

날개 명음소음에 관한 이론 및 실험 연구

Theoretical and Experimental Study on Airfoil Singing

안 병 권†·이 종 현*·이 욱*·최 종 수*

Byoung-Kwon Ahn, Jong-Hyun Lee, Wook Rhee and Jong-Soo Choi

(2009년 4월 27일 접수 ; 2009년 11월 2일 심사완료)

Key Words : Singing(명음), Vortex(와류), Lock-in Phenomenon(구속현상), Self-sustained Oscillation(자려진동)

ABSTRACT

Periodic vortex separations generate periodic vertical forces acting on a trailing edge of an airfoil. When a natural frequency of the trailing edge of the airfoil is close to a vortex shedding frequency, an amplitude of the edge oscillation becomes maximal; it makes intensive noise called singing. Motion of the trailing edge may also feedback to the vortex shedding so that self-sustained oscillation appears, and a resonant frequency is locked in some interval of the speed of the incident flow. In this study, a theoretical model is proposed and applied for modeling an airfoil singing. Results are compared with experimental measurements which are carried out in an anechoic wind tunnel.

1. 서 론

공학에서 물체의 고유주파수와 가진주파수가 일치하는 경우 진폭이 증폭되는 공진은 너무나 잘 알려진 현상이며, 현재 모든 공학적인 기본설계 과정에서 이러한 공진을 회피하도록 설계하고 있다. 탄성물체의 경우 외부로부터 기진력이 작용하지 않더라도 일반적인 강제진동 운동방정식의 관성력, 감쇠력, 탄성력 중 시간의 함수가 포함되거나 감쇠력이 음의 함수 즉, 외부에너지를 흡수하는 상태를 자려진동(self-sustained oscillation)이라하며 그 대표적인 예로 전선이나 해저 송유관 등에서 발생하는 갈러핑(galloping) 현상이나 날개짓의 불규칙 진동을 들 수 있다. 특히 자려진동의 일환으로 유동 중에 있는 물체의 고유진동과 물체로부터 박리되는 와류가 공진하여 강한 소음을 발생시키는 현상을 명음(singing)현

상이라 한다. 이는 자려진동의 영향으로 넓은 유입속도 영역에서 일정한 주파수 특성을 가지는 구속(lock-in)현상이 발생하는 특성이 있다⁽¹⁾. 이러한 관점에서 박리와와류와 이에 따른 유체-구조의 연성문제는 그동안 다각적으로 연구되어왔다⁽²⁾. 최근에 수중익선박이나 프로펠러 추진 선박의 경우 특정 운용속도 영역에서 이러한 명음이 발생하여 심각한 소음수준을 유발시키는 사례가 자주 보고되고 있으며 이를 제어하기 위한 연구가 수행 되고 있다. 그러나 명음현상의 발생 조건이 명확히 밝혀지지 않아 설계단계에서 이를 방지할 수 있는 대책이 반영되지 못하고 있는 실정이다. 특히 프로펠러 추진 선박의 경우 프로펠러의 각 날개를 기계적으로 동일하게 가공하였더라도 특정 날개의 특정 부위에서 명음이 발생하는 경우도 있다. 하지만 실선시험 중에 프로펠러에서 명음이 발생하는 경우 그 발생 위치를 정확하게 찾아내는 것이 어렵기 때문에 프로펠러의 날개 뒷날 부분을 경험적으로 연삭하거나 재가공하여 박리와와류의 특성을 제어함으로써 문제를 해결하고 있다⁽³⁻⁵⁾. 하지만 명음의 특성상 특정 운용속도 영역에서 발생을

† 교신저자; 정희원, 충남대학교 항공우주선박해양공학부
E-mail : bkahn@cnu.ac.kr

Tel : (042)821-6625, Fax : (042)823-5437

* 정희원, 충남대학교 항공우주선박해양공학부

역제하였다더라도 또 다른 속도영역에서 다시 발생할 수 있다는 데 문제의 심각성이 있다⁽⁶⁾.

이 연구에서는 명음현상의 발생 메커니즘을 이해 하기 위한 이론 정립을 목적으로 유동 중에 있는 날개에서 발생하는 명음현상을 물리적, 수학적 모 델링하고 해석하였다. 특히 날개에서 발생하는 자 려 진동 특성을 자세히 살펴보고, 이를 바탕으로 뒷날의 기하학적 형상변화에 따른 명음발생 특성에 대한 유 용한 정보를 얻고자 하였다. 또한 명음발생 메커니즘 의 이론 모델링과 해석방법의 검증을 위해 무향풍동 실험을 통해 유동 중에 있는 날개로부터 발생하는 소음을 측정하고 그 결과를 비교·분석하였다.

2. 모델링

2.1 고유진동

유동 중에 있는 날개의 끝날로부터 일정 주파수 로 박리되는 와류는 기진력을 발생시키며 날개 끝 일정 부분의 고유진동수와 일치하는 공진점 부근에 서 명음현상이 발생하는 것으로 알려져 있다. 명음 의 발생 메커니즘을 해석하기 위해 먼저 진동하는 날개 끝의 고유진동수와 박리와류의 고유진동수를 알아야하며 이를 위해 유동중의 날개 끝을 Fig. 1과 같이 특성 길이(l), 두께($2b$) 및 끝날의 각(α)을 가 지는 탄성보로 모델링하였다.

모델링된 날개 뒷날에 대한 탄성방정식은 아래 식 (1)로 표현되며, 경계조건은 식 (2)와 같다.

$$\frac{\partial^2}{\partial x^2} \left(EI_x \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} \right) + \left(\rho_s \alpha x + \frac{\Delta m}{l} \right) \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} = 0 \quad (1)$$

$$\begin{cases} y(l) = 0, & \frac{dy(l)}{dx} = 0 \\ \frac{d^2 y(0)}{dx^2} = 0, & \frac{d^3 y(0)}{dx^3} = 0 \end{cases} \quad (2)$$

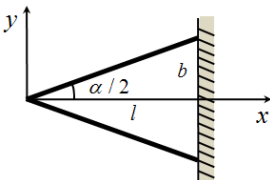


Fig. 1 Modeling of the trailing edge and coordinate system

여기서 E 는 탄성계수, I_x 는 2차 면적모멘트, ρ_s 는 날개 재료의 밀도를 나타내며, Δm 은 유체의 부가 질량을 의미한다. Ritz법⁽⁷⁾을 사용하여 고유진동수 를 구할 수 있다. 이때 최대 포텐셜에너지와 최대 운동에너지는 다음 식 (3), (4)와 같으며, 이로부터 식 (5)와 같이 고유진동수(ω)를 구할 수 있다.

$$U_{\max} = \frac{1}{2} \int_0^l EI_x \left(\frac{d^2 X}{dx^2} \right)^2 dx \quad (3)$$

$$K_{\max} = \frac{\omega^2}{2} \int_0^l \left(\rho_s \alpha x + \frac{\Delta m}{l} \right) X^2 dx \quad (4)$$

$$\omega^2 = \frac{E \int_0^l I_x \left(\frac{d^2 X}{dx^2} \right)^2 dx}{\int_0^l \left(\rho_s \alpha x + \frac{\Delta m}{l} \right) X^2 dx} \quad (5)$$

여기서, I_x 와 α 그리고 Δm 은 기하학적 특성에 따 라 아래와 같이 정의 된다.

$$\begin{cases} I_x = \frac{1}{12} \left(\frac{2bx}{l} \right)^2 \\ \alpha = \frac{2b}{l} \\ \Delta m = \frac{\pi}{4} \rho_f l^2 \end{cases} \quad (6)$$

여기서 ρ_f 는 유체의 밀도이다.

양 끝단에 대한 경계조건 식 (2)를 만족하는 근사 해를 얻기 위한 치점곡선을 아래 식 (7)과 같이 급 수형태로 표현할 수 있다.

$$X(x) = a_1 \left(1 - \frac{x}{l} \right)^2 + a_2 \frac{x}{l} \left(1 - \frac{x}{l} \right)^2 + a_3 \frac{x^2}{l^2} \left(1 - \frac{x}{l} \right)^2 + \dots \quad (7)$$

3차 근사식을 사용하여 식 (5)를 계산하면 날개 끝날의 고유진동수를 알 수 있으며 그 결과 식 (8) 과 같이 기하학적 특성 길이(l)와 끝날 각도(α)의 함수로 표현된다.

$$f_n = \frac{\omega}{2\pi} = \frac{\alpha}{2\pi l} \sqrt{\frac{5E\alpha}{2\alpha\rho_s + 3\pi\rho_f}} \quad (8)$$

공기 중에서 운동하는 날개의 경우 유체의 부가 질량(ρ_f)이 무시할 만큼 작다고 하면 고유진동수는

아래 식 (9)와 같이 날개의 재료 특성치(E, ρ_s)와 특성 길이(l) 및 각도(α)의 함수로 정리할 수 있다.

$$f_n = \frac{\alpha}{2\pi l} \sqrt{\frac{5E}{2\rho_s}} \quad (9)$$

Fig. 2는 $E=7.3 \times 10^3$, $\rho_s=2800$, $\alpha=15^\circ$ 를 갖는 날개 뒷날의 특성 길이(l)에 따른 고유진동수를 보여준다.

정상상태의 날개 끝에서 발생하는 와류의 박리주파수는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$f_s = S_t \frac{U}{\delta} \quad (10)$$

여기서 S_t 는 Strouhal 수를, U 는 유입 유동속도를 그리고 δ 는 박리와류 사이의 수직거리를 의미한다. 일반적인 날개 주위 유동의 경우 $10^2 < Re < 10^7$ 영역에서 $S_t=0.21\sim 0.25$ 의 값을 가진다고 알려져 있다⁽¹⁾. Fig. 3은 유입속도에 비례하여 증가하는 와류($\delta=8$ mm)의

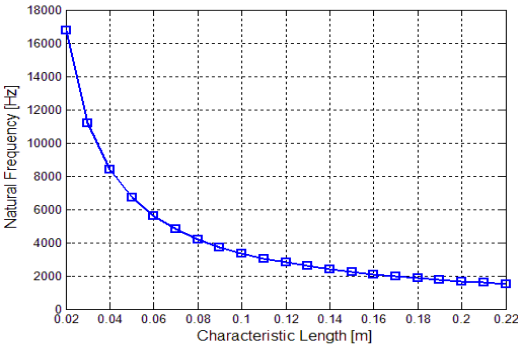


Fig. 2 Predicted natural frequency

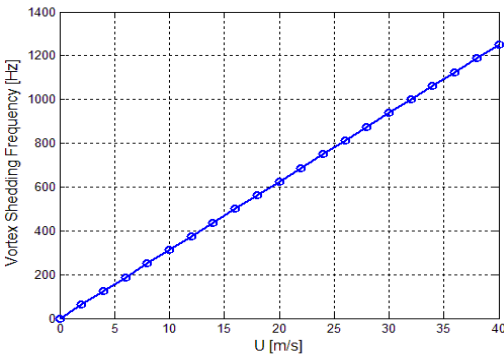


Fig. 3 Vortex shedding frequency

박리주파수 특성을 보여준다.

2.2 자려진동

자려진동의 특성과 공진에 대해 자세히 고찰하기 위해 유체력과 구조운동의 연성모델인 Hartlen-Curie 모델⁽⁸⁾을 사용하였다. 먼저 양력은 비선형 진동방정식인 아래 식 (11)의 형태로 표현되는 데,

$$C_L'' - aw_o C_L' + \frac{b}{w_o} (C_L')^3 + w_o^2 C_L = cy' \quad (11)$$

여기서 $w_o = f_s/f_n$ 으로 정의되는 무차원 진동수이며 a, b, c 는 매개변수이다. 두 번째 항은 자려진동 응답성분에 해당된다. 만일 이 성분이 미소하다면 유체력의 거동은 단순 조화진동을 하지만 그렇지 않은 경우 음의 감쇠력에 의해 진폭은 시간에 비례하여 증가하게 된다. 다음으로 모델링 된 날개 뒷날은 연직방향으로만 진동한다고 가정하면 식 (12)와 같은 진동방정식으로 표현할 수 있다.

$$y'' + \zeta y' + y = dw_o^2 C_L \quad (12)$$

여기서 ζ 는 감쇠계수이며, d 는 매개변수이다. 박리와류의 진동수와 날개의 고유진동수가 근접할 때 날개의 연직운동과 작용 유체력은 식 (13)의 형태로 나타난다.

$$\begin{cases} y = K \sin(w\tau) \\ C_L = M \sin(w\tau - \phi) \end{cases} \quad (13)$$

여기서 $w = f/f_n$, $\tau = 2\pi f_n t$ 로 무차원 시간을 의미하며 식 (13)을 식 (11)과 (12)에 대입하여 아래와 같은 자려진동에 의한 공진주파수를 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} f(w) &= (w_o^2 - w^2)[4\zeta^2 w^2 + (1 - w^2)^2] \\ &\quad - 2cd\zeta w_o^2 w^2 = 0 \end{aligned} \quad (14)$$

모델링된 날개 끝의 고유진동수와 박리와류의 진동특성($w_o = f_s/f_n$)을 안다면 식 (14)를 이용하여 명음이 발생하는 자려진동의 공진주파수를 알 수 있다.

3. 자려진동 특성에 대한 고찰

먼저 식 (11)에서 자려진동의 응답특성을 지배하는

비선형항의 영향을 살펴보기 위해 식 (15)와 (16)과 같이 비강제 자력진동인 경우와 강제 자력진동인 경

우로 구분하여 4차 및 5차 RK(Runge-Kutta) 방법을 사용하여 그 특성을 파악하였다.

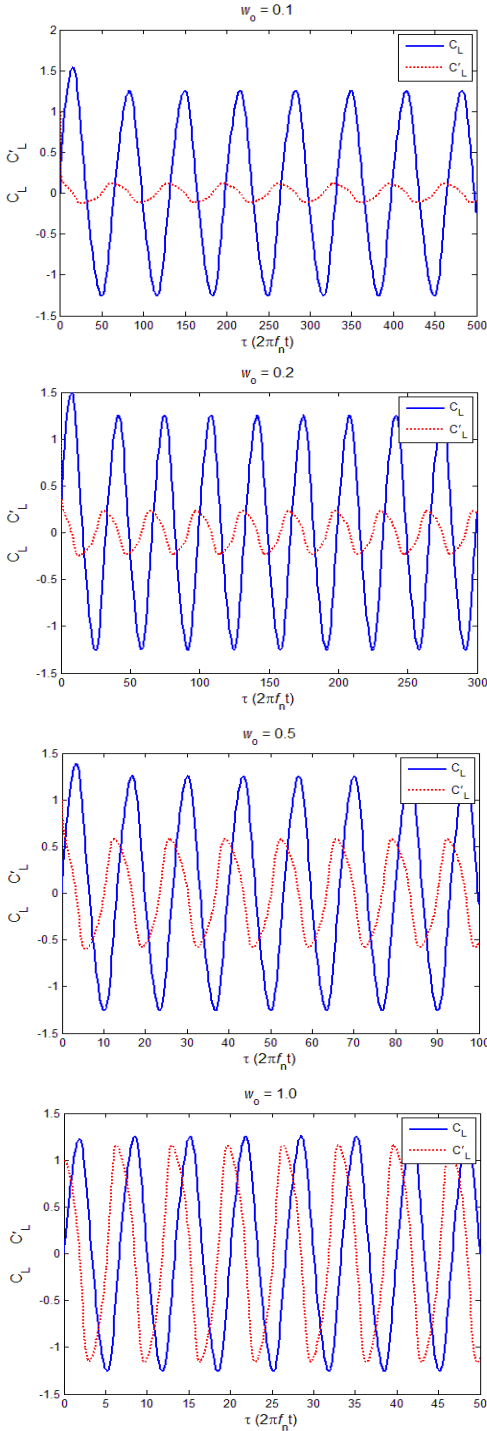


Fig. 4 Unforced self-sustained oscillations

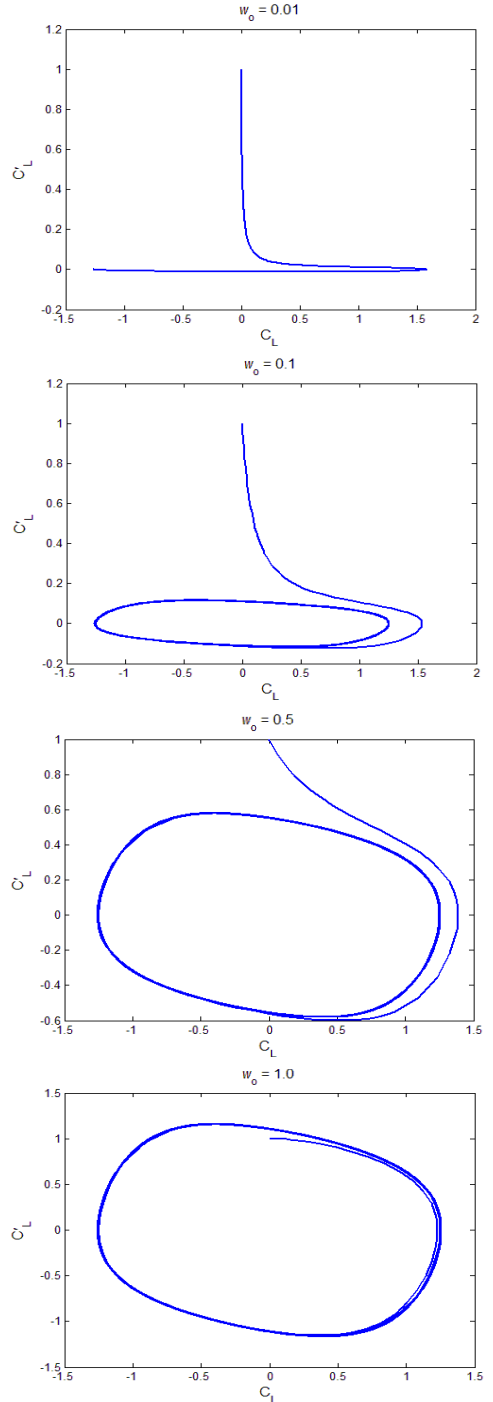


Fig. 5 Directivity of the unforced self-sustained oscillations

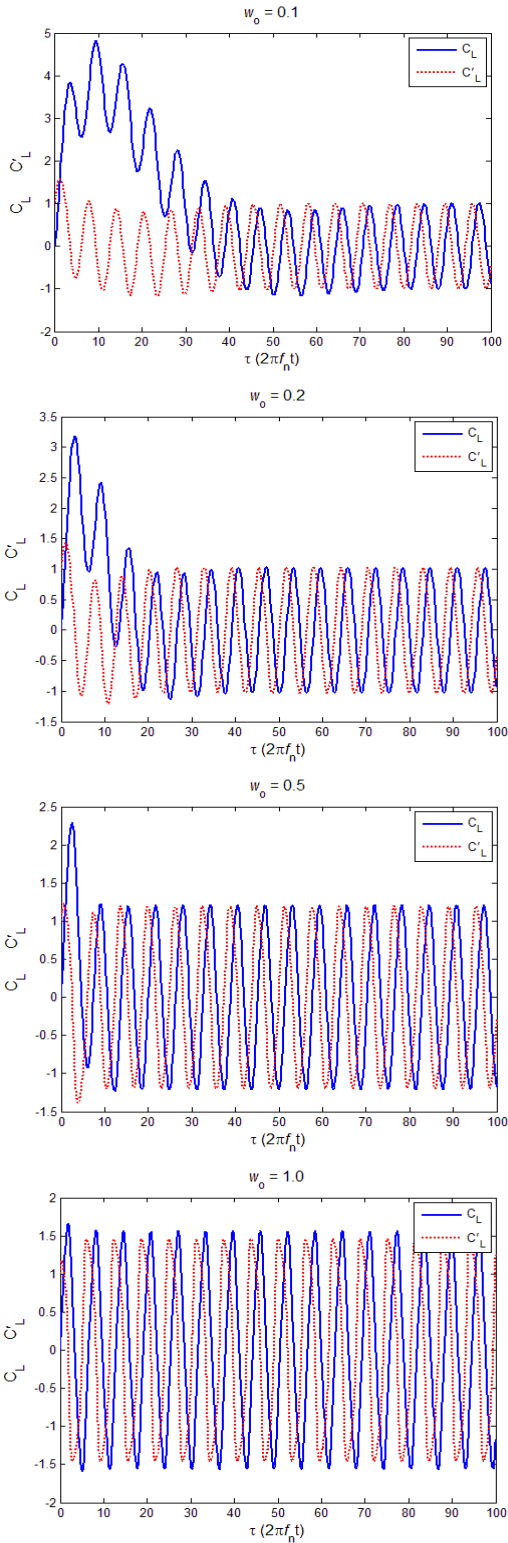


Fig. 6 Forced self-sustained oscillations

$$C_L'' - w_0(1 - w_0^{-2} C_L'^2) C_L' + w_0^2 C_L = 0 \quad (15)$$

$$C_L'' - w_0(1 - w_0^{-2} C_L'^2) C_L' + w_0^2 C_L = F \cos \omega \tau \quad (16)$$

Fig. 4는 무차원 진동수의 변화에 따른 응답특성을 보여주는 결과로 박리와류의 진동수가 증가함에 따라 비선형 응답특성이 커짐을 알 수 있다. Fig. 5는 비선형 항의 방향성을 보여주는 결과로 박리와류의 진동수가 증가함에 따라 강성 시스템이 됨을 알 수 있다. 다음으로 $w = 1.0$, $F = 1.0$ 강제 자려진동의 특성에 대한 결과를 Fig. 6에 나타내었다. 이 경우 와류의 박리진동수와 상관없이 일정시간 이후 날개에 작용하는 유체력의 거동은 자려진동에 의한 비선형 항에 따라 그 응답특성이 지배되는 것을 확인할 수 있다.

4. 풍동 실험

4.1 실험장치 구성 및 소음계측

실험은 Fig. 7과 같이 수축부가 가로세로 400×400 mm인 개방형 무향풍동에서 수행하였다. 대상은 Table 1과 같은 제원을 갖는 NACA0012 날개를 사용

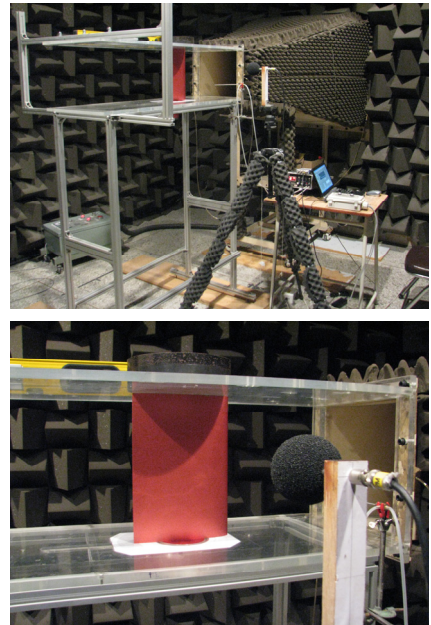


Fig. 7 Experimental set-up

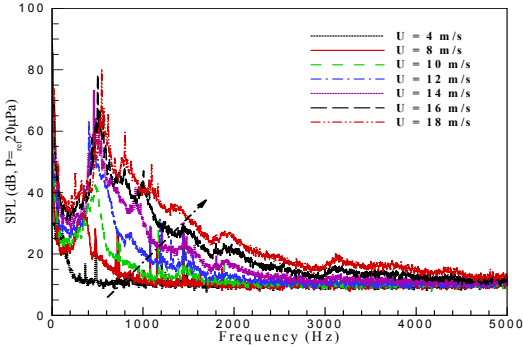
Table 1 Airfoil properties

Structural material	Aluminum alloy
Foil section	NACA 0012
Chord length	200 mm
Trailing edge angle	15°
Modulus of elasticity	73 GPa
Material density	2,800 kg/m ³

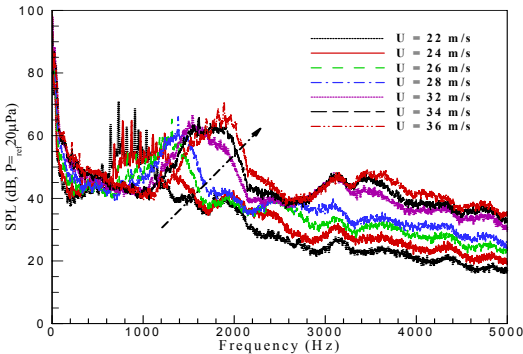
하였다. 유입 유속을 2 m/s에서부터 36 m/s까지 1 m/s 간격으로 증가시키면서 발생하는 소음수준을 유동장 밖의 측면(날개로부터 약 0.5 m)에 위치한 마이크로폰(MG M360)과 PXI-4472 데이터 취득기를 이용하여 계측하였다.

Fig. 8은 각 유입속도가 증가함(화살표 방향)에 따라 발생하는 소음의 주파수 특성과 음압수준(SPL)을 보여준다. 유입속도가 12~16 m/s인 구간에서 동일 주파수대역의 강한 음압이 발생됨을 알 수 있다.

Fig. 9는 유입속도별 주파수 특성을 보여주는 결과로, 특정 유속구간(12~18 m/s)에서 강한 소음이 구속되어 있음을 알 수 있다. 즉 이 속도 영역에서 자러진동의 영향으로 박리되는 와류가 구속되고, 날개 뒷날에 작용하는 양력특성과 피드백되어 명음이 발생하는 것이다. 유입속도가 증가되면 강한 음압이 감쇠되면서 넓은 주파수 대역에 걸쳐 소음이 발생하는 특성을 보여주며, 30 m/s 부근의 속도영역에서도 명음이 발생될 가능성이 있음을 알 수 있다.



(a) U = 4 m/s ~ 18 m/s



(b) U = 22 m/s ~ 36 m/s

Fig. 8 Sound pressure level for each flow velocity

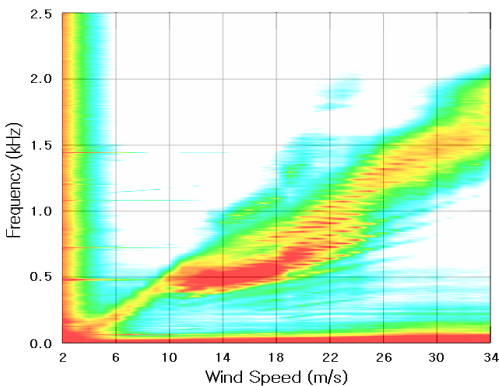


Fig. 9 Sound pressure level

4.2 결과 분석 및 비교

Fig. 10은 실험결과를 이론 모델링을 통해 얻은 결과와 비교하였다. 이때 $\alpha=9^\circ$ 와 $l=0.01$ m로 모델링 하였으며, 그림의 가로축은 유입속도($w_o = f_s/f_n$)이며 세로축은 자러진동에 의한 공진주파수($w = f/f_n$)이다. 앞 절에서 설명한 것처럼 실험계측 값이 특정 유입속도 영역(12~18 m/s, $w_o=0.1\sim0.14$)에서 특정 공진주파수($w \approx 0.14$)에 구속되어 있는 현상을 확인할 수 있으며, 이론 모델링을 통해서 그 특성을 비교적 잘 예측할 수 있음을 보여준다.

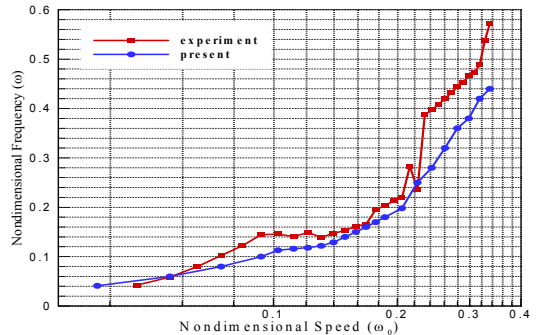


Fig. 10 Comparison of measured and predicted resonant frequencies resulted from self-sustained oscillations

5. 결 론

이 연구는 명음현상의 발생 메커니즘을 이해하기 위한 이론 정립을 목적으로 유동 중에 있는 날개에서 발생하는 명음현상을 물리적, 수학적으로 모델링하고 해석하였다. 이를 통해 날개 끝날의 기하학적 특성에 따른 고유진동수와 와류의 박리진동수를 예측하고 자러진동에 의해 발생하는 명음의 공진주파수를 얻을 수 있는 이론 해석법을 개발하였다.

모델링 및 해석법의 검증과 날개에서 발생하는 명음현상 규명을 위해 무향풍동 실험을 수행하고 소음 수준을 계측하였다. 그 결과 특정 유속영역에서 구속되어 강한 소음을 유발하는 명음현상을 확인하였고, 이론 모델을 통해 그 발생 메커니즘을 설명하였다. 또한 이를 통해 날개의 기하학적 특성에 따른 명음 발생 영역을 예측할 수 있음을 보였다. 즉 날개의 물성치와 기하학적 형상에 따라 명음이 발생하는 특정 주파수를 알 수 있다면 설계 단계에서부터 명음을 회피할 수 있는 방법이 고려될 수 있을 것이다.

후 기

이 논문의 내용은 교육과학기술부 기초과학연구사업(R01-2007-000-20376-0)의 일부로 수행되었으며, 위 기관의 후원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

(1) Blake, W. K., 1984, "Mechanics of Flow

Induced Sound and Vibration," Vol. I and II, Academic Press, Inc.

(2) Rockwell, D., 1998, "Vortex-body Interactions," Annu. Rev. Fluid Mech. Vol. 30, pp. 199~299.

(3) Kim, D. H. and Chung, K. Y., 1994, "A Study on the Propeller Blade Singing Place of an 86,000 Ton Deadweight Crude Oil Tanker," Transaction of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 31, No. 3, pp. 59~64.

(4) Kim, Y. J., Lee, H. Y., Nho, I. S. and Lee, C. S., 2005, "Experimental Method for the Identification of the Propeller Blade Vibration Characteristics," Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 42, No. 2, pp. 136~141.

(5) Park, H., Kim, N. and Choi, S., 2004, "The Identification of Propeller Singing Phenomenon Through Vibration Analysis of Propeller Blade," Proceeding of the Annual Spring Conference, SNAK, pp. 957~962.

(6) Lee, K. H. and Yeon, J. K., 1999, "A Study on Submarine Propeller Singing Noise," Proceedings of the KSNVE Annual Autumn Conference, pp. 748~756.

(7) Weaver, W. JR., 1990, "Vibration Problems in Engineering," John Wiley & Sons, Inc., New York.

(8) Hartlen, R. T. and Gurrie, I. G., 1970, "Lift-oscillator Model of Vortex-induced Vibration," J. Engineering Mechanics Division, Proc. ASME 96, pp. 577~591.