

큰 반경의 원운동을 하는 점 음원에 의한 저주파수 스위싱 음장 분석

Study on low frequency swishing sound field by singularities in circular motion with large radius

이광세* · 정철웅†

Gwang-Se Lee*, Cheolung Cheong †

Key Words: Lowson's acoustic analogy (Lowson 음향상사식), Wind turbine noise (풍력터빈 소음), Low frequency noise(저주파수 소음), swishing noise(스위싱 소음)

ABSTRACT

In order to investigate low frequency swishing noise of wind turbines, singularity in circular motion with large radius is introduced as a noise source model. By employing Lowson's acoustic analogy, simple exact solution is obtained. The solution shows that time histories of acoustic pressure at receiver points varied significantly according to receiver's directional location, even when the retarded time distributions are similar. However, the corresponding spectra of sound pressure for the receiver locations where the retarded time distributions are almost the same are not significantly different. It can be inferred from these results that the time-averaged sound pressure spectra which cannot take into account the detailed difference in the time-variation of wind turbine noise may not represent the sound quality of wind turbines due to its swishing.

1. 서 론

중대형 수평축 풍력터빈의 유동 소음원은 일반적인 산업용 팬과 달리 상대적으로 매우 큰 소음원이며 또한 그 회전반경이 매우 크다. 이러한 큰 회전반경을 천천히 회전하면서 발생하는 풍력터빈의 스위싱(swishing) 소음이 비슷한 음압레벨을 방출하는 다른 소음원에 비해 보다 큰 불쾌감을 야기하는 것으로 알려져 있다. 스위싱 소음은 풍력터빈의 소음이 방사되면서 풍력터빈의 블레이드-통과-주파수(blade passing frequency, BPF)에서 발생하는 모듈레이션에 기인하고 중대형 풍력발전기의 경우 BPF가 저주파 대역인 1 Hz 내외에서 발생한다. 하지만 풍

력터빈은 일반 회전기등과 달리 매우 불안정한 음향학적 주변환경에 노출되어 있다. 예를 들면, 풍속 및 풍향 조건이 불균일하고, 저주파수 소음의 경우 주변 소음원에 의하여 마스킹되는 경우가 자주 발생한다. 최근, 음향가시화 기법 등을 바탕으로 터빈으로부터 방사하는 가청주파수 영역의 소음원들에 대한 분석이 시도되었지만⁽¹⁾, 아직 저주파수 소음원에 대한 연구는 부족한 편이다. 위에서 기술한 바와 같이 배경소음에 마스킹되거나 지면을 통한 음의 전달 등이 이러한 저주파 소음의 분석에 불확실성을 야기하여 어려움을 가중시키고 있다. 특히, 향후 풍력단지 전체에 대한 저주파수 소음 측정과 분석 시 저주파수 음은 그 특성상 단지로부터 매우 먼 거리에서 추가적인 소음 측정을 필요로 하기 때문에 주위의 배경 소음에 의한 오염이 더욱 심각할 것으로 예상된다. 따라서 예측에 근거한 저주파수 소음 분석 기법이 요구되고 있으며, 본 연구는 예측을 바탕으로 한 저주파수 분석 모델을 개발하기 위해 간단한 이극자(dipole) 소음원 모델을 도입하고

† 교신저자: 정철웅, 부산대학교 기계공학부

E-mail : ccheong@pusan.ac.kr

Tel : 051-510-2311

* 부산대학교 기계공학부

Lowson 의 음향상사식으로 그 방사특성을 분석할 수 있는 간단한 식을 제시하였다. 이를 이용한 가장 단순한 형태의 소음원에 의한 저주파 스위칭 소음에 대한 분석을 수행하고 그 결과를 이용하여 풍력 터빈 스위칭 소음 분석을 위한 기초 자료로 활용하고자 한다.

2. 단순 점 소음원 방사소음 해석

2.1 소음원 모델링

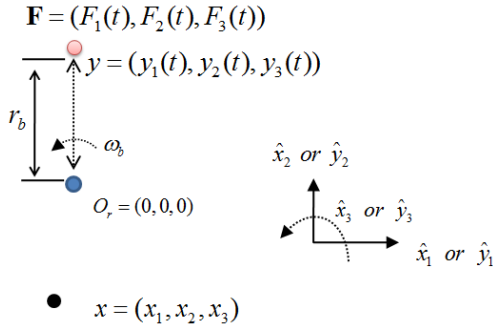


Figure 1 Schematic description of simple singularity in circular motion

Figure 1에서 회전하는 소음원에 대한 좌표계를 나타내었다. 회전 원점 O_r 을 중심으로 r_b 떨어진 지점에서 힘 섭동 \mathbf{F} 을 가진 소음원이 궤적($\mathbf{y}(t)$)을 따라 회전하고 있으며, 회전 속도는 ω_b , 수음점 위치는 \mathbf{x} 이다. 회전속도와 원점과 소음원간 거리는 현재 운행되고 있는 상용 메가와트 용량의 터빈과 유사하게 모델링 하였다.

소음원은 다음식과 같이 단순 점 음원(\mathbf{F}) 모델링 하였다.

$$\mathbf{F} = (0, 0, A(r_b, t) \cos(\omega_s t + \phi_s)) \quad (1)$$

그리고, 점 음원의 회전궤적 \mathbf{y} 는

$$\mathbf{y} = (-r_b \sin(\omega_b t), r_b \cos(\omega_b t), 0) \quad (2)$$

이다. 식의 단순화를 위해 $A(r_b, t)$ 는 시간에 따라 일정하다고 고려 하였으며, 이는 터빈 소음 예측에 있어 입사 풍속기울기를 고려하지 않은 것에 대응한다. 다음으로 음원 고유의 위상(ϕ_s)은 무시하였다.

2.2 Lowson 음향상사식

균일 속도로 병진 운동을 하는 음원에 의한 방사 소음은 Lighthill에 의해 유도 되었고, 이를 바탕으로 Lowson은 일반적으로 움직이는 음원에 의한 음압을 다음과 같이 구하였다³⁾.

원음장 항:

$$\rho - \rho_0 = \left[\left(\frac{x_i - y_i}{4\pi a_0^3 r^2 (1 - M_r)^2} \right) \left(\frac{\partial F_i}{\partial t} + \frac{F_i}{1 - M_r} \frac{\partial M_r}{\partial t} \right) \right] \quad (3)$$

근음장 항:

$$\rho - \rho_0 = \left[\frac{1}{4\pi a_0^2 r^2 (1 - M_r)^2} \left(\frac{F_i (x_i - y_i) (1 - M^2)}{r} - F_i M_i \right) \right] \quad (4)$$

여기서, x_i, y_i ($i=1,2,3$)는 각기 수음점과 음원 대응 좌표계, M_r 은 벡터 \mathbf{r} 방향의 음원 마하수, M 는 음원의 마하수, 벡터 \mathbf{r} 은 음원에서 수음점으로 향하는 벡터, r 은 벡터 \mathbf{r} 의 크기, a_0 는 음속, F_i 는 점-힘(force singularity)을 나타내고 ‘[]’은 지연시간(retarded time)에서의 값을 나타낸다. 식 (3)과 (4)에 식 (1)과 (2)를 대입 하면 다음과 같다:

원음장 항,

$$\rho'(t) = \left[D_r^2 S_0 \left(-x_3 \omega_s A_0 \sin(\omega_s \tau) + K_0 \cos(\omega_s \tau) \left(r_b^2 + \frac{R}{2} \sin(\omega_b \tau + \phi_b) \right) \right) \right] \quad (5)$$

근음장 항,

$$\rho'(t) = \left[\frac{D_r^3 a_0 S_0 x_3}{A_0 \cos(\omega_s \tau) (1 - \omega_b^2 r_b^2 / a_0^2) / r} \right] \quad (6)$$

여기서,

$$K_0 = D_r x_3 A_0 \omega_b^2 / a_0 r \quad (7)$$

$$D_r = \frac{a_0 r}{(a_0 r + \omega_b r_b \sqrt{x_1^2 + x_2^2} \sin(\omega_b \tau + \phi_{b1}))} \quad (8)$$

$$S_0 = (4\pi a_0^3 r^2)^{-1} \quad (9)$$

$$R = 2r_b \sqrt{x_1^2 + x_2^2} \quad (10)$$

$$\phi_b = \tan^{-1}(-x_2 / x_1) \quad (11)$$

$$\phi_{b1} = \tan^{-1}(x_1 / x_2) \quad (12)$$

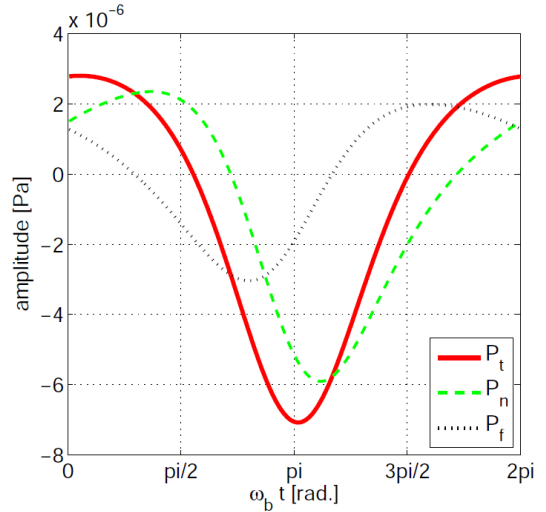
Lowson은 그의 논문에서 거리감쇠비에 따라 식 (3)과 (4)로 각 원음장 항과 근음장 항에 대한 음향상사식을 분리하여 제시하였다. 하지만 본 연구 내에서, 관심 주파수에 상관없이 두 항 모두를 소음 예측 시 적용하였다. 방사소음 분석을 위해 실제 적용된 예측 식은 식 (5)와 (6)이다.

풍력터빈으로부터 방사하는 소음을 지면에서 예측한다고 고려하면, x_2 는 타워 높이에 의해 상수가 되므로 음압 변동에 관련한 식(11)과 (12) 두 위상변수는 x_1 의 함수가 된다. 이는 각 수음점들 대비 음원 회전에 따른 지연시간 분포가 유사할 경우, x_1 은 음압의 파형 결정에 있어 주요한 변수가 될 것임을 암시한다.

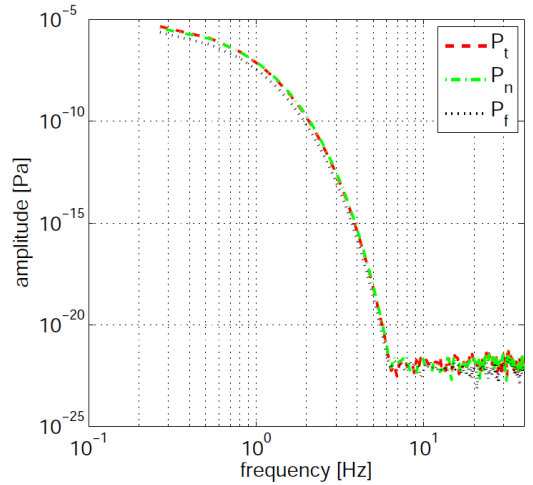
2.3 예측 결과

음원이 회전하므로 전체 음원 영역을 회전영역으로 고려하고 주어진 음원 주파수를 회전주파수와 동일하게 간주하면, ($\omega_s = \omega_b$), 음원은 콤팩트 소음원(compact noise source)이다. 여기서, 음원 영역 대표길이 단위와 음원 파장 간의 비로부터 음원의 간결성(compactness)를 판단 할 수 있으며, 위 경우는 그 값이 $0.06 (= 2 r_b / \lambda)$ 이므로 대표길이는 파장대비 매우 작아 음원은 콤팩트 하다. 실제 터빈 날개-깃 상 모든 국부소음원을 모델링 하더라도 충분히 낮은 주파수를 고려 할 경우, 각 국부소음원 간 위치 차이에 따른 위상차 영향이 미소하므로 터빈 저주파수 소음원은 단순 점-음원으로 모델링 가능하다. 또한 에어포일 형상에서 방사되는 저주파수의 방향성은 단순 이극자와 유사 하므로, 위 음원 주파수를 고려할 때 식 (1)의 음원 모델은 그 방향성도 물리적으로 크게 벗어나지 않는다고 할 수 있다. 그러므로 관심 주파수가 충분히 낮다면, 주어진 터빈 날개-깃의 소음원이 콤팩트(compact)하므로 하나의 점-음원(source singularity)로 간단히 식 (1)과 같이 모델링 할 수 있다.

Figure 2는 식 (5)와 (6)을 이용하여 예측한 음압 결과이며, 이 때, 음원의 주파수는 회전 주파수와 동일하다. 예측 지점은 IEC 61400-11¹⁰⁾에 따라 동일하게 터빈 높이와 날개-깃 길이만큼 떨어진 터빈 하류 지점 이다.



(a)



(b)

Figure 2 Total acoustic pressure, p_t , and acoustic pressures due to near-field terms, p_n , and acoustic pressure due to far-field terms, p_f , obtained from an exact solution for compact source, $r_b \ll \lambda = a_0 2\pi / \omega_b$. (a), acoustic pressure along blade rotational angle in a receiver time; (b) corresponding spectrum

Figure 2 (a)는 주어진 수음점에서 근음장 항과 원음장 항에 대응하는 음압이 급격히 변동하는 구간이 상이함을 나타낸다. 근음장 항은 음원이 대략 90도에서 180도 회전 하는 구간에서 큰 음압 변동을 보이는 반면 원음장항은 180도에서 270도 사이에서 큰 변동을 보인다. 터빈의 경우, 그 날개-깃 1회전의 시간이 길다. 그러므로 Figure 2(a)와 같이 급속히 음압이 변화는 영역이 생기면 해당 구간에서 실제 그 변화를 인지 할 수 있을 것으로 판단하며 이는 최

큰 터빈 소음에 관련한 시간영역에서의 진폭변조 (amplitude modulation) 에 따른 스위칭 소음과 연관한다.

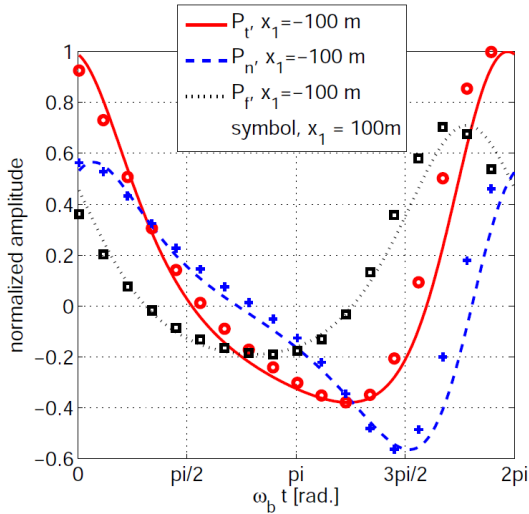


Figure 3 Total acoustic pressure, p_t , and acoustic pressure due to near-field terms, p_n , and acoustic pressure due to far-field terms, p_f , obtained from exact solution at $x_1=-100\text{m}$ and 100m for compact source, $r_b \ll \lambda = a_0 2\pi / \omega_b$ and $\phi_b = \phi_{b1}=0$

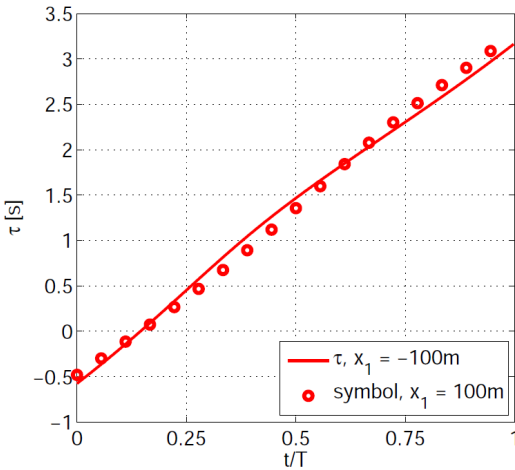


Figure 4 Distribution of retarded time according to uniformly discretized time at observer at $x_1=-100\text{m}$ and 100m for compact source, $r_b \ll \lambda = a_0 2\pi / \omega_b$ and $\phi_b = \phi_{b1}=0$

Figure 2 (b)에서 단일 주파수의 음원이 큰 범위를 회전함에 따라 보다 넓은 범위 기여도를 가지는 것을 확인 할 수 있다. 이는 단일 주파수의 소음원이 도플러 효과에 의해 소음원 주파수 근방으로 음향 에너지가 분산 되었기 때문이다. 즉, Figure 2의 결과

를 이용하여 소음의 주파수변조(frequency modulation) 현상의 원인을 부분적으로 이해할 수 있다.

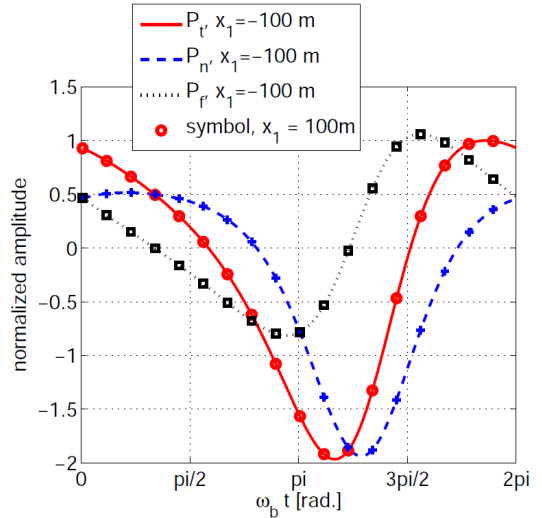


Figure 5 Total acoustic pressure, p_t , and acoustic pressures due to near-field term, p_n , and acoustic pressure due to far-field terms, p_f , obtained from exact solution at $x_1=-100\text{m}$ and 100m for compact source, $r_b \ll \lambda = a_0 2\pi / \omega_b$

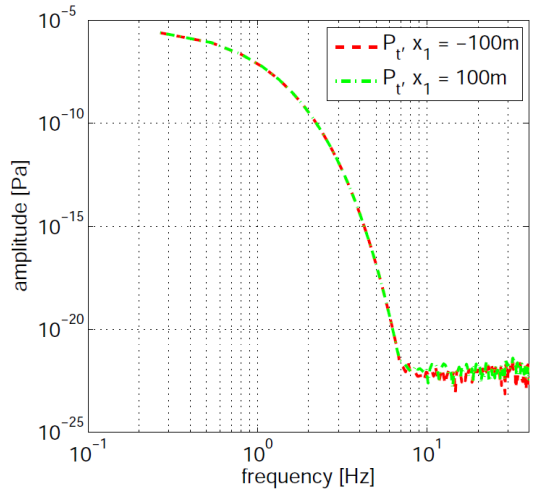


Figure 6 Spectrum of total acoustic pressure, p_t , for exact solution at $x_1=-100\text{m}$ and 100m for compact source, $r_b \ll \lambda = a_0 2\pi / \omega_b$

Figure 3은 식 (11)과 (12)의 위상 변수를 강제로 '0'으로 두고 예측한 음압 결과이며, 각 음압은 전체 음압의 최대값으로 정규화 하였다. 이 때, x_1 은 -100 m 와 100 m 인 경우 이다. 또한 Figure 4는 두 수음점의 지연시간 분포를 보여준다. Figure 3과 4는

위상변수의 영향을 무시 할 경우 유사한 지연시간 분포를 가지는 수음점에서는 x_1 의 위치에 상관없이 음압의 파형이 유사함을 나타낸다.

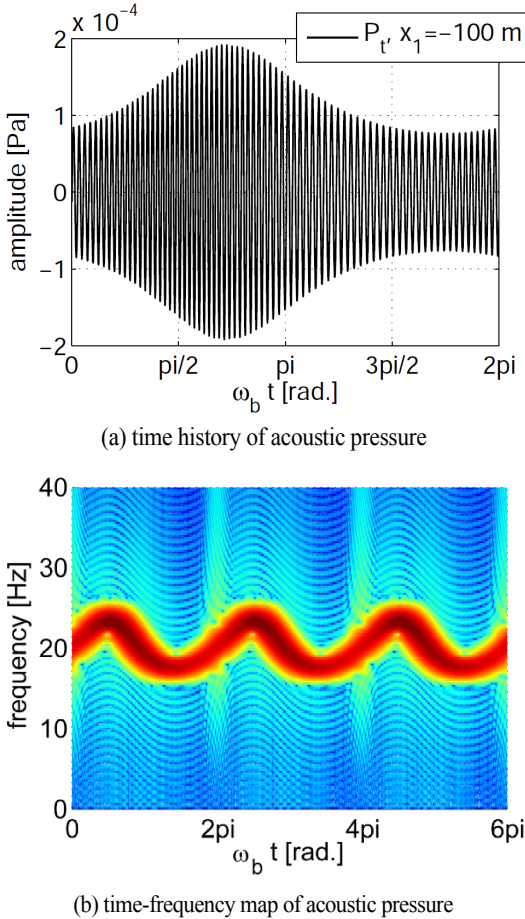


Figure 7 Total acoustic pressure, p_t , for exact solution at $x_1 = -100$ m for acoustic source of a frequency, $\omega_s = 2\pi \times 20$ Hz, during 3 rotational cycles

Figure 5는 위상변수를 고려 하였을 때, 두 x_1 위치에 대한 파형을 나타낸다. 위상변수를 고려 할 때 지연시간 분포가 유사한 경우에도 파형의 상이함을 나타낸다. 이는 여러 수음점 간 지연시간 분포가 유사하다면, 식 (5) 내 r 과 R 또한 거의 같아서 그 영향이 적을 것이며, 두 수음점간 음압 차이는 단지 위상변수의 함수로 표현 가능하기 때문이다. 큰 반경으로 회전하는 저주파수 소음원, 즉 터빈 저주파수 소음원의 경우 같은 거리 일지라도 x_1 의 위치에 따라 시간영역에서의 방사음 특성이 상이 하게 된

다.

Figure 6에서 fig. 5의 결과의 주파수 스펙트럼을 나타내고 있는데, 흥미로운 사실은 x_1 의 위치가 비록 시간영역에서의 특성변화를 나타내지만, 그 방사소음 스펙트럼은 거의 유사함을 보인다. 이는 기존의 등가소음도로 터빈과 같이 큰 원형운동을 하는 소음원에 의한 소음평가 및 예측을 할 경우, 시간영역에서의 방사음 특성변화를 확인할 수 없어 스위칭 특성을 포함하기 어렵다는 점이다. 아직, 터빈 소음 분석은 등가소음도에 주로 근거 하고 있다. Figure 5와 6으로부터 알 수 있듯이, 단지 등가소음도를 통한 소음 분석은 시간영역에서의 두 소음 차이를 명시하지 못하는바 추가적인 방사소음 평가기법의 개발이 필요할 것으로 판단한다.

Figure 7은 음원의 주파수가 20 Hz인 경우, $x_1 = -100$ m에서의 음압신호와 시간-주파수 음압 크기이다. 음압변동이 시간영역 예측결과에서 확연히 확인되며, 날개-깃이 지면으로 향하는 회전 각도($\pi/2 < \omega_b t < \pi$)에서 큰 진폭을 가진다. 시간-주파수 음압 분포는 진폭변조와 더불어 주파수변조를 동시에 나타낸다. 또한 주파수변조 영역이 시간에 따라 섭동하는 것을 확인 할 수 있다. 비록 주어진 음원이 콤팩트 소음원이 아니기 때문에 직접적으로 터빈 소음원의 특성 분석 시 소음원 간 위상분포 모델링 등의 추가 작업이 요구되지만, 위 분석은 터빈과 같이 큰 반경으로 느리게 회전하는 소음원의 진폭과 주파수 변조 현상들 관찰에 관련한 연구의 기초 결과를 제공한다.

3. 결 론

주요 환경 소음에 속하는 풍력터빈의 소음 분석을 위한 그 거동환경의 엄밀한 정의는 쉽지 않다. 이는 정확한 소음원의 모델링을 통한 복합공력음향학의 적용에 큰 걸림돌이다. 본 논문은 단순 이중극 소음원을 큰 궤적을 따라 느리게 회전하는 터빈 날개-깃과 유사하게 모델링 하였다. 이를 바탕으로, Lowson의 음향상사식에 근거한 간단한 해를 구하였다. 이러한 접근법은 저주파수 소음 방사특성 파악에 있어 매우 효율적인 방안을 제시하였다. 위상 변수가 시간영역에서의 파형을 결정하는 주요한 요소임을 확인하였으며 간략한 특성을 나타내었다. 특히 BPF에서 변조되어 나타나는 스위칭 소음에 대한 원인과 현재 주파수 분석방법에 한계를 확인할 수 있었다. 끝으로, 20 Hz의 저주파수 소음원에 대응하는 음압을 예측하였고, 이를 통해 진폭/주파수 변조현상

을 확인하였다.

향 후, 식 (1)에서 음원 크기, $A(r_b, t)$,와 음원의 고유 위상, ϕ_s ,을 적절히 모델링할 수 있다면, 가청주파수 영역에서의 터빈 소음 방사특성을 분석으로 본 연구를 확대 할 수 있을 것으로 기대한다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부의 산업융합원천기술 개발사업(10045337)에 의하여 지원되었으며, 또한 2013년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임 (No. NRF-2013R1A1A2012672).

참 고 문 헌

- (1) G.-S. Lee, S.-H. Shin, C. Cheong and S.-S. Jung, "Localization of Acoustic Sources on Wind Turbine by Using Beam-forming Techniques," *Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, vol. 19, no. 8, pp. 809-815, 2009.
- (2) M. V. Lowson, "The sound field for singularities in motion," *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, vol. 286, no. 1407, pp. 559-572, 1965.
- (3) IEC 61400-11:2002 Wind Turbines – Part 11: Acoustic noise measurement techniques, International Electrotechnical Commission, Geneva, Switzerland,.