

유격 비선형성이 존재하는 연료 집합체덕트 탑재선로의 유체 유발 진동 해석

**Fluid Induced Vibration Analysis of A Mounting Rail of Fuel Assembly Duct
Considering Freeplay Nonlinearities**

백승길, 황 완

한국원자력연구소
대전광역시 유성구 덕진동 150

요약

액체금속로 연료 집합체덕트의 탑재선로에 유격 비선형성이 존재할 때의 유체 유발 진동 해석을 2D typical section 을 이용하여 정성적으로 해석하였다. 유체역학적 하중은 비점성, 비회전 이상 유체라는 가정 하에 준 정상 수력 이론을 사용하였다. 유격 비선형성이 존재하는 것으로 고려된 자유도는 탑재선로 2D typical section 의 피칭 방향 자유도 및 연료봉과의 접촉점 등이다. 연료봉의 관성 및 강성 효과를 고려하지 않을 경우 유격 비선형성은 시스템의 선형 안정 경계 이하의 넓은 범위의 유속에서 제한 주기 운동을 일으켜서 시스템 안정에 부정적인 영향을 끼치지만, 연료봉의 관성 및 강성 효과를 고려할 경우 오히려 안정 범위를 증가시키는 긍정적인 효과가 있음을 관찰하였다.

Abstract

A qualitative analysis for the fluid induced vibration of a mounting rail in the fuel assembly duct for liquid metal reactors with freeplay nonlinearities is performed by using 2D typical section analogy. Fluid mechanical loads are computed by quasi-steady hydraulic theory under the assumption of inviscid and irrotational flow. The concerned freeplay nonlinearities exist at the pitching degree of freedom of the 2D typical section and the contact point with the fuel rod. The freeplay nonlinearity makes limit cycle oscillations in a large region under the linear stability bound and thus has a undesirable effect on the system stability when the inertia and stiffness effects of the fuel rod are neglected. It is observed that the freeplay nonlinearity has a favorable effect to enlarge the stable region when the inertia and stiffness effects of fuel rod are considered.

1. 서론

유동장 속에 위치하는 탄성구조물은 유체와 탄성구조물의 상호작용으로 인한 유체유발진동에 직면하게 된다. 이러한 진동 발생 원인의 기구를 분석하는 것은 공학적으로 매우 중요하다.

액체 금속로는 핵연료를 노 내에 장착 및 제거를 간편하게 하고 각 핵연료봉의 손상이 다른 핵연료로 전이되는 것은 차단하게 하는 등 많은 기능을 수행하기 위하여 핵연료봉을 집합체덕트라 불리는 육각형 금속 용기 내에 다발 형태로 장착하여 사용한다. 탑재선로는 평판형 부재로서 집합체덕트의 노우즈피스 상단에 장착되어 그 상단은 연료봉 keyway 에 연결되어 연료봉을 지지하며, 하단은 노우즈피스에 마련된 홈에 함입되어 연료봉에 작용하는 하중을 전달하는 역할을 한다. 뿐만 아니라 연료봉 사이에 균일한 간격이 주어지도록 강제하여 연료봉 다발로 흘러 들어가는 냉각재 유동을 균일하게 배분하며, 유동 벡터의 방향을 강제하는 역할을 한다(Fig. 1 참조).

액체 금속로에서 나트륨 냉각재는 집합체덕트(Assembly duct)의 노우즈피스(nosepiece)를 통해 인입되어 탑재

선로 및 연료봉 다발을 지나 집합체덕트 상단을 통해 빠져나가게 된다. 이때 냉각재 속도는 탐재선로에서 2~3 m/sec, 연료봉 다발에서 4~5 m/sec 에 이를 만큼 고속이다. 더구나 나트륨은 밀도가 매우 커서 덕트를 구성하고 있는 탄성 구조물(탐재선로, 연료봉 등)에 큰 하중을 작용하여 이로 인한 진동현상이 생기게 된다. 더구나 탐재선로는 앞서 언급한 바와 같이 넓은 평판형 부재로서 유체 하중에 특히 민감히 반응할 것으로 예상된다. 유발된 진동은 이에 연결된 연료봉의 진동을 여기하는 작용을 할 수 있다. 이러한 진동으로 인하여 연료봉이 지나치게 마모되면 구조적인 손상을 가져와 냉각재를 오염시킬 뿐만 아니라 교체시기를 앞당겨 부대 비용이 증대하게 하는 등 경제적 손실 역시 크다.

한편 집합체덕트의 각 부재는 실제 제작시 따로따로 제작하여 결합하게 되는데 이 경우 결합이 용이하도록 의도적으로 또는 제작 공차 등에 의하여 각 부재 사이 간극이 존재하게 된다. 유체 유발 진동에 의한 마모를 방지하기 위해서 이러한 간극이 가능한 작도록 설계하게 되지만 제작 공차를 필요 이상 요구하는 것은 가공 비용의 상승을 초래하므로 경제적이지 못하다. 더구나 고온의 노내 환경으로 인한 열변형 및 고속 유동으로 인한 진동에 의한 마모 등으로 이러한 간극은 대개 커지게 마련이다. 따라서 이러한 간극이 유체 유발 진동에 미치는 영향을 살펴 보는 것은 실제 제품 설계 및 제조에 있어 매우 중요하다. 이러한 간극은 비선형 동역학에서 유격(freeplay)이라 일컬어지며 구조물에 집중된 비선형을 부여한다. 비선형성이 존재하게 되면 선형 안정성 경계 이하의 유동 속도에서도 제한주기운동(LCO : Limit Cycle Oscillation), 혼돈 거동 등이 일어날 수 있다¹.

본 논문에서는 유격 비선형성이 존재하는 탐재선로의 유체 유발 진동 해석을 수행하였다. 또한 탐재선로 상단에 부착되는 연료봉의 관성 및 강성 효과가 유체 유발 진동에 미치는 영향을 관찰하였고 이때 유격의 영향을 관찰하였다. 이를 위하여 탐재선로의 중간 단면의 typical section 을 대상 탄성 구조 시스템으로 이용하였다. 2 차원 typical section 을 이용하는 것은 항공기 날개와 같은 유체 유발 진동 현상이 두드러진 부분에 있어 이미 1930 년대에 많은 연구가 있어 왔고 실효성이 검증된 연구 방법이다².

액체금속로의 경우 국내에서 제작된 바가 없고 현재 설계 단계이므로 각 부품의 설계와 관련된 많은 해석 자료가 필요하다. 본 연구는 여기에도 의미 있다고 사료된다.

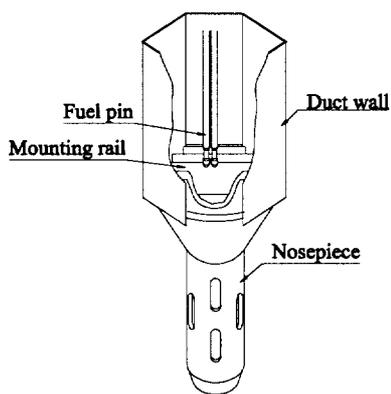


Fig. 1 Geometry of fuel assembly duct

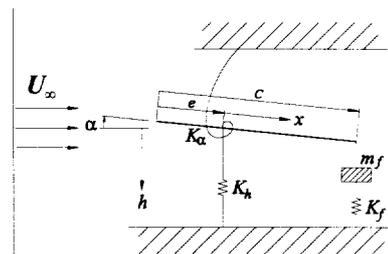


Fig. 2 Geometry of typical section hydrofoil

2. 수식 전개

Fig. 2 는 본 연구에서 고려한 2 차원 typical section 에 대한 개념도이다. hydrofoil 끝의 mass-spring system 은 연료봉에 의한 관성 및 강성 효과를 나타낸다. h 방향의 운동을 플러지 모드, α 방향의 운동을 피칭 모드라 한

다. Fig. 3 은 유격비선형성에 대한 개념도이다. 진폭이 유격 이상이 될 때 탄성력을 받음을 의미한다. 비틀림 스프링 및 hydrofoil 끝에서 유격을 고려하면 운동방정식은 다음과 같다.

$$m\ddot{h} + S_a\ddot{\alpha} + K_h h + g(\beta) = -L \quad (1)$$

$$I_a\ddot{\alpha} + S_a\ddot{h} + f(\alpha) + (c-e)g(\beta) = M \quad (2)$$

여기서

$$m = \int \rho dV, \quad S_a = \int \rho x dV, \quad I_a = \int \rho x^2 dV, \quad \beta = h + (c-e)\alpha \quad (3)$$

$$f(\alpha) = \begin{cases} K_a(\alpha - s_1) & \text{for } \alpha > s_1 \\ 0 & \text{for } -s_1 < \alpha < s_1 \\ K_a(\alpha + s_1) & \text{for } \alpha < -s_1 \end{cases}, \quad g(\beta) = \begin{cases} m_f\ddot{\beta} + K_f(\beta - s_2) & \text{for } \beta > s_2 \\ 0 & \text{for } -s_2 < \beta < s_2 \\ m_f\ddot{\beta} + K_f(\beta + s_2) & \text{for } \beta < -s_2 \end{cases}$$

유체 역학적 하중은 준정상(Quasi-steady) 수력 이론을 사용하여 계산하였다. 보다 정확한 하중을 주는 이론들이 존재하지만 주파수 영역에 대해서 주어지기 때문에 시간 영역 해석을 위해서는 몇 가지 어려움이 있다. 하지만 준정상 이론으로도 정성적인 영향은 충분히 고찰할 수 있다. 다만 준정상 이론은 수력을 매우 보수적으로 평가하므로 실제 불안정 속도보다 작은 값을 줌에 유의하여야 한다. 준정상 이론을 사용할 경우 L 과 M 은 다음과 같다.

$$L = q_\infty c \left(\alpha + \frac{\dot{h}}{U_\infty} \right) C_{L_\alpha}, \quad M = q_\infty c a \left(\alpha + \frac{\dot{h}}{U_\infty} \right) C_{L_\alpha} \quad (4)$$

여기서 a 는 L 의 작용점과 탄성축 사이의 거리이며, $q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2$, $C_{L_\alpha} = \partial C_L / \partial \alpha$ 이다.

유격이 없는 경우($s_1 = s_2 = 0$), 식 (4)를 이용하여 식 (1), (2)를 행렬 형태로 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} m + m_f & S_a \\ S_a & I_a + m_f(c-e) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_h + K_f & (c-e)K_f \\ (c-e)K_f & K_a + (c-e)^2 K_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ \alpha \end{bmatrix} = q_\infty c C_{L_\alpha} \begin{bmatrix} -1/U_\infty & -1 \\ a/U_\infty & a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{h} \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} \quad (5)$$

주파수 영역 해석을 통하여 선형 시스템의 불안정 속도를 구할 수 있다. 조화운동 ($h = \bar{h} \exp(i\omega t)$, $\alpha = \bar{\alpha} \exp(i\omega t)$)과 g 만큼의 구조 감쇠를 가정하여 강성행렬에 $(1+ig)$ 를 곱하고, $\lambda = (1+ig)/U_\infty^2$ 으로 정의하면 식(5)는 다음과 같은 복소 고유치 문제가 된다.

$$[A]\{\bar{u}\} = \lambda[B]\{\bar{u}\} \quad (6)$$

여기서,

$$[A] = \begin{pmatrix} k \\ b \end{pmatrix}^2 \begin{bmatrix} m + m_f & S_a \\ S_a & I_a + m_f(c-e) \end{bmatrix} + \frac{1}{2} \rho_\infty c C_{L_\alpha} \begin{bmatrix} -i \frac{k}{b} & -1 \\ i \frac{k}{b} & a \end{bmatrix}, \quad [B] = \begin{bmatrix} K_h + K_f & (c-e)K_f \\ (c-e)K_f & K_a + (c-e)^2 K_f \end{bmatrix}, \quad k = \omega b / U_\infty, \quad b = c/2 \quad (7)$$

식 (6)에서 k 값을 변화시키면서 고유치 $\lambda = \lambda_r + i\lambda_i$ 를 얻으면 속도, 감쇠, 진동수를 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$U_\infty = 1/\sqrt{\lambda_r}, \quad g = \lambda_i/\lambda_r, \quad \omega = U_\infty k/b \quad (8)$$

g 가 0 이 되는 속도가 플러터 속도(flutter speed) 즉 동적 불안정 속도이다. 이렇게 플러터 속도를 구하는 방법을 V-g 법이라 한다.

유격이 있는 경우($s_1, s_2 \neq 0$), 시간 영역의 해석을 해야 한다. $\xi = \dot{h}, \eta = \dot{\alpha}$ 로 정의하면 식(1), (2)는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m+C & S_a \\ 0 & 0 & S_a & I_a + (c-e)C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{h} \\ \dot{\alpha} \\ \xi \\ \eta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -K_h - D & -(c-e)D - q_\infty c C_{L_\alpha} & q_\infty c C_{L_\alpha} / U_\infty & 0 \\ -(c-e)D & -A - (c-e)^2 D + q_\infty c a C_{L_\alpha} & q_\infty c a C_{L_\alpha} / U_\infty & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ \alpha \\ \xi \\ \eta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ E \\ B+F \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\left\{ \begin{array}{ll} \alpha > s_1 & A = K_\alpha, B = -K_\alpha s_1 \\ -s_1 < \alpha < s_1 & A = 0, B = 0 \\ \alpha < -s_1 & A = K_\alpha, B = K_\alpha s_1 \end{array} \right\}, \left\{ \begin{array}{ll} \beta > s_2 & C = m_f, D = K_f, E = -K_f s_2, F = (c-e)E \\ -s_2 < \beta < s_2 & C = 0, D = 0, E = 0, F = 0 \\ \beta < -s_2 & C = m_f, D = K_f, E = K_f s_2, F = (c-e)E \end{array} \right. \quad (9)$$

3. 해석 결과 및 토의

2차원 typical section 에 대해 시간영역과 주파수 영역에서 선형 및 비선형 공탄성 해석을 수행하였다. 사용된 물성치는 다음과 같다.

$$\rho_{\text{sodium}} = 949.6 \text{ kg/m}^3, \quad \rho = 7750 \text{ kg/m}^3, \quad c = 0.5166 \text{ m}, \quad t = 0.00102 \text{ m}, \quad e = 0.20 \text{ m}, \quad m = 0.4084 \text{ kg},$$

$$S_\alpha = 2.3808 \times 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}, \quad I_\alpha = 1.0470 \times 10^{-4} \text{ kg} \cdot \text{m}^2, \quad K_h = 4.9184 \times 10^5 \text{ N/m}, \quad K_\alpha = 516.8 \text{ Nm/rad}$$

$$s_1 = 0.005 \text{ rad}, \quad s_2 = 5.0 \times 10^{-5} \text{ m}$$

유체역학적 하중은 비점성, 비회전 가정을 갖는 이상 유체로 가정하여 $C_L = 2\pi$, $a = c/4$ 를 사용하여 계산하였다. 식 (9)는 4th order Runge-Kutta method 를 사용하여 수치 적분 하였다.

3.1 탑재선로 만의 해석

Fig. 4 에 탑재선로 만을 상정하였을 때 ($m_f = 0.0, K_f = 0.0$) V-g 선도를 도시하였다. 그림에서 알 수 있는 것처럼 플러터 속도가 8.104 m/sec 로 계산되었다. 현재 설계에 주어진 값보다 매우 큰 값이므로 문제가 없다. Table 1 은 pitch 방향의 유격(s_1)이 존재할 때의 초기치($\alpha_0 = \alpha(t=0)$) 및 유동 속도에 따른 시스템 응답을 보여 준다. 유격 비선형성을 가정하면 선형 안정성 경계보다 보다 낮은 유동 속도에서도 제한주기운동(LCO)가 나타남을 알 수 있다. 초기값이 작을 때는 이러한 LCO 가 나타나지 않으나 어느 정도 이상의 초기치에는 넓은 영역에 걸쳐 LCO 가 나타난다. 여기에서 유격은 시스템의 안정성에 부정적 영향을 끼침을 알 수 있다. Fig. 5 는 $\alpha_0/s_1 = 1.0, U_\infty = 5.0 \text{ m/sec}$ 에서 나타나는 제한 주기 운동 양상을 보여 주는 시간 응답 곡선 및 위상 선도이다. h 자유도에 2개의 주기를 가지는 진동이, α 자유도에는 1개 주기를 갖는 진동이 감쇠됨이 없이 일정한 진폭으로 유지되고 있어 전형적인 제한 주기 운동임을 알 수 있다.

3.2 연료봉을 고려한 해석

연료봉을 고려함에 있어 KALIMER 집합체덕트 내의 연료봉에 대한 경계 조건이 매우 복잡하기 때문에 typical section 에 작용하는 연료봉의 관성 및 강성 효과를 일의적으로 정하기가 까다롭다. 본 논문에서는 이에 따라 여러 관성 및 강성 값에 대하여 선형 플러터 경계를 정하고 이를 바탕으로 전형적인 관성 및 강성 값에 대하여 유격의 영향을 살펴 보고자 한다. Fig. 6 는 여러 m_f 및 K_f 에 대하여 선형 플러터해를 구한 것이다. 실선으로 그은 것은 각 m_f 값에 대한 안전 경계이다. 점선으로 그은 것은 다이버전스 속도(Divergence speed) 즉, 정적 불안정 속도이다. 각 조건에 대하여 실선 및 점선 아래쪽이 안정한 영역이다. 여기에서 알 수 있는 것은 연료봉의 관성 및 강성 효과가 커짐에 따라 플러터 속도가 작아지며 어느 값 이상이 되면 시스템이 동적으로 매우 불안정해진다는 것이다. 이렇게 되는 이유는 연료봉의 효과가 전체적으로 피칭 모드 고유 진동수에 대한 플러터 모드 진동수비(ω_n/ω_α)를 증가시키는 방향으로 작용하기 때문이다. 이럴 경우 플러터 속도가 저하되는 것은 기존 문헌에서도 보고되는 것으로서 타당한 결과이다². 이것은 연료봉의 관성 및 강성 효과가 커지면 상당히 낮은 유속에서 강한 진동이 발생할 수 있음을 의미하므로 연료봉 설계에 있어 이러한 점이 고려되어야 할 것이다.

연료봉이 고려될 때의 전형적인 거동 양태를 관찰하기 위하여 $m_f = 0.01kg$, $K_f = 100000N/m$ 인 경우에 대하여 비선형 해석을 수행하였다. 이때 유격이 없으면 플러터 속도는 $3.645 m/sec$ 으로 계산되는데 실제 설계 유속에 가까울 정도로 상당히 낮은 값이다. Table 2는 탄성축의 비틀림 스프링에 유격이 있는 경우이다. 앞서 연료봉을 고려하지 않은 경우와는 달리 선형 플러터 속도 범위 이상의 상당히 높은 값에서 LCO가 나타난다. 하지만 선형 강성 즉 유격이 없는 경우보다 유체 유발 진동이 발생하는 유속이 커졌으므로 동적으로 안정해졌음을 의미한다. 즉, 유격이 유체유발진동을 완화하는 방향으로 작용하였음을 알 수 있다. LCO의 양상을 보면 유속이 증가함에 따라 진폭이 증가하였다. Fig. 7은 이때 전형적으로 나타나는 시간 응답 곡선을 보여준다. Table 3는 탑재선로와 연료봉 사이에 유격이 있는 경우이다. 이 경우도 선형 플러터 속도보다 높은 값에서 발산 플러터가 발생하였다. 앞서와 마찬가지로 유격이 유체유발진동을 완화하는 방향으로 작용한 것이다. 하지만 이 경우는 앞서와는 달리 초기치의 영향이 강하게 나타난다. 즉, 초기치가 커짐에 따라 플러터 경계가 아래로 내려 가서 안정 경계가 낮아지는 경향을 보인다. Fig. 8은 이 경우의 전형적인 시간 응답 곡선을 보여 준다. 이때는 대개 발산 플러터의 형태로 갖는다.

이상에서 유격 비선형성이 존재할 때 유체 유발 진동의 양상에 대하여 살펴 보았다. 연료봉의 효과를 고려하지 않은 경우는 유격으로 인하여 선형 안정성 경계 이하 넓은 범위의 유속에서 제한주기운동과 같은 바람직하지 못한 현상이 발생하였으나, 연료봉의 효과를 고려하면 유격은 안정성 경계를 증가시키는 결과를 주었다. 따라서 현재의 설계에서 유격 즉 부재 사이의 간격은 오히려 유체 유발 진동을 완화한다고 결론내릴 수 있다.

4. 결론

액체금속로 연료 집합체덕트의 탑재선로에 유격 비선형성이 존재할 때의 유체유발 진동해석을 2D typical section을 이용하여 정성적으로 해석하였다. 유체역학적 하중은 비점성, 비회전 이상 유체라는 가정 하에 준정상 이론을 사용하여 계산하였다. 유격 비선형성이 존재하는 것으로 고려된 자유도는 탑재선로 2D typical section의 피칭 방향 자유도 및 연료봉과의 접촉점 등의 2 지점이다. 해석을 통하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 연료봉의 관성 및 강성 효과를 고려하지 않을 경우 유격 비선형성은 시스템의 선형 안정 경계 이하의 넓은 범위의 유속에서 제한 주기 운동을 일으켜서 시스템 안정에 부정적인 영향을 끼친다.
2. 연료봉의 관성 및 강성 효과는 선형 안정 경계를 낮추는 방향으로 작용하여 시스템 안정성에 부정적인 영향을 준다. 하지만 유격 비선형성이 존재하며 오히려 안정 범위를 증가시키는 긍정적인 효과가 있다.
3. 유격 비선형성의 위치에 따라 초기조건에 대한 민감도가 다르게 나타난다.

감사의 글

본 연구는 과학기술부의 원자력 중장기 연구개발사업의 일환으로 수행되었습니다.

참고 문헌

1. 김 승호, "구조적 비선형성이 있는 비행체 조종날개의 공탄성 해석," 한국과학기술원 항공우주공학과 박사학위 논문, 1994.
2. Bisplinghoff, R. L., Ashley, H., and Halfman, R. L., *Aeroelasticity*, 2nd edition, Addison-Wesley Publishing Company, Cambridge, 1955.
3. Lee, I. and Kim, S.H., "Aeroelastic Analysis of a Flexible Control Surface with Structural Nonlinearity," *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 4, July-Aug. 1995, pp. 868-874.

Table. 1 Parametric map of typical section model without the effect of the fuel rod for fluid speed vs initial condition ratio($s_1 = 5.0 \times 10^{-3}$).

$U_\infty \backslash \alpha_0/s_1$	0.5	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	linear
8.104	F	F	F	F	F	F	F	F	F	F	F	F
8	•	•	L	L	L	L	L	L	L	L	L	•
7	•	•	L	L	L	L	L	L	L	L	L	•
6	•	•	L	L	L	L	L	L	L	L	L	•
5	•	•	L	L	L	L	L	L	L	L	L	•
4	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•

F : Divergent Flutter

L : LCO(Limit Cycle Oscillation)

• : Convergent stable motion

Table. 2 Parametric map of typical section model with the effects of the fuel rod for fluid speed vs initial condition ratio when $m_f = 1.0 \times 10^{-2}, K_f = 1.0 \times 10^5, s_1 = 5.0 \times 10^{-3}, s_2 = 0.0$.

$U_\infty \backslash \alpha_0/s_1$	0.5	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	linear
18	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	
17	L	L	L	L	L	L	L	L	L	L	L	
⋮												
7	L	L	L	L	L	L	L	L	L	L	L	
6	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	
5	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	
4	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	
3.645	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	F
3	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•

Table. 3 Parametric map of typical section model with the effects of the fuel rod for fluid speed vs initial condition ratio when $m_f = 1.0 \times 10^{-2}, K_f = 1.0 \times 10^5, s_1 = 0.0, s_2 = 5.0 \times 10^{-3}$.

$U_\infty \backslash h_0/s_2$	0.5	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	linear
19	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	
18	F	F	F	F	F	F	F	F	F	F	F	
⋮												
9	F	F	F	F								
8	•	•	•	•								
7	•	•	•	•	F							
6	•	•	•	•	•	F	F					
5	•	•	•	•	•	•	•	F	F	F	F	
4	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	
3.645	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	F
3	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•

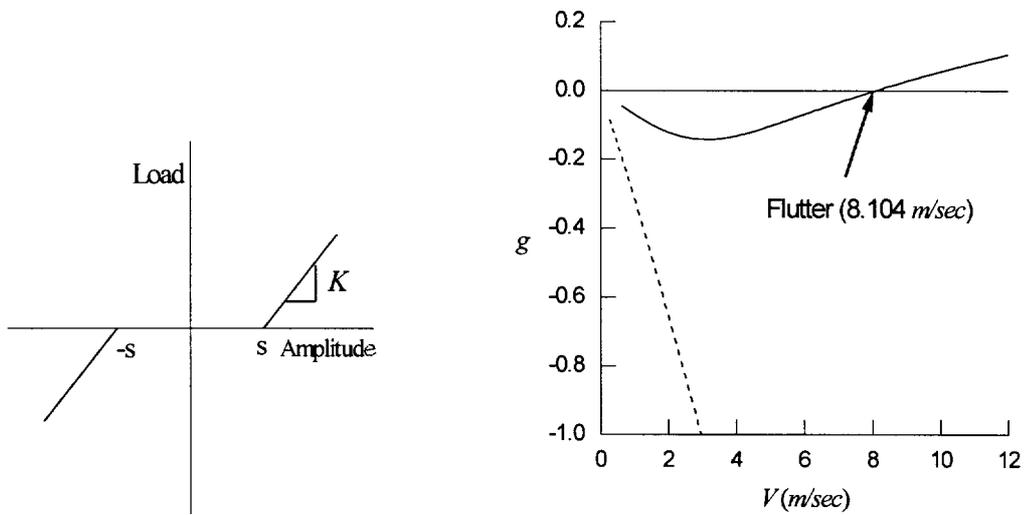


Fig. 3 Conceptual diagram of freeplay nonlinearity. Fig. 4 V-g plot for mounting rail without the effect of fuel pin.

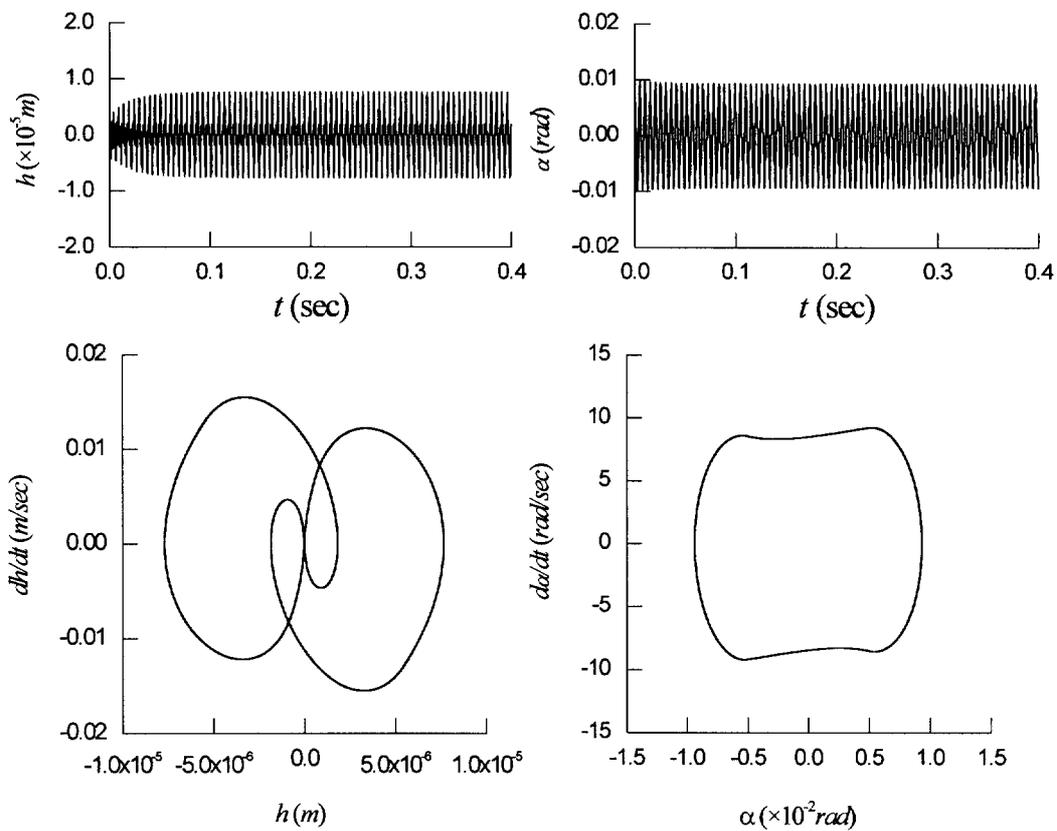


Fig. 5 Time response and phase diagram of 2D nonlinear model ($\alpha_0/s_1 = 1.0$, $U_\infty = 5.0 m/sec$).

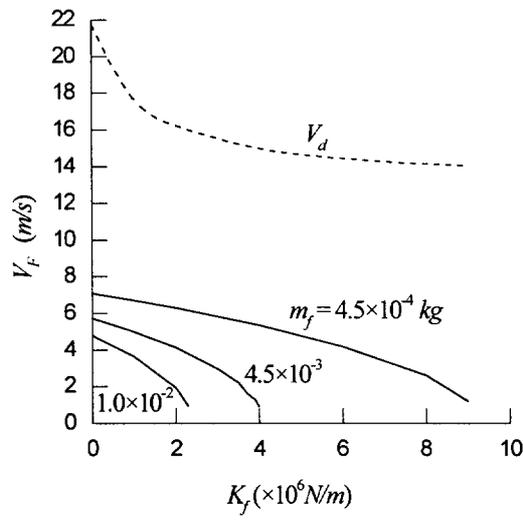


Fig. 6 Linear stability boundary with effect of fuel pin.

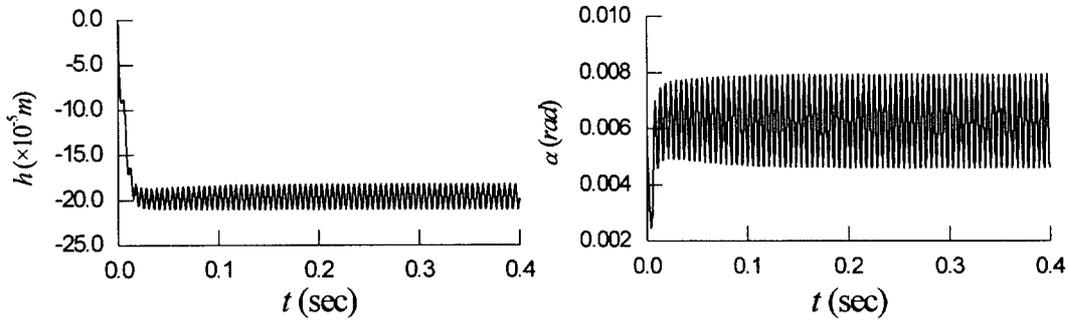


Fig. 7 Time response at $s_1 = 0.005 \text{ rad}$, $\alpha_0 / s_1 = 1.0$, $m_f = 0.01 \text{ kg}$, $K_f = 100,000 \text{ N/m}$, and $U_\infty = 10 \text{ m/sec}$.

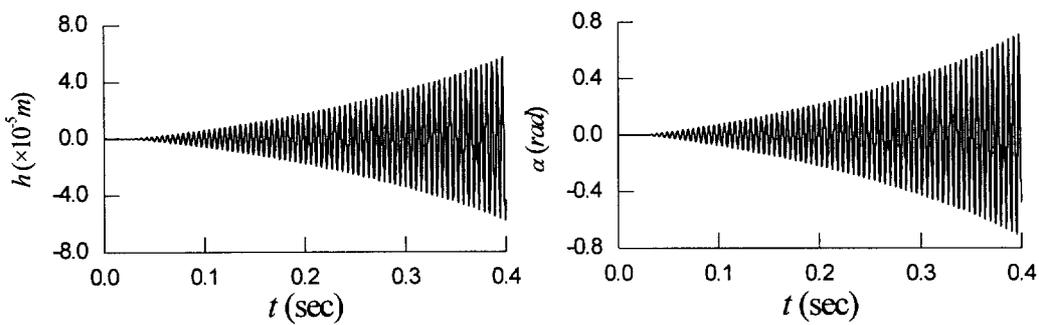


Fig. 8 Time response at $s_2 = 5.0 \times 10^{-5} \text{ m}$, $h_0 / s_2 = 1.0$, $m_f = 0.01 \text{ kg}$, $K_f = 100,000 \text{ N/m}$, and $U_\infty = 10 \text{ m/sec}$.