

2차원 날개의 유체-구조 연성해석

안병권^{1,†} · 이숙정¹ · 김지혜¹ · 김기섭²
충남대학교 선박해양공학과¹
한국해양과학기술원 선박해양플랜트연구소²

Fluid-Structure Interaction Analysis of Two-Dimensional Wings

Byoung-Kwon Ahn^{1,†} · Suk-Jeong Lee¹ · Ji-Hye Kim¹ · Ki-Sup Kim²
Dept. of Naval Architecture and Ocean Engineering, Chungnam National University¹
Maritime & Ocean Engineering Research Institute, KIOST²

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

When a natural frequency of the trailing edge of a wing 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, we first evaluate main features of oscillating characteristics of the wing. Second we simulate fluid-structure interaction of the wing with a flap using a commercial code, ANSYS-CFX, and investigate lift characteristics in a frequency domain.

Keywords : Singing(명음), Self-sustained oscillation(자려진동), Fluid-Structure Interaction(FSI), 유체구조연성

1. 서론

탄성물체에 외부로부터 기진력이 작용하지 않더라도 발생하는 진동을 자려진동(self-sustained oscillation)이라고 한다. 그 대표적인 예로 전선이나 해저 송유관 등에서 발생하는 갤러핑(galloping) 현상이나 날개짓의 불규칙 진동을 들 수 있다. 특히 자려진동의 일환으로 유동 중에 있는 물체의 국부적인 진동과 물체로부터 박리되는 와류가 공진할 때 발생하는 강한 소음을 명음(singing)이라 한다.

프로펠러를 추진장치로 사용하는 선박의 경우 특정 속도영역에서 발생하는 명음(singing)현상은 현재까지 정확한 발생 메커니즘의 규명은 물론 발생 위치를 정확하게 찾아내지 못하고 있다. 명음이 심각한 소음수준을 유발하는 사례들이 보고되어 있으나(Kim & Chung, 1994; Hwang, et al., 2011) 그 발생 위치를 정확하게 찾아내는 것이 어려우므로 프로펠러의 날개 뒷날 부분을 경험적으로 연삭하거나 재가공하여 박리 와류의 특성을 제어함으로써 문제를 해결하고 있다. 하지만 이와 같은 방법으로 문제를 해결하였다 하더라도 또 다른 속도영역에서 다시 발생할 가능성이 있다. 특히 프로펠러를 이용하여 추진하는 상선 대부분은 일정 속도영역에서 운항하게 되는데, 명음현상이 일어나는 속도구간에 운항속도가 위치하게 되면 매우 치명적이므로 설계단계에서부터 이를 회피할 수 있도록 고려되어야 한다. 따라서 명음의 발생 메커니즘을 분명하게 밝혀내는 것이 우선되어야 하겠다.

현재까지 알려진 바로는 명음현상은 유동 중에 있는 물체의 고유진동과 물체로부터 박리되는 와류가 공진하여 강한 소음을 발생시키는 것으로, 자려진동의 영향으로 넓은 유입속도 영역에서 일정한 주파수 특성이 있는 구속(lock-in)현상이 발생하는 특성이 있다. 이러한 관점에서 박리 와류와 날개의 고유진동수를 찾는 방법에 대해 다각적으로 연구했으며 이에 따른 유체-구조의 연성 문제에 관한 연구가 시도되고 있다(Lee & Rhee, 2011). Lee and Kim (2007)은 진동하는 2차원 날개 단면 주위에 대한 유동장을 계산함 있어 상용프로그램을 이용하여 유동의 박리와 양력 특성 등을 보임으로써 유탄성 추진기 설계의 기초가 되는 연구가 진행하였으나, 이는 날개 단면 주위의 유동장에 대한 유체역학적인 수치계산만이 수행되어 연성에 의한 효과까지는 반영하지 못하였다. 본 연구에서는 명음현상의 발생 메커니즘을 이해하기 위한 목적으로 2차원 날개의 국부 고유진동수를 추정할 수 있는 수학적 모델을 개발하고, ANSYS-CFX를 이용한 유체-구조연성 해석을 수행하여 그 결과를 비교, 분석하였다. 또한, 수학적 모델링 결과를 바탕으로 구속현상이 일어나는 속도영역을 확인하고 날개 뒷날의 모델링에 따른 유체-구조 연성 효과를 반영한 거동특성에 대한 수치 해석적 접근 방법의 타당성을 검토하였다.

2. 2차원 날개의 진동 특성

2.1 국부 고유 진동수 추정

명음현상의 메커니즘을 밝혀내기 위해서는 날개 끝단의 국부적

인 고유진동수와 날개의 끝날로부터 박리되어 나가는 와류의 기진력에 의한 진동의 관계를 밝혀내는 것이 우선되어야 한다. 이를 위해 Fig. 1과 같이 유동 중의 날개 끝을 특성길이(l), 두께($2b$) 및 끝날 각도(α)를 가지는 뾰기형태의 탄성보로 모델링하였다. 모델링된 날개 뒷날에 대한 탄성방정식과 경계조건은 식(1)과 같다.

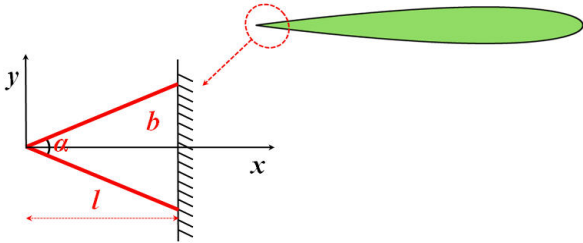


Fig. 1 Configuration of a training edge model

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

$$\begin{cases} y(l) = 0, & \frac{dy(l)}{dx} = 0 \\ \frac{d^2 y(0)}{dx^2} = 0, & \frac{d^3 y(0)}{dx^3} = 0 \end{cases} \quad (1)$$

여기서 E 는 탄성계수, I_x 는 2차 면적모멘트, ρ_s 는 날개 재료의 밀도를 나타내며, Δm 은 유체의 부가질량을 의미한다. 이때 최대 포텐셜에너지와 최대 운동에너지는 다음 식 (2), (3)과 같으며, 이를 이용하여 식 (4)와 같이 고유진동수(ω)를 구할 수 있다.

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

$$K_{\max} = \frac{\omega^2}{2} \int_0^l \left(\rho_s \alpha x + \frac{\Delta m}{l} \right) X^2 dx \quad (3)$$

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

여기서 I_x 와 α , 그리고 Δm 은 물체의 기하학적 특성에 따라 아래와 같이 정의할 수 있다.

$$\begin{cases} I_x = \frac{1}{12} \left(\frac{2bx}{l} \right)^2 \\ \alpha = \frac{2b}{l} \\ \Delta m = \frac{\pi}{4} \rho_f l^2 \end{cases} \quad (5)$$

여기서 ρ_f 는 유체의 밀도이다. 양 끝단에 대한 경계조건을 만족하는 근사해를 얻기 위한 처짐 곡선은 다음 식 (6)과 같이 급수형태로 표현할 수 있다.

$$X(x) = a_1 \left(1 - \frac{x}{l} \right)^2 + a_2 \frac{x}{l} \left(1 - \frac{x}{l} \right)^2 + a_3 \frac{x^2}{l^2} \left(1 - \frac{x}{l} \right)^2 + \dots \quad (6)$$

3차 근사식을 사용하여 식 (4)를 계산하면 모델링된 날개 끝날의 고유진동수를 알 수 있으며, 그 결과 식 (7)과 같이 기하학적 특성 길이(l)와 끝날의 각도(α)의 함수로 표현된다.

$$f_n = \frac{\omega}{2\pi} = \frac{\alpha}{2\pi l} \sqrt{\frac{5E\alpha}{2\alpha\rho_s + 3\pi\rho_f}} \quad (7)$$

공기 중에서 운동하는 날개의 유체의 부가질량(ρ_f)이 무시할 만큼 작다고 하면 고유진동수는 식 (8)과 같이 날개의 재료의 물성치(E, ρ_s)와 특성길이(l) 및 끝날 각도(α)의 함수로 정리된다.

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

Fig. 2는 $E = 7.3 \times 10^3$, $\alpha = 15^\circ$, $\rho_s = 2,800$ 을 갖는 날개 뒷날의 특성 길이(l)에 따른 고유진동수를 보여준다.

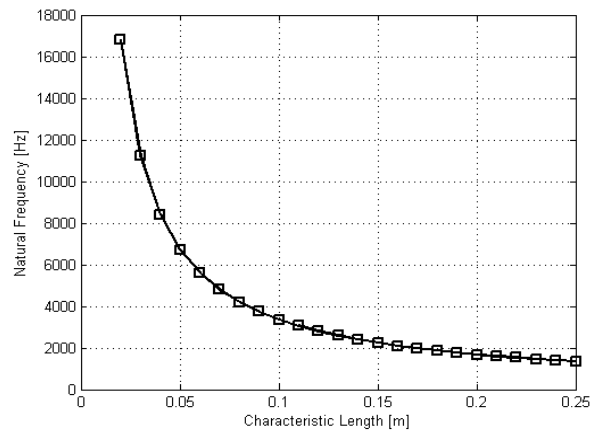


Fig. 2 Predicted natural frequency

2.2 와류의 박리 진동수 추정

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

$$f_s = S_t \frac{U}{\delta} \quad (9)$$

여기서 S_t 는 Strouhal 수, U 는 유입 유동 속도, 그리고 δ 는 박리

와류 사이의 거리를 의미한다. 일반적인 날개 주위 유동은 $10^2 < Re < 10^7$ 영역에서 $St = 0.21 \sim 0.25$ 의 값을 가진다고 알려졌다 (Blake, 1986). Fig. 3은 Strouhal 수에 따라 유입속도에 비례하여 증가하는 와류($\delta = 8mm$)의 박리주파수 특성을 보여준다.

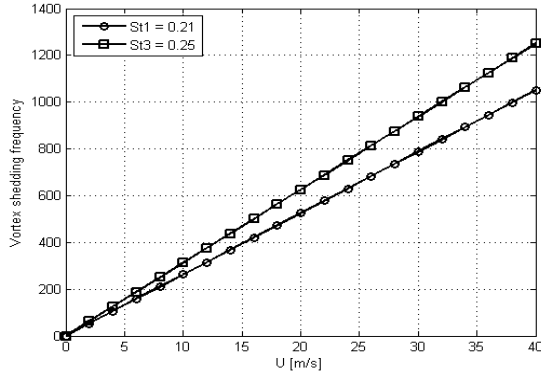


Fig. 3 Vortex shedding frequency

3. 유체-구조 연성해석

3.1 계산 대상 및 조건

유체-구조 연성해석은 상용 프로그램인 ANSYS-CFX를 사용하였으며 해석과정을 Fig. 4에 나타내었다. 먼저 해석 대상 물체의 유동장과 구조 해석을 위한 모델링을 수행하고 격자를 생성한다. 다음으로 CFX를 이용하여 유동장 해석을 수행하여 물체에 작용하는 하중을 계산하고, 이를 외력으로 사용하여 구조해석을 수행한다. 이때 구조해석 결과에 따라 변형된 물체 형상을 다시 모델링하여 유체력을 해석하는 과정을 반복적으로 수행하는 양방향 (two-way FSI) 연성해석을 수행하였다.

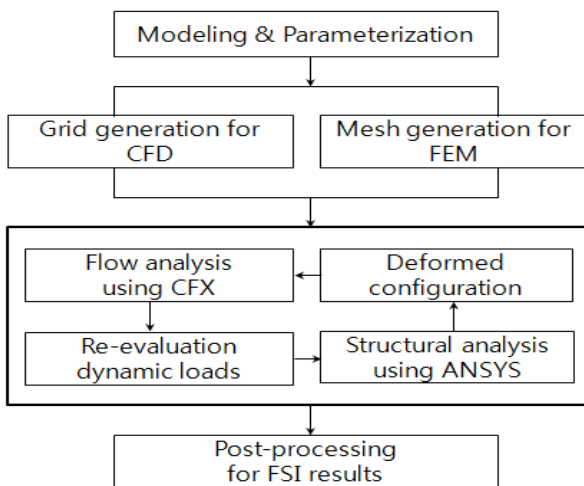


Fig. 4 FSI analysis procedure using ANSYS-CFX

계산은 가장 일반적인 날개 단면인 NACA 0012를 대상으로

하였으며, 사용된 재료상수는 Table 1에 나타내었다. 앞서 설명한 바와 같이, 날개 구조물에서 발생하는 자력진동은 뒷날에 작용하는 유체력이 외력으로 작용하여 뒷날의 국부적인 고유진동수로 구속되는 특성이 있다. 이와 같은 특성을 보다 자세히 알아보기 위해 플랩이 없는 일반적인 날개를 Fig. 5와 같이 코드 길이의 10%와 25%의 플랩을 가지는 날개로 모델링하여 날개에 뒷날의 일부에 작용하는 국부 진동특성을 해석하였다.

유입 유동의 방향과 수직인 y-방향 힘(양력)의 변화량을 측정하기 위해 각각 Fig. 5에 나타난 것과 같은 회전 중심축을 기준으로 한 원통 좌표계를 적용하였다. Fig. 5의 원통 좌표계에서 유입 유동 방향인 x-축 방향과 지면과 수직인 z-좌표에 대해서만 고정하고, y-축 방향으로의 이동에 대해서는 자유롭게 하여 비 강제 자유진동을 하도록 모델링하였다.

Table 1 Structural properties

| | case 1 | case 2 | case 3 |
|-----------------------|------------------------|-----------------------|-----------------------|
| Section | NACA 0012 w/o flap | NACA 0012 w/ 10% flap | NACA 0012 w/ 25% flap |
| Hinge point | 0.25C | 0.90C | 0.75C |
| Structural material | Aluminum alloy | | |
| Foil section | NACA 0012 | | |
| Chord length | 1m | | |
| Modulus of elasticity | 73GPa | | |
| Material density | 2,800kg/m ³ | | |

NACA0012

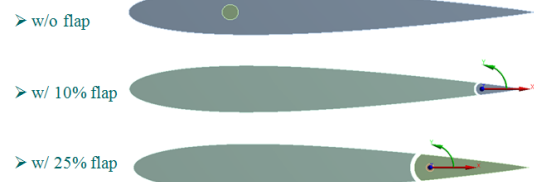


Fig. 5 Numerical models (NACA 0012 w/o and w/ flaps)

Table 2 Calculation conditions

| | |
|--------------------|------------------------------|
| Sampling frequency | 10 ⁴ |
| Grid type | C-type structured grid |
| y+ | 100 |
| Grid number | 135,364 |
| Fluid density | 1.185 kg/m ³ |
| Turbulence model | Shear Stress Transport (SST) |
| P-V coupling | Rhie-Chow 2nd order |
| Relaxation factor | 0.65 |

본 연구에 사용된 유동장의 격자는 상용 격자생성 프로그램인 Gridgen을 사용하였으며, Fig. 6와 같이 다중블록 정렬격자로 생성하였다. 격자 특성과 계산 조건들은 Table 2에 정리하였다.

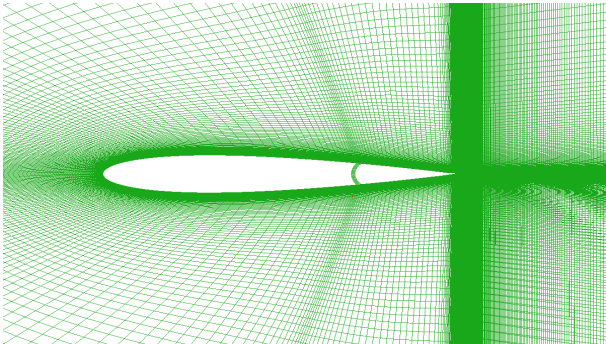


Fig. 6 Generated grids of the numerical model (25% flap)

3.2 계산 결과 및 분석

먼저 상용프로그램인 ANSYS-CFX를 이용하여 유체-구조 연성을 적용한 수치해석의 타당성을 확인하기 위해, 10%와 25%의 플랩을 가진 날개에 대해 연성이 없이 유동장만을 계산한 경우와 연성조건을 적용하고 계산한 경우를 비교하였다. 유동 특성이 충분히 잘 나타날 것을 예상할 수 있는 속도인 $V = 30m/s$ 조건에 대해 계산을 수행하였고, 그 결과를 Fig. 7과 Fig. 8에 나타내었다. 연성 효과를 적용하지 않았을 때 주파수 분석을 통해 얻어진 결과는 뚜렷한 주파수 특성을 보이지 않지만, 연성해석을 하였을 때 특히 25% 플랩을 가진 경우 1100Hz와 2200Hz에서 조화진동의 뚜렷한 주파수 특성을 나타내고 있는 것을 확인할 수 있다. 유동장에 대한 수치해석은 속도 변화에 따른 양력 변화에 초점을 맞추어 2m/s부터 4m/s 간격으로 30m/s까지 유입속도를 변화시키며 수행하였다. 10%와 25% 플랩을 가진 경우에 대해 구조해석이 반영되어 연성해석이 이루어진 플랩의 양력과 유동장에 의한 유체력만을 계산한 날개의 본체의 양력을 구분하여 계산하였다.

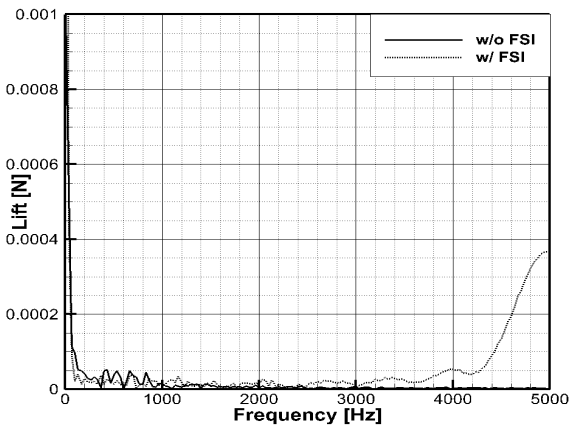


Fig. 7 Comparison of lift forces between w/ FSI and w/o FSI analysis ($V=30m/s$, 10% flap)

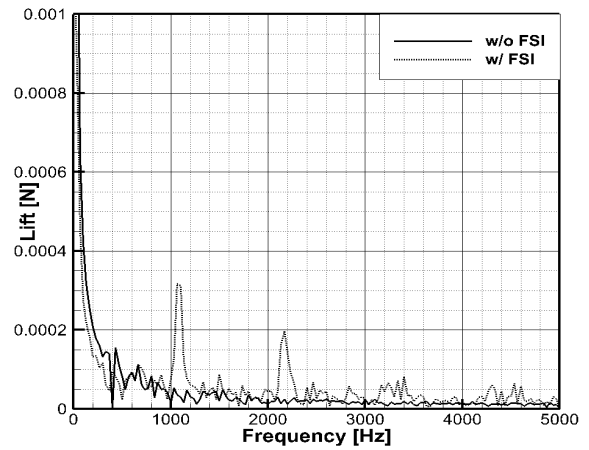


Fig. 8 Comparison of lift forces between w/ FSI and w/o FSI analysis ($V=30m/s$, 25% flap)

Fig. 9는 $V=30m/s$ 일 때 10% 플랩을 갖는 날개 주변의 속도 분포를 보여주며, Fig. 10은 같은 조건에서 플랩 주변의 유선을 보여준다.

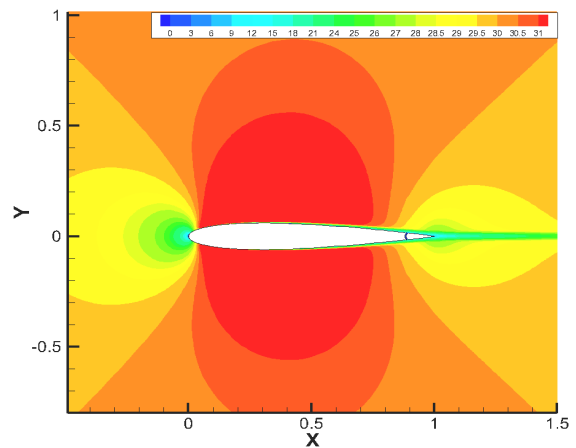


Fig. 9 Velocity distributions ($V=30m/s$)

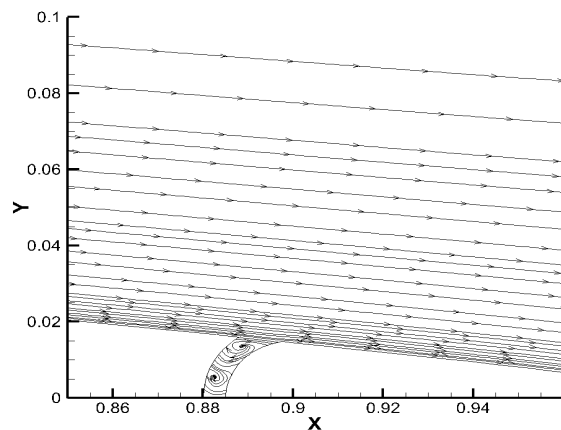


Fig. 10 Streamlines around the flap ($V = 30m/s$)

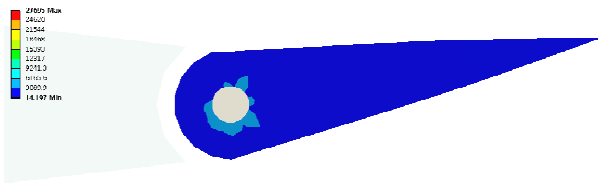


Fig. 11 Displacement and stress distributions on the 10% flap

Fig. 12는 시간 증분을 10^{-4} 초로 하여 10% 플랩을 가진 날개에 작용하는 양력을 계산한 결과이다. Fig. 12에서 보는 바와 같이 유동이 충분히 성장하였다고 판단되는 $\Delta t=200\sim 500$ 구간에 대해 유체-구조 연성이 적용된 플랩에서의 시간에 따른 양력의 변화를 FFT를 통한 주파수 분석을 수행하였다. 10% 플랩을 가진 경우뿐만 아니라 25% 플랩과 플랩이 없는 날개에 대해서도 같은 방법으로 계산을 수행하였다.

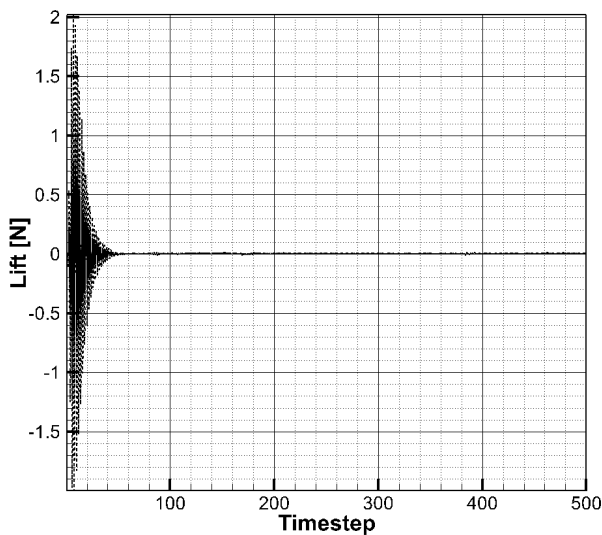
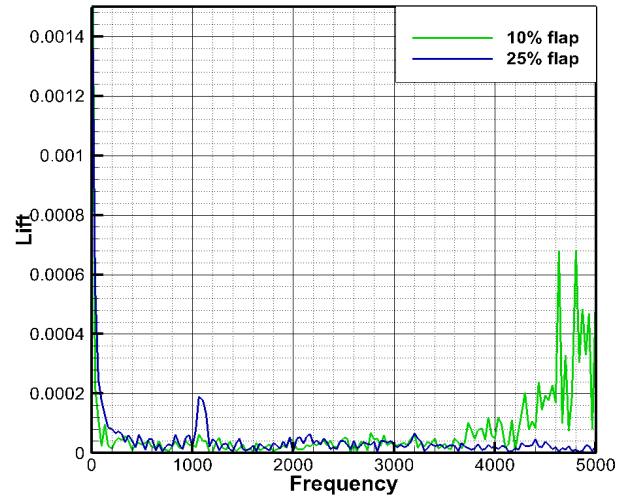


Fig. 12 Lift forces of the time domain (w/ 10% flap, $V=30\text{m/s}$)

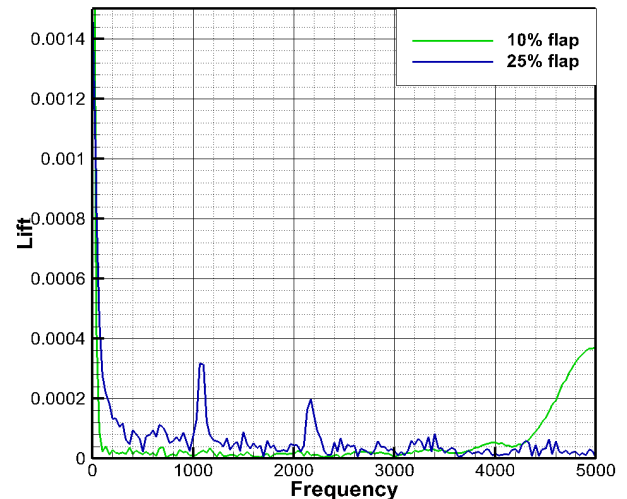
Fig. 13은 10%와 25% 플랩을 갖는 날개의 특성 속도 (22m/s와 30m/s)에서 발생하는 양력특성을 주파수 분석하여 얻는 결과를 비교하여 나타내었다. 10% 플랩의 경우와는 달리 25% 플랩의 경우 22m/s에서 1,100Hz의 1차 주파수 특성을 보이다가 30m/s에서는 그 특성이 강화되어 1,100Hz의 1차 주파수 특성과 함께 2,200Hz의 2차 주파수 특성이 나타나는 것을 확인할 수 있다.

유동속도 변화에 따라 유체-구조 연성효과가 반영된 양력 변화를 FFT 변환(Sampling Frequency=10,000Hz)하여 얻어진 응답 주파수를 비교하여 Fig. 14에 나타내었다. Fig. 14 (a)는 플랩이 없는 날개를 해석한 결과로 유동 속도가 증가하면서 약 800Hz의 주파수 특성이 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이는 앞서 날개의 특성 길이에 따른 뒷날의 국부 고유진동수에 대한 수학적 모델링을 통해 살펴본 바와 같이 날개에 작용하는 유체력이 기진력

으로 작용하여 날개의 고유진동수에 근접한 진동 특성을 유발하는 것으로 볼 수 있다.



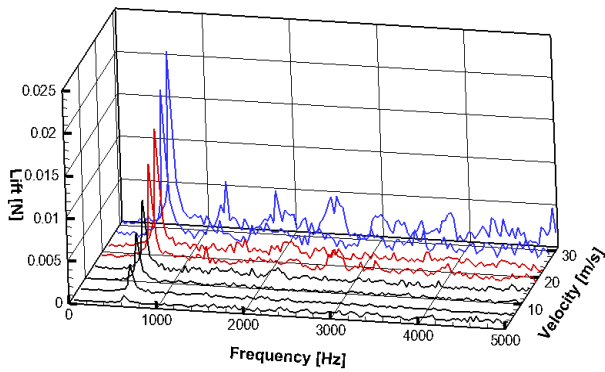
(a) $V=22\text{m/s}$



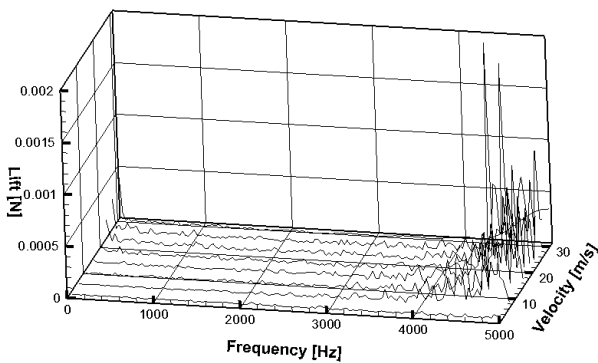
(b) $V=30\text{m/s}$

Fig. 13 Lift forces of the frequency domain

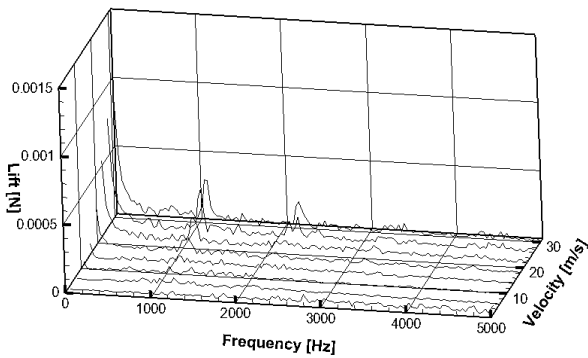
플랩의 길이를 특성 길이(즉, 날개 끝단으로부터의 길이)로 하여 Fig. 20에서와 같이 계산한 국부 고유진동수는 $l=0.10\text{m}$ 와 $l=0.25\text{m}$ 인 경우 각각 3,400Hz와 1,300Hz로 나타났다. 한편 Fig. 14 (b)와 같이 유체-구조 연성해석에 대한 응답 주파수가 $l=0.10\text{m}$ 일 때는 약 4,800Hz에서, $l=0.25\text{m}$ 일 때는 약 1,100Hz에서 나타났다. 특히 25% 플랩을 가진 경우 유동 속도가 증가하여 30m/s인 경우 날개 뒷날의 국부 고유진동수 영역인 1,100Hz와 공조되는 2,200Hz 성분의 주파수 특성이 뚜렷하게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이는 날개 단면에 대한 유체-구조 연성해석 결과와 수학적 모델링으로 얻은 결과가 서로 무관하지 않으며, 2차원 날개의 자러진동 주파수 특성을 연성해석을 통해 예측할 수 있음을 보여준다.



(a) w/o flap



(b) 10% flap



(c) 25% flap

Fig. 14 Lift forces in frequency domains according to different flow speeds

4. 결론

본 연구는 명음현상의 발생 메커니즘을 규명하고 효과적인 제어 방법을 모색하고자 하는 목적으로, 2차원 날개의 수학적 모델링을 통해 날개 구조물의 국부 고유진동수를 예측할 수 있음을 보였다. 또한 ANSYS-CFX를 이용하여 유체-구조 연성해석을 수

행하고 그 결과를 주파수영역으로 변환하여 해석함으로써 2차원 날개의 국부적인 거동 특성을 확인하였다. 더불어 플랩을 통해 날개 뒷날을 국부적으로 비 강제 자유진동을 할 수 있도록 모델링하고 양력특성에 대한 유체-구조 연성해석을 수행하였다. 그 결과 특정 유동 속도에서 유체-구조 연성효과에 의한 자력진동 특성이 확연히 나타남을 확인할 수 있었다.

후기

본 논문은 지식경제부 산업원천기술개발사업의 재원의 일부로 수행된 연구 결과임.

References

Blake, W.K., 1986. *Mechanics of Flow-Induced Sound and Vibration*. Volume I. Academic Press, INC.

Hwang, W.W. et al., 2011. Study on the propeller singing noise in commercial vessels. *Proceedings of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering Conference*, Gangwon, 27-29 April 2011, pp.471-472.

Kim, D.H. & Chung, K.Y., 1994. A Study on the Propeller Blade Singing Place of An 86,000 ton Deadweight Crude Oil Tanker. *Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, 31(3), pp.59-64.

Lee, H.B. & Rhee, S.H., 2011. Fluid-structure interaction analysis of two-dimensional flow around a moving cylinder. *Proceedings of the Korean Society of Computational Fluid Engineering Conference*, JEJU, 26-27 May 2011, pp.68-74.

Lee, P.K. & Kim, H.T., 2007. Computational of Viscous Flows around a Two-dimensional Oscillating Airfoil. *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, 44(1), pp.8-25.



안병권

이숙정

김지혜

김기섭