^\circ, 6.7^\circ, 8.5^\circ, 9.2^\circ$ 의 경우에 대해 실시하였으며, 두 결과는 Fig. 2에서 잘 일치하고 있음을 보여 준다⁽¹¹⁾.

2.2 소음장 해석

Farassat의 공식 1A⁽⁸⁾은 두계소음과 하중소음을 다루기에 편리한 수식으로 나타낸다. 먼저 두계소음은 다음과 같이 표현된다.

$$4\pi p'_T(\vec{x}, t) = \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 c_0 \dot{M}_n}{r(1-M_r)^2} \right] dS + \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 c_0 M_n (r \hat{M}_r \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2 (1-M_r)^3} \right] dS \quad (8)$$

여기서 적분은 $f=0$ 인 물체 표면 S 에 대해 수행한다. c_0 와 ρ_0 는 유체의 음속과 밀도, $M_i = v_i/c_0$ 는 물체의 국부 이동 마하 수, $M_r = M_i \hat{r}_i$ 은 상대 마하 수, $M_n = v_i n_i/c_0$ 이다. $M = \sqrt{M_i M_i}$ 는 음원의 이동 마하수, $\hat{r}_i = \vec{r}_i/r$ 는 거리 벡터에 대한 단위벡터, $r = \sqrt{r_i r_i}$ 는 음원과 관찰자까지의 거리이다. v_i, n_i 는 물체의 국부 이동속도와 수직 단위벡터를 각각 표시하며, 괄호 [] 기호는 지연시간 $\tau = t - r/c_0$ 을 고려한 연산을 의미한다. 두 번째로 하중소음은 다음과 같다^(8,11).

$$\begin{aligned}
 4\pi p'_L(\vec{x}, t) = & \frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{l}_i \hat{r}_i}{r(1-M_r)^2} \right] dS \\
 & + \int_{f=0} \left[\frac{l_r - l_i M_i}{r^2(1-M_r)^2} \right] dS \\
 & + \frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[\frac{l_r (r M_i \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2(1-M_r)^3} \right] dS
 \end{aligned} \tag{9}$$

여기서 l_i 는 단위면적당 유체에 가해지는 힘이다.

3. 결과 및 토의

소음 해석의 검증을 위해 Fig. 3에서 Gallman⁽¹³⁾이 틱 마하수 0.8인 1/7축소형 UH-1H 헬리콥터 로터 모형에 대해 수행한 두께소음 결과와 비교하였다. 이 비교를 통해 소음 예측 프로그램의 정확도를 확인하였다.

이 해석을 위해 사용된 선박용 프로펠러의 운전 조건을 Table 1에 나타내었다. 프로펠러는 Fig. 4와

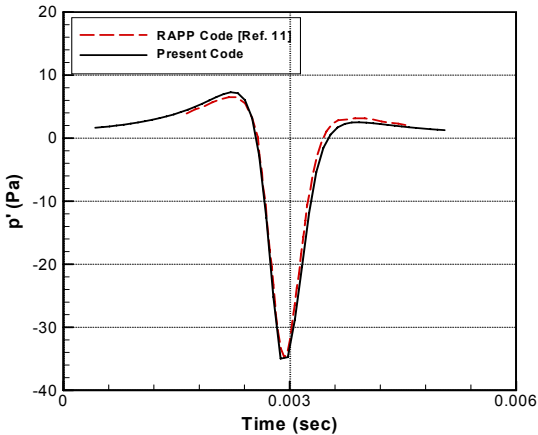


Fig. 3 Comparison of acoustic pressure signals for 1/7-scaled UH-1H rotor

Table 1 Operating condition of the marine propeller

Number of blade, b	5
Diameter, D [m]	3.20
Rotating speed [rpm]	185
Sea speed [kt]	11

같이 5엽이며, 프로펠러를 향한 해수유속은 11 노트로 정하였다.

Fig. 5는 패널 방법을 이용하여 프로펠러 후류 유동장을 얻어낸 결과를 보여준다. 순차적 시간적분시에 사용한 시간 간격은 0.005 sec이며, 총 120회의 반복 계산을 통해 얻어낸 결과이다. 계산에 사용한 와류 코어의 반경은 프로펠러 반경의 15%로 하였다. 프로펠러 표면의 압력 분포는 Fig. 6에 나타내었다. 그림에 보이는 부분은 프로펠러 표면 중에서 흡입면(suction side)이다. Fig. 7은 해수 유속이 11 kt인 상황에서 프로펠러의 회전면 상에서 허브 중심으로부터 1.5D 만큼 떨어진 위치에서 얻어낸 두께소음, 하중소음, 그리고 이 두 소음항을 합한 전체

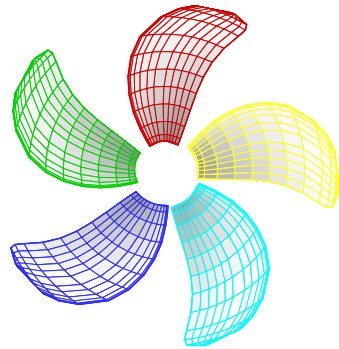


Fig. 4 Plan view of marine propeller

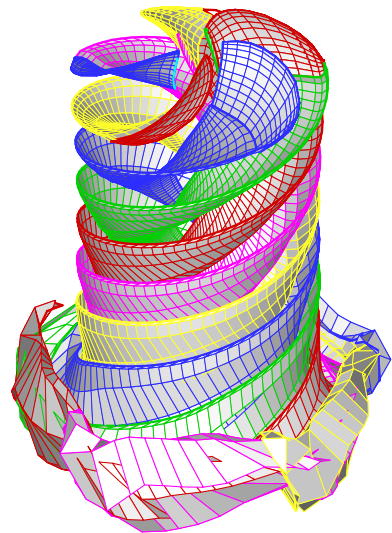


Fig. 5 Wake geometry below marine propeller

소음의 시간에 따른 변동량을 나타낸 그림이다. 이 계산을 위해서 해수의 밀도는 1000 kg/m^3 , 음속은 $1,500 \text{ m/s}$ 로 가정하였다. 소음 신호는 전형적인 정현파 형태로 나오며 이는 주파수 분석 시에 BPF에서 강한 피크를 보일 것임을 예상할 수 있다.

Fig. 8은 Fig. 7의 음압 신호 중 두께소음과 하중 소음을 합산한 전체 소음에 대해서 주파수 분석을 통해 음압을 데시벨로 나타낸 결과이다. 주파수 분석 결과를 보면 BPF의 하모닉 성분은 관찰되지 않음을 알 수 있다. 기준 음압은 10^{-6} Pa 을 사용하였다. 가중처리를 하지 않았을 때 음압의 피크는 BPF인 15.4 Hz 에서 135 dB 를 보이고 있다. 여기서 BPF는 가청주파수 범위를 벗어난 초저주파수 이지만 수중소음에서는 가청 주파수 보다 더 작은 주파수까지도 모니터링 하는 것을 요구한다.

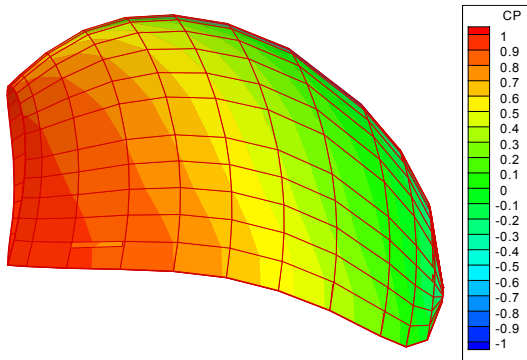


Fig. 6 Cp distribution on the suction side

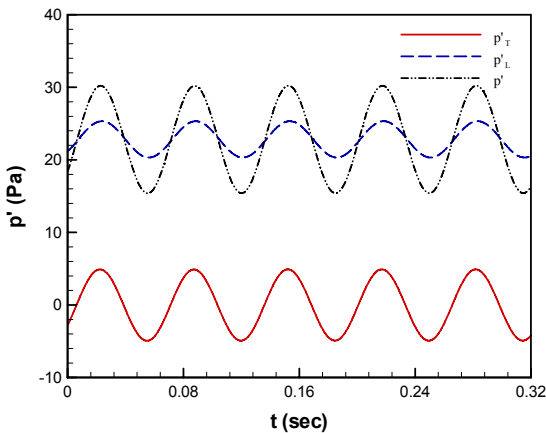


Fig. 7 Time history of flow noise signals

Fig. 7의 시간 영역 신호를 주파수 분석할 때 이상적인 FFT를 수행하면 이산 주파수 특성을 보이거나 data sampling을 통한 유한한 시간 길이의 자료를 FFT분석하면 window문제에 의해 leakage error가 발생하여 Fig. 8처럼 BPF에서의 피크치 주위에 작지만 완만한 분포의 값들이 존재한다는 점을 유념할 필요가 있다. 이 leakage error를 최소화하기 위해 보통 Hanning window를 적용한다.

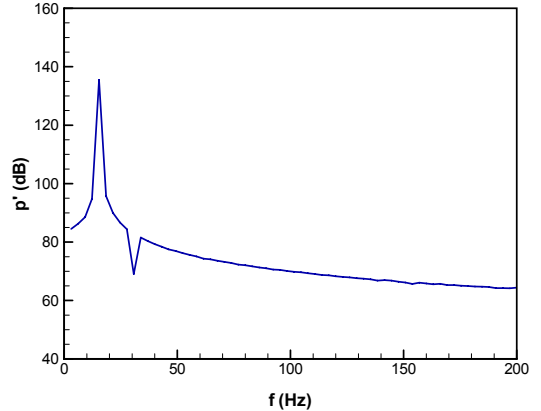
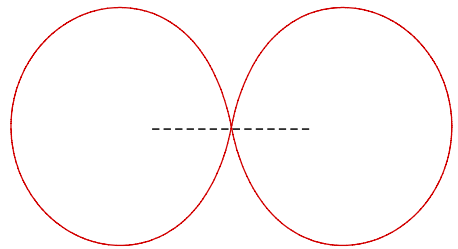
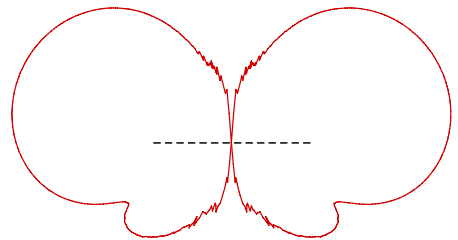


Fig. 8 Noise signal in frequency domain(1.5D from the rotating center on the disc plane)



(a) Thickness noise pattern



(b) Loading noise pattern

Fig. 9 Directivity pattern(dashed line denotes the propeller rotating plane)

Fig. 9는 프로펠러 주위로 퍼져나가는 소음의 방사 형태를 두께소음과 하중소음으로 나누어 나타낸다. 소음의 지향성은 프로펠러 회전 축 방향으로 가장 작은 지향성을 공통적으로 보이고, 하중소음의 지향성은 전체적으로 프로펠러 전진 방향으로 지향성이 좀 더 크게 보이지만 회전축과 가까운 프로펠러 후방 쪽으로 작은 로브(minor lobe)가 존재한다.

음향 파워는 음원을 둘러싼 반경이 r 인 구를 가정하고 그 구의 표면에서의 음의 세기 벡터 \vec{I} 를 적분하여 다음과 같이 얻어낼 수 있다.

$$W = \oint \vec{I} \cdot \vec{n} dS = \int_0^\pi \frac{p'^2_{rms}}{2\rho_0 c_0} 2\pi r^2 \sin\theta d\theta \quad (10)$$

여기서 \vec{n} 은 구 표면의 바깥 방향을 향하는 단위벡터이고, θ 는 Fig. 10에서 보이는 것과 같은 방위각을 나타낸다. 음의 세기 $\vec{I} = \langle p'\vec{u}' \rangle$ 는 음압 p' 과 음향속도 \vec{u}' 의 곱에 대한 rms 값이고, 음압은 음향속도에 음향임피던스 $z = \rho_0 c_0$ 를 곱한 값이다. 식 (10)은 수치적분으로 구할 수 있으며, 이 연구에서는 사다리꼴 방법(trapezoidal rule)을 적용하였다⁽¹⁴⁾. 식 (10)으로부터 임의의 거리 r_1 만큼 떨어진 위치에서의 음향파워 W 를 다음과 같이 구한다.

$$W = \oint \vec{I}_s \cdot \vec{n} dS = 4\pi r_1^2 \langle p'u' \rangle \geq 4\pi r_1^2 p'^2_s / \rho_0 c_0 \quad (11)$$

따라서 평균음압은 다음과 같이 표현된다.

$$p'_{rms} = \sqrt{\frac{\rho_0 c_0 W}{4\pi r_1^2}} \quad (12)$$

이 연구에서는 음향파워와 이 값으로부터 구한 음압수준의 주파수 분포를 확인하기 위해 허브로부터 일정한 거리 R 만큼 떨어진 구 표면을 Fig. 10과 같이 여러 면적 요소로 잘게 나눈 후 각 면적요소의 중심 위치에서의 음압 신호를 시간영역에서 구한 다음 이 신호를 주파수 변환하였다. 주파수 변환 신호의 중심 주파수들은 모든 면적 요소에 대해서 동일하게 하여 음향파워를 구할 때 중첩이 될 수 있도록 하였다. i -번째 면적 요소에 대한 각 중심 주파수 f_k 에서의 음향파워 $\Delta W_i(f_k)$ 는 다음과 같다.

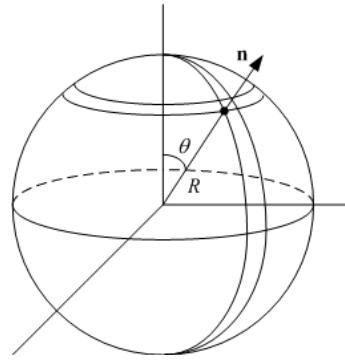


Fig. 10 Discretized spherical surface at far field

$$\begin{aligned} \Delta W_i(f_k) &= \Delta S_i p'^2_s(f_k) / \rho_0 c_0 \\ \Delta S_i &= 2\pi R^2 \sin\theta_i \Delta\theta \end{aligned} \quad (13)$$

모든 면적요소의 영향을 반영한 총 음향파워 $W(f_k)$ 는 주파수에 따라서 다음과 같다.

$$W(f_k) = \sum_{i=1}^{N_p} \Delta W_i(f_k) \quad (14)$$

여기서 N_p 는 면적 요소의 총 개수이며 프로펠러의 회전축에 대해서 축대칭이므로 실제 면적 요소 형태는 고리 모양을 갖는다.

그러면 식 (14)에서 구한 음향파워로부터 가상음원의 중심에서 반경이 1m인 구 표면에서의 평균음압(averaged acoustic pressure)은 “ $p'_{rms} @ 1m$ ”로 표기하고 다음과 같이 구할 수 있다.

$$p'_{rms} @ 1m = \sqrt{\rho_0 c_0 W(f_k) / S_1} \quad (15)$$

여기서 S_1 은 프로펠러의 허브를 중심으로 반경이 1m인 구의 표면적을 의미한다. $p'_{rms} @ 1m$ 로 표시하는 이유는 선박과 관련된 수중 전달 소음의 측정 기준점을 가상음원의 중심 (여기서는 프로펠러 허브 중심)에서 1m 떨어진 위치로 정하도록 하는 ISO 코드 (ISO/DIS 16554, 2014)의 거리 정규화(distance normalization)원칙을 따르기 위함이다.

식 (15)로부터 중심주파수 f_k 에서의 음압 레벨은 다음과 같이 구한다.

$$SPL(f_k) = 20 \log_{10}(p'_{rms} / p_{ref}) \quad (16)$$

이 연구에서는 비공동 소음해석을 기반으로 하였

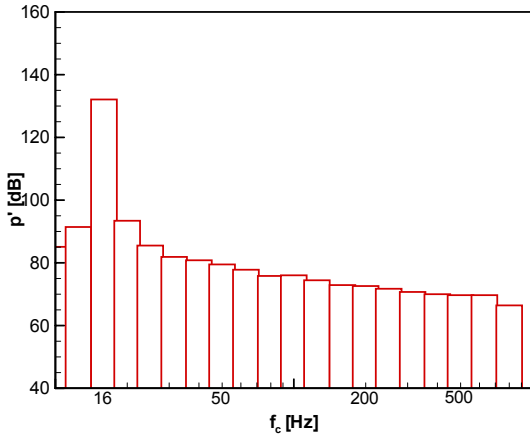


Fig. 11 Acoustic pressure spectrum at 1 m apart from virtual acoustic center(hub center)

으므로 유속이 상대적으로 느린 6 kt를 대상으로 수치해석을 수행하였다. 음향 파워를 구하기 위해서 구의 표면은 25등분하였으며, 구 표면을 101등분한 경우와 동일한 값을 보이는 것으로 확인되었다. 음향 파워를 구하기 위한 구의 표면은 2D 떨어진 거리를 적용하였다. 위 해석 절차로부터 얻어낸 음압신호를 실측을 감안하여 1/3-옥타브 밴드로 분석한 것을 Fig. 11에 나타내었다. p'_{rms} @ 1m 예측치의 최대값은 BPF근방인 16 Hz에서 132 dB를 보인다. 식 (15)에서 S_1 을 허브 중심으로부터 2D인 반경을 갖는 구 표면적으로 할 때, 평균음압을 바탕으로 한 OASPL은 116 dB이며, 프로펠러 회전면에 놓이면서 허브 중심으로부터 2D 떨어진 지점에서 측정 한 음압수준 120 dB보다 약간 작은 수준이다.

3. 결 론

이 연구에서는 직경이 3.2 m인 대형 선박용 5엽 프로펠러의 비공동 소음에 대한 수치해석을 수행하였다. 유동장은 포텐셜 기저 패널법을 이용하였고, 소음해석을 위해서는 Farassat의 식을 적용하였다. 이 연구를 통해 얻어낸 결과는 다음과 같다.

- 직경이 3.2 m인 프로펠러 허브 중심으로부터 반경이 2D인 가상의 구면을 이용하여 구한 음향파워를 거리 정규화하여 얻어낸 p'_{rms} @ 1m의 OASPL 수준은 132 dB에 이른다.
- 하중소음에서는 프로펠러 인근에서 후방으로 작

은 로브가 존재하는 특징을 보여주었다. 그러나 전반적으로 프로펠러의 전방으로 전파되는 소음이 후방으로 전파되는 소음에 비해 약간 우세한 편이다.

후 기

이 연구는 2011년 한국기계연구원과 현대중공업의 지원 하에 수행되었음.

References

- (1) Seol, H. S., Lee, S., Pyo, S. and Suh, J. C., 2004, Numerical Analysis of Underwater Propeller Noise (Part 1. Non-Cavitating Noise), Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 41, No. 2, pp. 21~32.
- (2) Seol, H. S., Lee, S., Pyo, S. and Suh, J. C., 2004, Numerical Analysis of Underwater Propeller Noise (Part 2. Cavitating Noise), Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 41, No. 2, pp. 33~46.
- (3) Kim, B. K., Kim, S. R., Kim, H. S. and Shin, M. C., 2008, Performance Test and Evaluation of Ship Exhaust Muffler, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 18, No. 12, pp. 1237~1242.
- (4) Lee, C. S. and Cho, C. H., 1999, Theoretical Prediction of Noise Generated by Unsteady Loading of Marine Propellers, Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 36, No. 3, pp. 29~40.
- (5) Gutin, L., 1948, On the Sound Field of a Rotating Airscrew, English Translation NACA TM No. TM1195.
- (6) Lighthill, M. J., 1952, On Sound Generated Aerodynamically I. General Theory, Proceedings of the Royal Society of London, Series A, Vol. 211, pp. 564~587.
- (7) Farassat, F. and Succi, G. P., 1983, The Prediction of Helicopter Rotor Discrete Frequency Noise, Vertica, Vol. 7, pp. 309~320.
- (8) Ffowcs Williams, J. E. and Hawkins, D. L., 1969, Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion, Philosophical Transactions of the Royal Society of London, Series A, Vol. 264, pp. 321~342.
- (9) Maskew, B., 1981, Prediction of Subsonic

Aerodynamic Characteristics: a Case for Low-order Panel Methods, *J. of Aircraft*, Vol. 19, pp. 157~163.

(10) Ryu, K. W., Na, S. U. and Lee, D. J., 1997, Comparison of the Rotor Wake Modeling in Hovering Motion, *J. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 25, No. 4, pp. 11~20.

(11) Ryu, K. W., 2007, Thickness and Loading Noise from Helicopter Rotor at various Pitch Angles, *J. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 35, No. 10, pp. 868~874.

(12) Rabbott, Jr., J. P., 1956, Static-thrust Measurements of Aerodynamic Loading on a Helicopter Rotor Blade, NACA TN-3688.

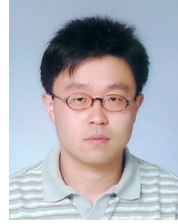
(13) Gallman, J. M., 1990, The Validation and Application of a Rotor Acoustic Prediction Computer Program, *Proceedings of the Army Science Conference*, Durham, North California.

(14) Chapra, S. C. and Canale, R. P., 2002, *Numerical Methods for Engineers with Software and Programming Applications*, 4th Edition, The McGraw-Hill Companies, Inc., New York, Chap. 21.



Ki-Wahn Ryu received the B.S. degree from Korea Aerospace University in 1986, and the M.S. and the Ph.D. degrees from KAIST in 1989 and 1997 respectively. He is now a professor at the department of aerospace engineering in Chonbuk National University.

His current fields of interest include aeroacoustics, aerodynamics, and flow-induced vibration.



Jong-Yeol Lee received the B.S. degree in Electrical Engineering from KAIST 1993, and the M.S. and the Ph.D. degrees in EE from KAIST in 1994 and 2002, respectively. He is now an assistant professor at the department of Electronic Engineering in Chonbuk National University. His current fields of interest include simulation and design of embedded systems.



Bong-Ki Kim received B.S., M.S., and Ph.D. degrees in 1990, 1992, and 1997, respectively, all from the department of Mechanical Engineering of KAIST. Since 2000, he has been working with acoustics research group of KIMM. His research interests include sound field visualization, noise/vibration control.



Jeong-Woo Byun received the B.S. degree from Inha University in 1996. Since 1996, he has been working for Hyundai Heavy Industries. He is now a general manager at special design department. His research interests include shock, noise and vibration control.