

집중질량 변화에 따른 수중 고속 운동체의 구조 안정성 해석

오경원* · 서주노** · 조병구** · 류시웅*** · 공창덕****

*해군기술연구소

**해군사관학교

***특허청

****조선대학교 항공우주공학과

Structural Stability Analysis According to the Lumped Mass of High Speed Vehicles in Underwater

Kyung-Won Oh*, Joo-No Sur**, Byung-Gu Cho**, Si-Ung Ryu*** and Gong-Duk Kong****

*Naval Tech. Development Center, Jinhai, Korea

**Naval Academy, Jinhai, Korea

***Korean Intellectual Property Office, Daejeon, Korea

****Dept. Aerospace Engineering, Chosun University, Gwangju, Daejeon, Korea

KEY WORDS: Follower force 중동력, High speed vehicle 고속 운동체, Flutter instability 플러터형 불안정, Divergent instability 다이버전스형 불안정

ABSTRACT: In this paper, the effect of the position and size of a lumped mass on the structural stability of a high speed underwater vehicle is presented. For simplicity, a real vehicle was modeled as a follower force subjected beam that was resting on an elastic foundation, and the lumped mass effect was simplified as an elastic intermediate support. The stability of the simplified model was numerically analyzed based on the Finite element method (FEM). This numerical simulation revealed that flutter type instability or divergence type instability occurs, depending on the position and stiffness of the elastic intermediate support, which implies that the instability of the real model is affected by the position and size of the lumped mass.

1. 서 론

잠수함이나 어뢰 같은 세장비가 큰 수중운동체 최고 속도는 선체표면에 미치는 상당한 마찰항력으로 그 속도가 제한되었다. 수중운동체의 최고속도는 40m/s를 넘지 못했고 실제 운용시스템들은 그 속도에 반 이상도 이용하지 못했다. 저속 운동을 하는 수중운동체 특성은 수중음향과 유체역학적인 장점을 가지고 있으나 현대 어뢰나 잠수함의 수중무기는 고속 추진을 요구하고 있다. 이러한 수요에 의해 1977년 구 소련에서 Shkval이라 명명된 어뢰를 개발하였고 수중 최고속도는 100m/s에 달했다. 이러한 수중운동체는 고속에 따른 슈퍼캐비테이션(Supercavitation)이 발생하였다. 슈퍼캐비테이션은 수중에서 일정한 속도 이상을 내면 수중기 압력에 의한 유체압력 공기방울이 운동체 표면에 생성되는 현상이다. 이러한 공기방울은 소음과 속도 감소를 유발하여 운동체의 속도에 따른 캐비테이션 영역의 변화로 구조체의 불안정성을 야기 시킬 수 있다(Ahn, 2007). 최근 수중운동체 표면 유동연구가 지속되어 1997년 미해군 NUWC(Naval Undersea Warfare Center)에서 수중운동체가 수중 음속에 근접한 1,549m/s의 속도를 얻는데 성공하였다(Scientific American Inc.,

2002). 하지만 속도증가를 위한 추력증가는 기본적으로 추력에 의해 야기되는 접선 중동력(Tangential follower force)을 유발한다. 이러한 하중특성에 의해 구조물은 정적, 혹은 동적으로 불안정해 질수 있다(John et al., 1962). 즉 힘의 크기가 시간에 따라 변화하는 힘을 받는 탄성체의 경우 정적 안정성(Static stability) 뿐만 아니라 동적 안정성(Dynamic stability)도 고려해야 하는 구조 안정성 해석이 중요해졌다.

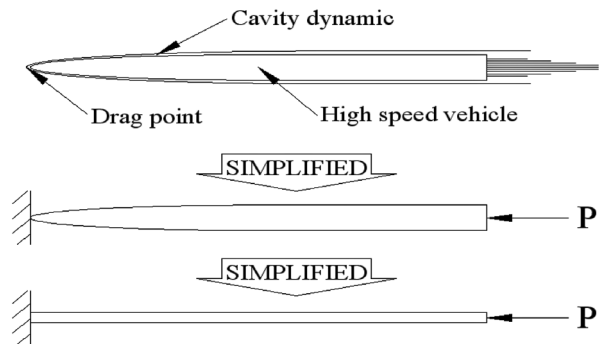


Fig. 1 Real vehicle in cavitation condition & Simplified model

교신저자 오경원: 경남 진해시 현동 사서함 602-3, 055-549-3491, space1597@hanmail.net

본 논문은 2008년 11월 제주도에서 개최된 한국항공우주학회 추계학술대회에 발표된 논문의 일부 내용을 발췌하였음을 밝힙니다.

Fig. 1은 고속 수중운동체를 끝단에 하중이 작용하는 외팔보 형태의 단순모델로 모델링하는 과정을 나타낸 것이다. 고속 운동체는 항력점(Drag point)을 기준으로 속도 증가에 따른 항력 증가와 추력간의 상관관계로 끝단고정의 외팔보 형태로 단순화할 수 있다(Bunji, 1964). 또한 고속수중운동체 전두부분에 캐비테이션 방지를 위한 장치를 부착하여 유체흐름을 유도하고 유동특성에 따른 탄성 파라미터를 구조체에 적용할 수 있다(Ahn, 2007).

관성하중을 고려한 모델을 단순화하면 외팔보로 모사가 되며, 이를 1952년 Beck는 외팔보의 끝단에서 접선방향을 따라 집중종동력이 작용하는 경우 보의 안정성을 처음 연구하였다(Beck, 1952). 이후 집중질량, 분포종동력에 대한 확장연구가 진행되었다. 이중 종동력에 관한 연구 중 하나는 1972년 Smith와 Herrmann에 의해 연구된 종동력을 받는 탄성기초위에 놓인 보의 안정성 문제이다. 탄성기초 파라미터의 크기가 플러터가 발생하는 임계값에는 아무런 영향을 주지 않는다는 사실을 알았으며(Smith, 1972), 이 연구를 계기로 탄성기초상의 보에 관해서 지금까지도 많은 연구가 행해져 오고 있다.

이러한 모델은 탄성기초 파라미터를 확장하는 연구와 집중질량에 따른 구조안정성을 해석하는 연구로 진행할 수 있다. Anderson은 집중질량을 가지고 종동력을 받는 탄성기초상의 보에 있어서 회전관성, 내부감쇠가 계의 안정성에 미치는 영향을 연구하였다(Anderson, 1975). 1992년 Lee와 그의 공동연구자들은 탄성 지지된 Timoshenko's Beam의 안정성에 관하여 연구하였다(Lee et al., 1992). 최근 Maurizi와 Bambill은 탄성기초에 놓여 있는 보의 안정성문제를 재조명하기도 하였다(Maurizi et al., 2002). 그러나 이러한 연구들은 탄성기초위에 놓여 있는 보를 모델로 하여 파라메타(외부감쇠기, 내부감쇠, 끝단 집중질량 등)들이 보의 안정성에 미치는 영향에 국한되어 있었다.

본 연구에서는 수중 고속 운동체의 동적 불안정특성을 분석하기 위해 실제 수중 고속 운동체를 집중 종동력을 받는 탄성기초위에 놓여 있는 외팔보 구조물로 모델링하였다. 또한 구조체의 특정위치의 집중질량변화를 중간 지지 효과로 고려하였다.

이러한 모델을 이용하여 집중 질량 위치에 따른 구조 진동 및 안정성에 관한 해석을 통해 구조물의 안정성을 평가하고자 하였다. 이를 위해 유한요소법을 이용하여 구조물의 고유진동수와 모드를 수치적으로 해석하였다. 단 유체 특성은 탄성지지로 단순 고려하여 구조물에 미치는 영향의 경향만을 파악하였다.

2. 이론해석

2.1 수학적 모델

Fig. 2의 수학적 모델은 종동력을 받는 전체길이 L 의 일정한 단면을 가진 외팔보(Beck's beam)가 탄성기초위에 놓여 있고, 고정단으로부터 임의의 위치에 지지점을 가지고 있다. 여기서 보의 굽힘 강성은 EI , 단위 길이 당 보의 질량은 m , 탄성기초 스프링 상수는 k 이다. 또, E^* 는 내부 재질 감쇠계수이다.

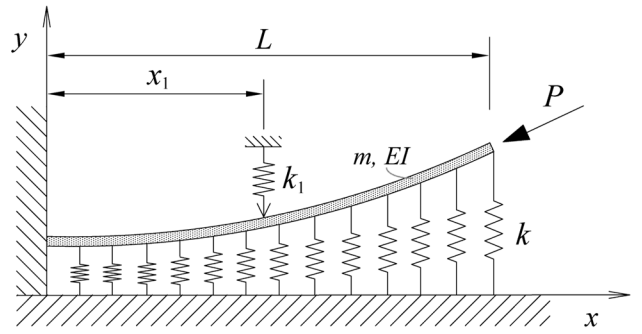


Fig. 2 Beck's Beam on the elastic foundation with an intermediate support

2.2 운동방정식

Fig. 2의 모델에 대한 운동 지배방정식을 얻기 위하여 확장된 해밀턴(Hamilton) 원리를 이용하면 다음과 같다.

$$\delta \int_{t_1}^{t_2} (T + W_c - U) dt + \int_{t_1}^{t_2} (\delta W_{id} + \delta W_{nc}) dt = 0 \quad (1)$$

여기서 T 는 운동에너지, W_c 는 자유단에 작용하는 힘의 보존 성분에 의한 일, U 는 탄성 포텐셜 에너지, δW_{id} 는 내부감쇠에 의한 가상일, 그리고 δW_{nc} 는 비 보존성분에 의한 가상일을 나타낸다.

$$T = \int_0^L \frac{m}{2} \left(\frac{\partial y}{\partial t} \right)^2 dx \quad (2)$$

$$W_c = \int_0^L \frac{P}{2} \left(\frac{\partial y}{\partial x} \right)^2 dx, \quad (3)$$

$$U = \int_0^L \frac{EI}{2} \left(\frac{\partial^2 y}{\partial x^2} \right)^2 dx + \int_0^L \frac{k}{2} y^2 dx, \quad (4)$$

$$\delta W_{id} = - \int_0^L E^* I \left(\frac{\partial^3 y}{\partial x^2 \partial t} \right) \delta \left(\frac{\partial^2 y}{\partial x^2} \right) dx, \quad (5)$$

$$\delta W_{nc} = - p \left(\frac{\partial y}{\partial x} \right)_{x=L} dy \quad (6)$$

계산상의 편리를 위해 다음과 같은 무차원화된 좌표와 파라미터들을 도입한다.

$$\xi = \frac{x}{L}, \quad \eta = \frac{y}{L}, \quad \tau = \frac{t}{L^2} \sqrt{\frac{EI}{m}}, \quad \xi_1 = \frac{x_1}{L}, \quad p = \frac{PL^2}{EI}, \quad (7)$$

$$\kappa = \frac{kL^4}{EI}, \quad \gamma = \frac{E^*}{EL^2} \sqrt{\frac{EI}{m_f + m_p}}$$

여기서 ξ 와 η 는 각각 x 와 y 의 좌표, τ 는 시간, p 는 종동력, γ 는 내부감쇠, κ 는 보 전체 탄성지지 스프링을 나타내는 무차원 파라메타이다. 또한, ξ_1 는 중간 지지점의 위치를 나타내는 무차원 파라메타로 수식에서는 언급되어 있지 않지만 계산 프로그램에서는 지지점의 위치에서의 처짐이 0이라는 것을 고려해서 계산한다. 이제 식 (2)~(6)을 식 (1)에 대입하고, 식 (7)의 무차원 파라미터들과 좌표들을 대입하면 다음과 같이 된다.

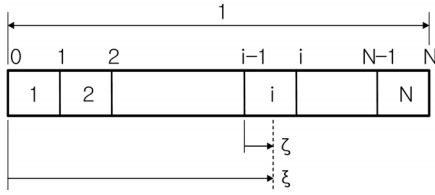


Fig. 3 Finite element model of the beam

$$\int_{\tau_1}^{\tau_2} \int_0^1 [\eta_\tau \delta \eta_\tau + p \eta_\xi \delta \eta_\xi - \kappa \eta \delta \eta - \eta_{\xi\xi} \delta \eta_{\xi\xi} - \gamma \eta_{\xi\xi\tau} \delta \eta_{\xi\xi}] d\xi d\tau - \int_{\tau_1}^{\tau_2} [p \eta_\xi \delta \eta]_{\xi=1} d\tau = 0 \quad (8)$$

식 (8)의 수치 해를 얻기 위해 유한요소법을 적용한다. Fig. 3은 보를 N개의 균일한 요소로 분할한 것을 나타내고 있다. Fig. 3의 국부좌표($\zeta = N\xi - i + 1$; $0 \leq \zeta \leq 1$)를 식 (8)에 대입하면 다음과 같은 이산화된 방정식을 얻게 된다.

$$\int_{\tau_1}^{\tau_2} \left[\sum_{i=1}^N \int_0^1 \{ \eta_\tau^{(i)} \delta \eta_\tau^{(i)} + p N^2 \eta_\xi^{(i)} \delta \eta_\xi^{(i)} - \kappa \eta^{(i)} \delta \eta^{(i)} - N^4 \eta_{\xi\xi}^{(i)} \delta \eta_{\xi\xi}^{(i)} - \gamma N^4 \eta_{\xi\xi\tau}^{(i)} \delta \eta_{\xi\xi}^{(i)} \} d\zeta - \{ p N^2 \eta_\xi^{(N)} \delta \eta^{(N)} \}_{\zeta=1} \right] d\tau = 0 \quad (9)$$

한편, 변위함수 $\eta^{(i)}(\zeta, \tau)$ 를 다음과 같이 도입한다.

$$\eta^{(i)}(\zeta, \tau) = \{e^{(i)}(\zeta)\} \cdot \{v^{(i)}(\tau)\} \quad (10)$$

여기서, $e^{(i)}(\zeta)$ 는 형상 함수이고, $v^{(i)}(\tau)$ 는 벡터함수이다.

테일러급수 전개에 의하여 $\eta^{(i)}(\zeta, \tau)$ 를 다음과 같이 ζ 의 3차항수로 근사하여 고차항을 무시하면 다음과 같다.

$$\eta^{(i)}(\zeta, \tau) = a_0(\tau) + a_1(\tau)\zeta + a_2(\tau)\zeta^2 + a_3(\tau)\zeta^3 \quad (11)$$

보의 i 번째 요소 양단의 변형과 변형 각을 이용하면, i 번째 요소의 절점 변위 벡터를 다음식과 같이 정의 할 수 있다. $v_1(\tau)$ 는 i 번째 요소의 좌단의 처짐, $v_2(\tau)$ 는 i 번째 요소의 우단의 처짐, $v_2(\tau)/N$ 는 i 번째 요소의 좌단의 처짐각, $v_4(\tau)/N$ 는 i 번째 요소의 우단의 처짐각으로 다음의 식과 같이 나타낼 수 있다.

$$v^{(i)}(\tau)^T = [v_1(\tau) \quad v_2(\tau)/N \quad v_3(\tau) \quad v_4(\tau)/N]^{(i)} \quad (12)$$

$$\begin{cases} v_1(\tau) = a_0(\tau) \\ v_2(\tau)/N = a_1(\tau) \\ v_3(\tau) = a_0(\tau) + a_1(\tau) + a_2(\tau) + a_3(\tau) \\ v_4(\tau)/N = a_1(\tau) + 2a_2(\tau) + 3a_3(\tau) \end{cases}$$

여기서, $a^{(i)}(\tau)^T = [a_0(\tau) \quad a_1(\tau) \quad a_2(\tau) \quad a_3(\tau)]$, $b^{(i)}(\zeta)^T = [1 \quad \zeta \quad \zeta^2 \quad \zeta^3]$ 라 두면 식 (12)는 다음과 같이 행렬로 표현할 수 있다. $v^{(i)}(\tau) = Aa^{(i)}(\tau)$ 로부터

$$A = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & 1 & 2 & 3 \end{bmatrix} \quad (13)$$

식 (10)의 변위함수는 다음과 같이 된다.

$$\eta^{(i)}(\zeta, \tau) = b^{(i)}(\zeta)^T a^{(i)}(\tau) = b^{(i)}(\zeta)^T A^{-1} v^{(i)}(\tau) = [(1 - \zeta)^2(1 + 2\zeta) \quad \zeta(1 - \zeta)^2 \quad \zeta^2(3 - 2\zeta) \quad -\zeta^2(1 - \zeta)] v^{(i)}(\tau) \quad (14)$$

식 (9)에 식 (14)를 적용하면 다음과 같은 특성 방정식을 얻을 수 있다.

$$[M]\{v\} + [C]\{v\} + [K]\{v\} = \{0\} \quad (15)$$

여기서, $[M]$ 은 조합 질량행렬, $[C]$ 는 조합 감쇠행렬, $[K]$ 는 조합 강성행렬을 나타낸다.

2.3 고유치 문제

식 (15)에 있어서 변위벡터 $\{v(\tau)\}$ 를 다음과 같이 가정한다.

$$\{v(\tau)\} = \{X\} \exp(\lambda\tau) \quad (16)$$

여기서, λ 는 고유치이고, $\{X\}$ 는 고유벡터이다.

식 (16)을 식 (15)에 대입하고 정리하면 다음과 같이 표준 고유치문제라 귀착된다.

$$\mathcal{L}[Z] = [A]Z \quad (17)$$

여기서, $\{Z\} = \begin{Bmatrix} \{X\} \\ \{\lambda X\} \end{Bmatrix}$, $[A] = \begin{bmatrix} \{0\} & \{I\} \\ \{-M^{-1}K\} & \{-M^{-1}C\} \end{bmatrix}$ 이다.

계의 안정성 판별은 특성근($\lambda = \sigma \pm i\omega$)의 실수부분인 σ 의 부호에 의해 판별된다. 즉, $\sigma > 0$ 일 때, 계는 불안정하게 되고, $\sigma < 0$ 일 때 계는 안정하게 된다. 그러므로 $\sigma = 0$ 일 때 계의 안정과 불안정의 경계가 되는 임계조건이 되고, 이때의 종동력(임계 종동력(p_{cr}))이 된다.

2.4 모드형상

불안정이 발생하는 임계 종동력($p_{cr} = p$)에서 고유벡터 $\{X\}$ 에 의해서 다음 식의 횡방향의 변위 $\{v(\tau)\}$ 를 계산하면 각 모드에 대한 모드형상을 얻을 수 있다.

$$\{v(\tau)\} = |\{X_i\}| \cos(\omega_c \tau + \phi) \quad (18)$$

여기서 위상각 ϕ 는 다음과 같다.

$$\tan \phi = \text{Im}\{X_i\} / \text{Re}\{X_i\} \quad (19)$$

3. 수치해석 결과 및 고찰

본 연구는 수치 해석을 하기 위하여 유한요소법을 적용하였고, 탄성기초상의 Beck's Beam에 있어서 중간 지지의 위치 변화에 따른 안정성을 조사할 수 있는 계산 프로그램(MATLAB 사용)을 개발하였다. 또한, 본 연구에서는 보의 길이를 20개의 유한요소로 나누어 얻었으며, 수치해의 타당성을 검증하기 위하여 탄성 기초상의 Beck's Beam에서 중간 지지점을 고려하지 않은 참고문헌(Rao, 1982)의 결과($P_{cr} = 20.052$)와 본 연구에서 얻은 결과($P_{cr} = 20.054$)가 0.0001%의 오차가 있음을 확인 할 수 있다.

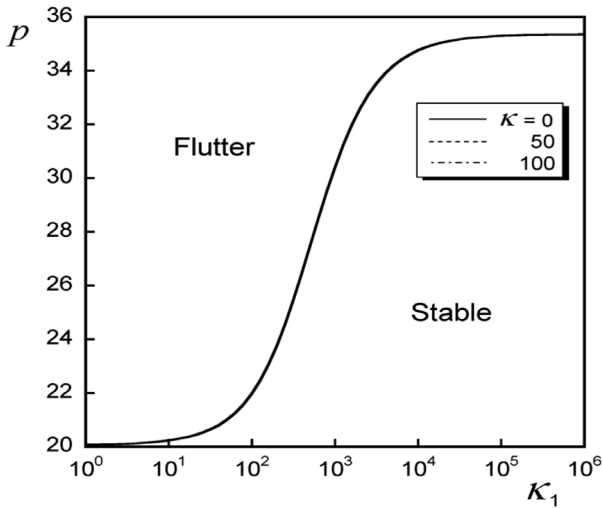


Fig. 4 Critical follower force as a function of the intermediate support when $\kappa_1 = 10^0 \sim 10^6$, $\gamma = 0.0$

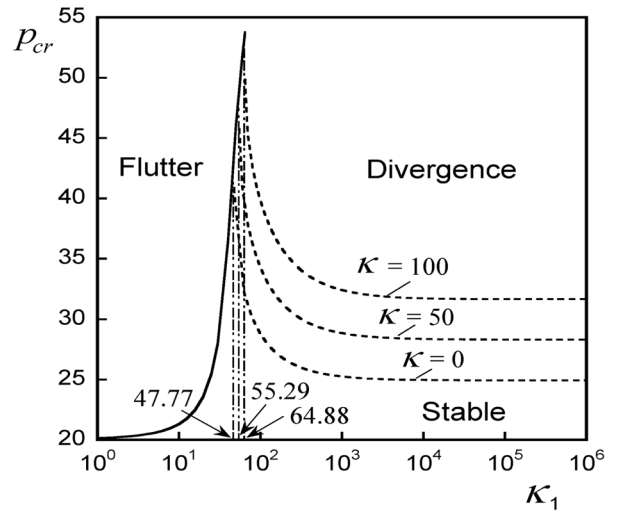


Fig. 6 Critical follow force curves for the parameter of intermediate elastic support κ_1 when $\gamma = 0.0$, $\kappa = 0, 50, 100$ and $\xi_1 = 0.2$

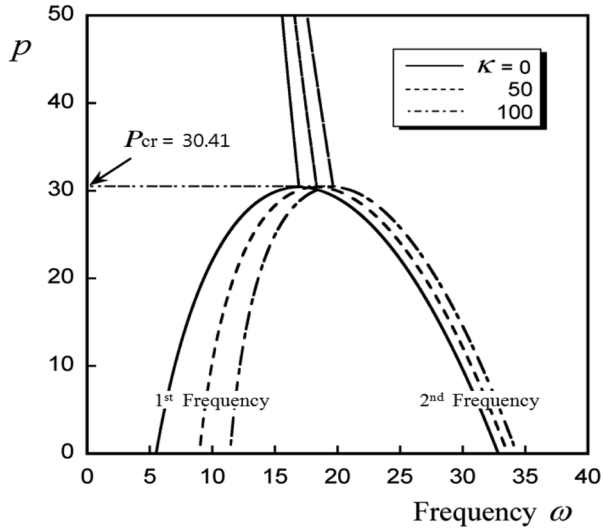


Fig. 5 First and second frequency curves for follower forces when the stiffness of elastic foundation $\kappa = 0, 50, 100$, $\gamma = 0.0$ and $\xi_1 = 0.3$

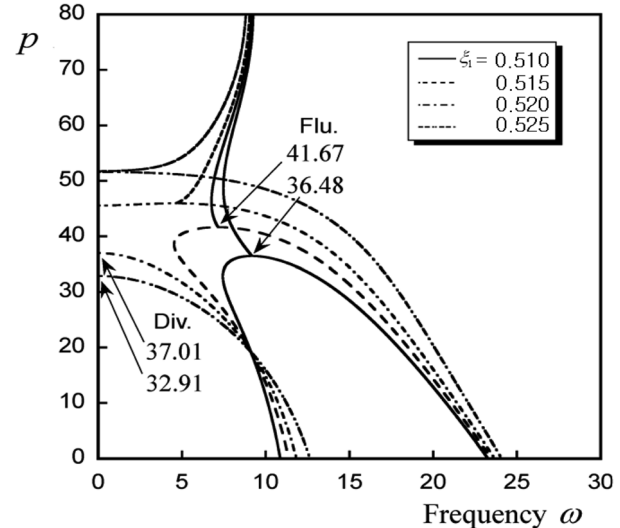


Fig. 7 First, second and third frequency curves for follower forces when $\kappa = 0$, $\gamma = 0.0$

Fig. 4는 탄성기초 파라메타가 $\kappa=0, 50, 100$ 이고, 중간 지지점의 위치가 $\xi_1=0.3$ 인 경우에 중간 지지 스프링 강성 κ_1 의 크기에 따른 임계 종동력 값을 나타낸다. 이 그림에서 알 수 있는 것은 κ 와 κ_1 의 크기에 관계없이 플러터형 불안정만 발생하고, κ_1 이 10^1 에서 10^6 까지의 구간에서 임계값이 급격히 증가한다.

Fig. 5는 중간 지지점 위치가 $\xi_1=0.3$ 이고, 중간 지지 스프링 강성 $\kappa_1=10^3$ 인 경우에 탄성기초 파라메타가 $\kappa=0, 50, 100$ 각각에 대한 종동력의 변화에 따른 1차 고유진동수와 2차 고유진동수를 나타내고 있다. 이 그림에서는 1차 고유진동수와 2차 고유진동수가 일치하는 플러터형 불안정이 발생하고, 플러터가 발생하는 임계 플러터 값은 $p_{cr}=30.41$ 이며, 탄성기초 파라메타 κ 의 값이 증가함에 따라 고유진동수 값은 증가하지만 임계 플러터 값에는 변동이 없다는 것을 알 수 있다.

Fig. 6은 탄성기초 파라메타가 $\kappa=0, 50, 100$ 이고, 중간 지지점의 위치가 $\xi_1=0.2$ 인 경우에 중간 지지 스프링 강성 κ_1 의 크기에 따른 임계 종동력 값을 나타낸다. $\kappa=0$ 일 경우 $\kappa_1 \leq 47.77$ 의 구간에서는 플러터형 불안정이 발생하고, κ_1 의 값이 커질수록 임계 종동력 값은 급격히 증가하는 것을 알 수 있다. $\kappa_1 = 47.77$ 에서 플러터형 불안정에서 다이버전스형 불안정으로 천이되고, $\kappa_1 \geq 47.77$ 의 구간에서는 다이버전스형 불안정만 발생하며, κ_1 의 값이 커질수록 임계 종동력 값은 급격히 감소하는 것을 알 수 있다. $\kappa=50, 100$ 일 경우 각각 $\kappa_1=55.29, 64.88$ 에서 플러터형 불안정에서 다이버전스형 불안정으로 천이된다는 것을 알 수 있다.

Fig. 7에서는 플러터형 불안정에서 다이버전스형 불안정으로 천이되는 과정을 조금 더 상세하게 설명하기 위하여, 중간 지지점의 위치가 $\xi_1=0.510, 0.515, 0.520, 0.525$ 일 경우의 종동력 값

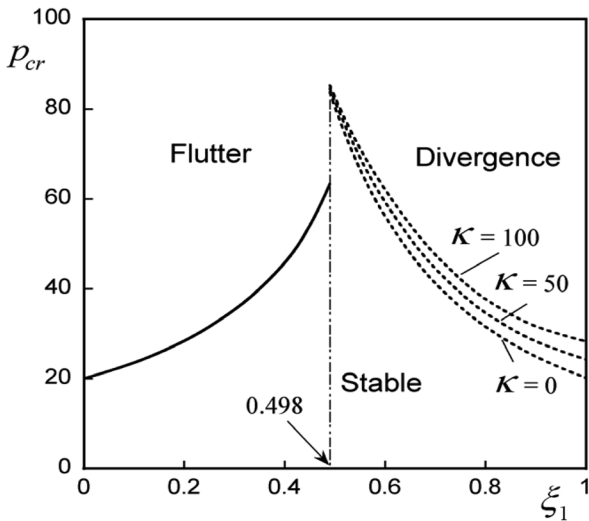


Fig. 8 First, second and third frequency curves for follower forces when $\kappa = 0, 50, 100, \gamma = 0.001$

의 변화에 따른 1차, 2차 고유진동수 값의 변화를 나타내고 있다. $\xi_1 = 0.510$ 인 경우는 먼저 1차와 2차의 고유진동수가 일치하는 플러터형 불안정이 $P_{cr} = 36.48$ 에서 발생하고 $\xi_1 = 0.515$ 인 경우는 $P_{cr} = 41.67$ 에서 플러터형 불안정이 발생한다. 1차와 2차 고유진동수가 일치한 구간이 $\xi_1 = 0.510$ 인 경우보다도 짧아지고, 플러터가 발생하는 임계 값은 증가하였다. $\xi_1 = 0.520$ 인 1차의 고유진동수가 0이 되는 $P_{cr} = 37.01$ 에서 다이버전스형 불안정이 발생하는 것으로, 플러터형 불안정으로부터 다이버전스형 불안정으로 천이되었다는 것을 알 수 있다. $\xi_1 = 0.525$ 의 경우 1차의 고유진동수가 0이 되는 $P_{cr} = 32.91$ 에서 다이버전스형 불안정이 발생하는 것으로 $\xi_1 = 0.520$ 일 경우보다 다이버전스가 발생하는 임계값은 감소하였다.

Fig. 8은 탄성기초 파라메타가 $\kappa = 0, 50, 100$ 이고, $\gamma = 0.001$ 이며, 중간 지지 스프링 강성 $k_1 = 10^6$ 인 경우에 중간 지지점의 위치 변화에 따른 불안정 타입과 임계 종동력 값을 나타낸다. 이 그림에서는 중간 지지점의 위치가 $\xi_1 \leq 0.498$ 의 구간에서는 플러터형 불안정이 발생하고, $\xi_1 = 0.499$ 에서 임계 종동력 값이 급격히 증가하여 플러터형 불안정에서 다이버전스형 불안정으로 천이(Transition) 되어, $\xi_1 \geq 0.499$ 의 구간에서는 다이버전스형 불안정이 발생한다. 또한 이 그림에서 알 수 있는 것은 플러터 구간에서는 탄성기초 파라메타 κ 의 값에 관계없이 일정한 임계 종동력 값을 가지며, 탄성지지가 고정단에서 중앙으로($0 \rightarrow 0.498$) 이동할수록 임계 종동력 값이 커진다. 그리고 다이버전스 구간에서는 탄성기초 파라메타 κ 의 값이 커짐에 따라 임계 종동력 값이 증가하고, 탄성지지가 중앙에서 자유단 방향($0.499 \rightarrow 1$)으로 이동할수록 임계 종동력 값은 작아진다는 것을 알 수 있다. Fig. 9는 Fig. 8에서 각각의 불안정영역($\xi_1 = 0.3, 0.6, 0.9$)에서의 불안정 모드형상을 나타내고 있다. Fig. 9(a)는 $\xi_1 = 0.3$ 의 위치에 중간지지가 있을 때의 불안정 모드형상을 나타내고 있다. 이 그림에서는 플러터형 불안정 모드형상을 가지며, 절점(Node)을 2개 갖는 3차 모드이다.

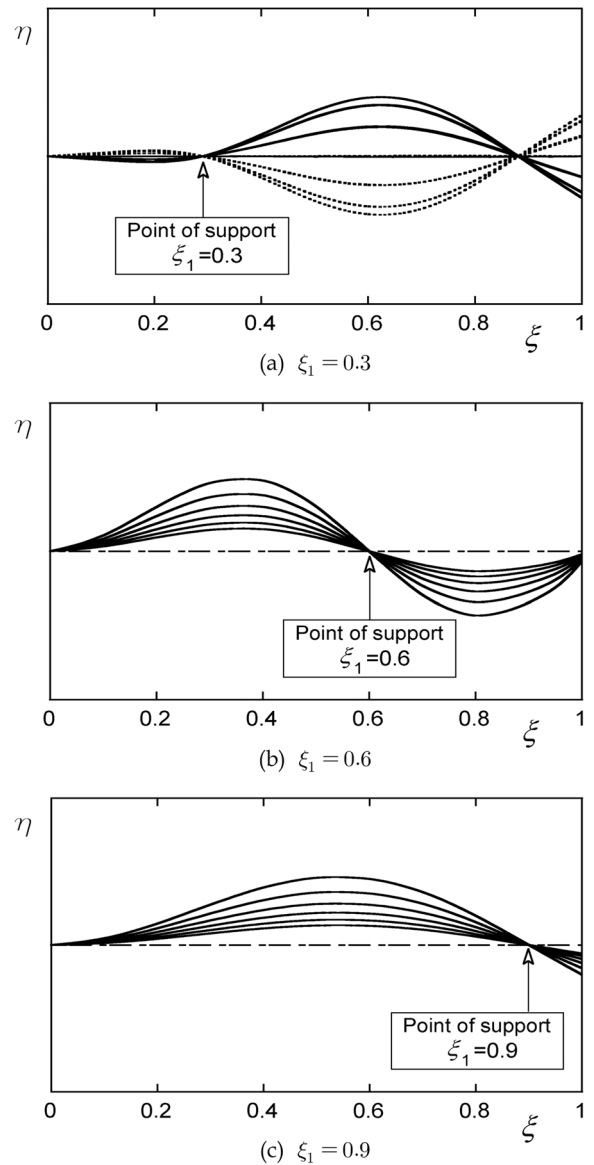


Fig. 9 Unstable modes for one cycle of oscillation at location of intermediate support $\xi_1 = 0.3, 0.6, 0.9$ when $\gamma = 0.0$

Fig. 9(b)는 $\xi_1 = 0.6$ 의 위치에 중간지지가 있을 때의 불안정 모드형상을 나타내고 있고, $\xi_1 = 0.6$ 의 지점을 기준으로 상하의 진폭을 갖는 다이버전스형 불안정 모드 형상을 갖는다. Fig. 9(c)의 $\xi_1 = 0.9$ 의 위치에 중간지지가 있을 때는 $\xi_1 = 0.9$ 의 지점을 기준으로 상하의 진폭을 갖는 다이버전스형 불안정 모드 형상을 갖는다. 따라서 Fig. 9에서 살펴본바와 같이 중간 지지점의 위치에 따라 불안정 모드형상과 모드의 차수가 다르다는 것을 알 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 수중 고속운동체의 구조 불안정특성을 분석하기 위해 고속으로 추진력을 받고 있는 수중 고속운동체를 중동

력을 받는 외팔보 형태의 모델로 단순화하였으며, 고속에서 나타나는 슈퍼캐비테이션 현상에 의한 효과는 외팔보가 탄성기초 위에 놓여 있는 조건으로 모델링하였다. 또한 실제 모델에서 나타나는 집중질량의 효과는 중간 지지 효과로 단순화하여 집중 질량의 위치 변화와 집중질량의 크기가 구조 안정성에 미치는 영향을 수치적으로 해석하였다. 수치해석 결과 수중 고속운동체의 동적 불안정성인 플러터형 불안정성에 영향을 미치는 파라미터는 집중질량의 크기와 위치 즉, 중간지지의 무차원탄성계수(κ_1)와 위치(ξ_1), 그리고 내부감쇠(γ) 등 3가지 파라미터이다. 반면, 정적 불안정성인 다이버전스형 불안정성에 영향을 미치는 파라미터는 κ_1 , ξ_1 , γ 그리고 탄성지지의 무차원계수(κ) 등 4가지 파라미터이다.

본 연구에서는 γ 를 제외한 κ_1 , ξ_1 , κ 등 3가지 파라미터가 수중 고속운동체의 불안정성에 미치는 영향에 초점을 맞추었으며 다음과 같은 결과를 얻었다.

첫째, Fig. 6에서 볼 수 있듯이 집중질량의 크기 즉, κ_1 이 증가함에 따라 불안정특성이 플러터형 불안정에서 다이버전스형 불안정으로의 천이(Transition)가 발생한다. 또한 천이가 일어나는 $\kappa_1(\kappa_{cr})$ 보다 작은 κ_1 의 영역에서는 κ 에 관계없이 일정한 P_{cr} 을 가지는 반면 $\kappa_1 > \kappa_{cr}$ 영역에서는 κ 에 따라 P_{cr} 이 변한다.

둘째, Fig. 8에서 볼 수 있듯이 보의 내부 감쇠가 무시할 수 있을 정도로 작은 경우에는 $\xi_1 = 0.499$ 에서 플러터형 불안정에서 다이버전스형 불안정으로 천이가 발생한다. 또한 플러터형 불안정이 발생하는 구간에서는 κ 에 관계없이 일정한 P_{cr} 을 가지는 반면 다이버전스 불안정이 발생하는 구간에서는 κ 가 커짐에 따라 P_{cr} 도 증가한다.

상기 얻어진 주요한 결과를 요약하면 다음과 같다. 중동력을 받는 탄성기초위에 놓여 있는 외팔보의 불안정성은 중간 지지의 탄성계수와 위치에 따라 플러터형 불안정과 다이버전스형 불안정 영역으로 나뉜다. 보의 중앙(L/2) 정도를 경계로 고정단 쪽으로는 플러터형 불안정이 나타나고, 자유단 쪽으로는 다이버전스형 불안정이 타나난 것을 알 수 있다. 또, 보의 중앙(L/2)으로 갈수록 상대적으로 안정하고, 보의 중앙(L/2)에서 고정단 쪽으로 갈수록 플러터형 불안정성이 나타나기 쉬우며, 자유단 쪽으로 갈수록 다이버전스형 불안정성이 나타나기 쉽다는 중요한 사실을 도출해 낼 수 있다.

따라서 실제 수중 고속운동체에 큰 중동력이 작용할 경우 무게 중심이 중앙에서 양 끝단 쪽으로 갈수록 불안정한 특성이 나타나기 때문에 설계시 고려되어야 할 것이며, 중동력을 받는 구조물의 설계시 불안정성의 제어지침으로 활용할 수 있다.

참 고 문 헌

- Ahn, S.S. (2007). An Integrated Approach to the Design of Supercavitating Underwater Vehicles, In Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree Doctor of Philosophy in the School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology.
- Anderson, G.L. (1975). "The Influence of Rotary Inertia, Tip Mass, and Damping on the Stability of a Cantilever Beam on an Elastic Foundation", Journal of Sound and Vibration, Vol 43, No 3, pp 543-552.
- Beck, M.,(1952). "Die Knicklast des Einseitig Eingespannten Tangential Gedruckten Stabes", ZAMP, Vol 3, pp 225-228.
- Bunji, T. (1964). On the Dynamic Stability of Rockets, Aeronautical Research Institute, Report No. 385.
- John, L.S., Robert W. Hess, and Charles E. Watkins (1962). Analytical and Experimental Investigation of Flutter and Divergence of Sping-Mounted Cone Configurations at Supersonic Speeds, NASA Technical Note, D1021.
- Lee, S.Y., Kuo, Y.H. and Lin, F.Y. (1992). "Stability of a Timoshenko Beam Resting on a Winkler Elastic Foundation", Journal of Sound and Vibration, Vol 153, No 2, pp 193-202.
- Maurizi, M.J. and Bambill, E.A. (2002). An Additional Note on "Dynamic Stability of Columns Subjected to Follower Loads: A Survey" (M.A. Langthjem and Y. Sugiyama 2000 Journal of Sound and Vibration 238, 809-851), Journal of Sound and Vibration, Vol 251, No 1, pp 181-183.
- Rao, G.V. and Raju, K.K. (1982). "Stability of Tapered Cantilever Columns with an Elastic Foundation Subjected to a Concentrated Follower Force at the Free End", Journal of Sound and Vibration, Vol 81, pp 147-151.
- Scientific American, Inc. (2002). Scientific American Special Online Issue - The Science of War: Weapons.
- Smith, T.E. and Herrmann, G. (1972). "Stability of a Beam on an Elastic Foundation Subjected to Follow Forces", Journal of Applied Mechanics, No 39, pp 628-629.

2008년 12월 4일 원고 접수

2009년 1월 20일 최종 수정본 채택