

## 강제 가진에 의한 교량 플러터계수 추출

### Extraction of bridge flutter derivatives by a forced excitation

이승호† · 권순덕\*

Seung Ho Lee, Soon Duck Kwon

**Key Words :** Flutter derivative(플러터 계수), Forced excitation(강제가진)

#### ABSTRACT

A vibration excitation system was designed and built of forced vibration experiments for using stepping motor and load cell. The identified flutter derivatives of the thin-plate acrylic model were very close to the analytical results of the idealized plate presented by Theodorsen. Five types of sectional models were tested in the wind tunnel using the proposed forced vibration method. To investigate the frequency, amplitude and angle of attack effects on flutter derivatives

#### 기 호 설 명

$B$ : 단면폭,  $c_h$ : 수직 감쇠,  $c$ : 비틀림 감쇠

$h$ : 수직 변위,  $\omega$ : 진동수

$H_i^*$ ,  $A_i^*$  ( $i=1,2,3,4$ ): 플러터계수

$K$ : 무차원 진동수(= $B\omega/U$ )

$\bar{L}_{\alpha 1}$ ,  $\bar{L}_{\alpha 0}$ ,  $\bar{L}_{\alpha}$ : 비틀림 가진시 전체 양력, 관성 양력, 공기 양력의 진폭

$\bar{M}_{\alpha 1}$ ,  $\bar{M}_{\alpha 0}$ ,  $\bar{M}_{\alpha}$ : 비틀림 가진시 전체 모멘트, 관성 모멘트, 공기 모멘트의 진폭

$\bar{L}_{h1}$ ,  $\bar{L}_{h0}$ ,  $\bar{L}_h$ : 수직 가진시 전체 양력, 관성 양력, 공기 양력의 진폭

$\bar{M}_{h1}$ ,  $\bar{M}_{h0}$ ,  $\bar{M}_h$ : 수직 가진시 전체 모멘트, 관성 모멘트, 공기 모멘트의 진폭

$U$ : 풍속,  $\alpha$ : 비틀림 변위,  $\rho$ : 공기밀도

$\varphi_{L\alpha 1}$ ,  $\varphi_{L\alpha 0}$ ,  $\varphi_{L\alpha}$ : 비틀림 가진시 전체 양력, 관성 양력, 공기 양력의 위상각

$\varphi_{M\alpha 1}$ ,  $\varphi_{M\alpha 0}$ ,  $\varphi_{M\alpha}$ : 비틀림 가진시 전체 모멘트, 관성 모멘트, 공기 모멘트의 위상각

$\varphi_{Lh1}$ ,  $\varphi_{Lh0}$ ,  $\varphi_{Lh}$ : 수직 가진시 전체 양력, 관성 양력, 공기 양력의 위상각

$\varphi_{Mh1}$ ,  $\varphi_{Mh0}$ ,  $\varphi_{Mh}$ : 수직 가진시 전체 모멘트, 관성 모멘트, 공기 모멘트의 위상각

#### 1. 서 론

풍하중에 의한 교량의 동적 응답을 구하기 위한 수단으로 반해석적인(semi-analytical) 방법이 널리 사

용되고 있다. 반해석적인 방법은 교량의 구조동역학적 특성을 해석적인 방법으로 구현하고, 실험적으로 구한 공기력을 결합하여 사용하는 방법이다. 그런데 해석 수단이 발전하면서 교량의 구조동역학적 거동은 상당히 정확하게 예측을 할 수 있는 단계에 도달했다. 따라서 이러한 반해석적인 방법의 정확성은 교량에 작용하는 공기력을 얼마나 실제에 가까운 값으로 사용하느냐에 달려 있다.

진동중인 교량에 작용하는 풍하중을 모사하기 위한 방법으로 Scanlan 이 제안한 플러터계수가 널리 사용되고 있다. 플러터계수를 추출하기 위한 방법은 아래 네가지 정도로 크게 구분할 수 있다.

① 자유진동법: 하나의 자유도에 대하여 풍속별로 자유진동시킨 후 감쇠율과 진동수를 구하는 방법.

② 임의진동법: 다자유도의 진동을 임의로 발생시킨 후, 각 모드의 감쇠율과 진동수를 추출하여 플러터 계수로 환산하는 방법.

③ 압력측정법: 강제진동시 발생하는 구조물 표면 압력을 측정 후 적분하여 비정상 공기력을 구하는 방법

④ 강제가진법: 가진기와 하중계를 사용하여 강제진동시 발생하는 비정상 공기력을 직접 측정하는 방법

교량에 작용하는 공기력을 실험적으로 구하기 위한 방법으로는 Scanlan 등이 자유진동법을 제안하였다. 그 후 여러 자유도가 혼재한 모형의 응답 신호로부터 동적 특성치를 추출하는 임의진동법에 대한 연구가 많이 이루어졌다(1). Shinozuka[1976] 등은 ARMA 모델을 사용하여 비정상 공기력 계수를 추정하였고, Yamada(2) 등은 확장 칼만 필터를 사용하여

† 전북대학교 토목공학과 박사과정

E-mail: guide1th@chonbuk.ac.kr

Tel: (063) 270-4813, Fax: (063) 270-4814

\* 정회원, 전북대학교 토목공학과 부교수

수직과 비틀에 대한 복합된 시간이력으로부터 공기력을 추출하였다. Poulsen[1992] 등은 제어이론과 system identification 방법을 조합하여 Great Belt 교의 부분모형실험 결과로부터 공기력을 추정하였다. Sarkar 등은 수정된 Ibrahim 방법을 이용하여 시간 영역에서 공기력을 바로 추출하였다(3). Jakobsen 등은 비페팅 응답을 이용하여 교량의 응답함수를 구하는 방법을 제시하였다. Gu 등은 최소자승법을 이용하여 수직과 비틀에 대한 연성거동으로부터 공기력을 추정하였고(4), 권순덕 등이 인공신경망을 사용하여 플러터 계수를 추정하였다(5). 최근에 Sarkar 등은 반복 최소자승법을 이용한 알고리즘을 제시하였다(6). 하지만 임의진동법은 신호의 변동폭이 커서 특정 풍속에 대하여 많은 반복 실험을 필요로 한다. 아울러 풍속이 높아짐에 따라 신호를 추출하기가 어려워진다는 단점도 있다.

압력측정법은 교량 모형의 관성력을 제거할 필요가 없어서 가장 손쉽게 안정된 비정상 공기력을 측정할 수 있는 방법이다. Matsumoto 등은 다양한 변장비를 지닌 사각형 단면에 대한 압력측정을 통하여 플러터계수를 추출하여 제시하였다(7). 하지만 박스 단면이 아닌 오픈 단면일 경우에 압력공을 설치하기 어렵고, 많은 압력공을 설치해야 하는 단점이 있다.

강제가진법은 모형을 강제로 가진시키기 위한 부가적인 장치가 필요하지만, 가장 정확하게 플러터계수를 추출할 수 있는 방법이다. Li 는 가이드레일과 편심을 가지고 움직이는 모터를 스프링과 결합하여 교량 모형을 강제가진 시키는 방법을 제시하였다(8). Li 는 이러한 장치를 워터터널에 적용하여 플러터계수를 구하였다. Diana 등은 유압 액추에이터로 가진되는 교량 부분모형 속에 설치된 다이내모미터를 사용하여 플러터계수를 추출하였다(9). Chen 등은 Li 와 유사한 장치를 이용하여 3 가지 교량 단면에 대한 플러터계수를 구하였다(10).

앞에서 언급한 강제 가진 방법들은 모두 효과적으로 플러터계수를 추출할 수 있는 것으로 판단된다. 하지만 유압액추에이터와 다이내모미터를 사용하는 Diana 등의 장치의 경우에 모형의 크기가 엄청 커야 한다는 단점이 있다. Li 와 Chen 등의 장치는 특정 풍동에 고정되어 있으므로 가변성이 떨어진다는 단점이 있다. 본 연구에서는 이러한 단점을 개선하고자 스텝모터와 로드셀로 구성된 간단한 강제가진장치를 개발하였다. 그리고 개발한 장치를 사용하여 추출한 플러터계수와 이론적인 값을 비교한 결과와 5 가지 교량 단면에 대한 플러터계수를 제시하였다

## 2. 강제가진장치

강제가진장치를 이용한 플러터계수 추출 실험에 사용된 풍동의 시험부는 폭 1(m), 높이(1.5m), 길이(5m)이며, 풍속은 0.3~20m/s 까지 조절이 가능하다(Fig.1).

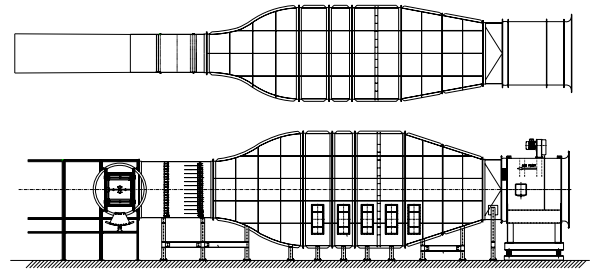


Fig. 1 Chonbuk National University Wind tunnel

실험 장치는 그림 2 에 나와있다. 2 개의 스텝모터와 3 개의 로드셀로 구성되어 있으며, 다양한 실험조건에 활용하기 위해 지지대의 간격, 가진 진폭 및 주기를 조절할 수 있도록 되어있다. 스텝모터와 지지대는 풍동 실험시 영각을 조절하기 위해 턴버클 형태로 연결되어 있으며, 모형과의 연결부분에 3 개의 로드셀을 이용하여 풍상측과 풍하측의 힘을 측정한다. 그리고, 가진 장치의 지지대에 광학식 변위계를 이용하여 가진 시 기준이 되는 위상각과 가진 진폭을 측정한다.

2 개의 스텝모터는 NI Motion Board 와 UMI7764 를 이용하여 연결하고, Labview 를 이용하여 강제가진장치 작동시 rpm 단위로 2 개의 스텝모터를 제어하였다. 수직가진시에는 2 개의 스텝모터를 동일한 위상상태에서 동시에 가진하였으며, 비틀가진시에는 풍상측 가진측의 스텝모터 위상을 180 도 변경시킨 후 가진하였다. 기구적으로 원형실린더를 통해 스텝모터의 회전운동을 가진측의 정현파 운동으로 바꾸어주므로 스텝 모터의 Pulse 신호는 1 Pulse 방식으로 입력하였다.

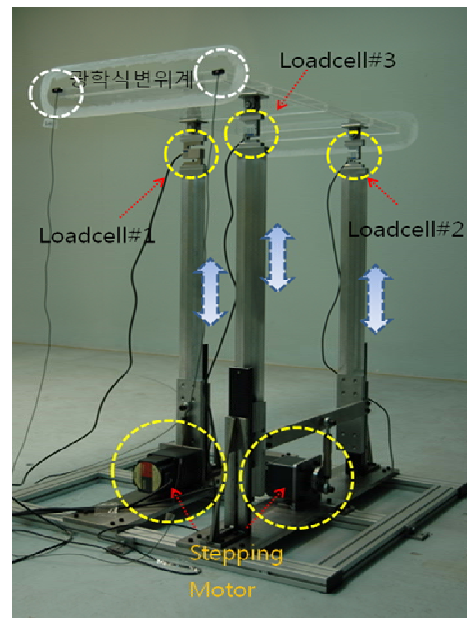


Fig. 2 Vibration excitation system

## 3. 플러터계수의 추출

### 3.1 바람-교량 상호작용

진동중인 교량에 작용하는 비정상 공기력을 표현

하기 위하여 여러가지 방법이 사용되나, 다음과 같은 Scanlan 의 방법이 일반적으로 사용된다.

$$\hat{L}_\alpha(t) = \frac{1}{2} \rho U^2 B \left[ KH_1^* \frac{\dot{h}}{U} + KH_2^* \frac{B\dot{\alpha}}{U} + K^2 H_3^* \alpha + K^2 H_4^* \frac{h}{B} \right] \quad (1a)$$

$$\hat{M}_\alpha(t) = \frac{1}{2} \rho U^2 B^2 \left[ KA_1^* \frac{\dot{h}}{U} + KA_2^* \frac{B\dot{\alpha}}{U} + K^2 A_3^* \alpha + K^2 A_4^* \frac{h}{B} \right] \quad (1b)$$

여기서,  $h$  는 수직 변위,  $K (= B\omega/U)$  는 무차원 진동수,  $\alpha$  는 비틀 변위,  $U$  는 풍속,  $B$  는 단면폭,  $\rho$  는 공기밀도,  $\hat{L}_\alpha$  는 양력,  $\hat{M}_\alpha$  는 피칭 모멘트를 의미한다. 그리고  $H_i^*$ ,  $A_i^*$  ( $i=1,2,3,4$ )는 필터계수 혹은 자발공기력계수로서 풍동실험에서 구하는 값이다.

평판의 경우에 Theodorsen(12)이 이론적으로 공기력을 식 (1)과 비교하면 다음과 같이 필터계수를 나타낼 수 있다.

$$H_1^* = -\frac{2\pi F}{K} \quad H_2^* = -\frac{\pi}{2K} \left[ 1 + \frac{4G}{K} + F \right] \quad (2a)$$

$$H_3^* = -\frac{\pi}{K^2} \left[ 2F - \frac{GK}{2} \right] \quad H_4^* = \frac{\pi}{2} \left[ \frac{4G}{K} \right]$$

$$A_1^* = \frac{\pi F}{2K} \quad A_2^* = -\frac{\pi}{2K^2} \left[ \frac{K}{4} - G - \frac{KF}{4} \right] \quad (2b)$$

$$A_3^* = \frac{\pi}{2K^2} \left[ F - \frac{KG}{4} \right] \quad A_4^* = -\frac{\pi G}{2K}$$

### 3.2 순수 공기력의 산정

가진 장치를 사용하여 교량 모형에 다음과 같은 순수 비틀 강제진동 변위 및 속도를 가할 수 있다.

$$\alpha(t) = \alpha_0 \cos(\omega_\alpha t) \quad (3a)$$

$$\dot{\alpha}(t) = -\omega_\alpha \alpha_0 \sin(\omega_\alpha t) \quad (3b)$$

이때 교량 모형에 작용하는 단위길이당 양력 및 피칭 모멘트는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$L_\alpha(t) = \bar{L}_\alpha \cos(\omega_\alpha t + \varphi_{L\alpha}) \quad (4a)$$

$$= -\bar{L}_\alpha \sin \varphi_{L\alpha} \sin \omega_\alpha t + \bar{L}_\alpha \cos \varphi_{L\alpha} \cos \omega_\alpha t$$

$$M_\alpha(t) = \bar{M}_\alpha \cos(\omega_\alpha t + \varphi_{M\alpha}) \quad (4b)$$

$$= -\bar{M}_\alpha \sin \varphi_{M\alpha} \sin \omega_\alpha t + \bar{M}_\alpha \cos \varphi_{M\alpha} \cos \omega_\alpha t$$

강제 가진시 로드셀에서 양력과 피칭 모멘트를 측정하고 이를 푸리에(Fourier) 변환 후 피크값을 찾으면 진폭이 된다. 위상각을 찾기 위해서는 먼저 식 (3a)의 가진 신호와 식 (4)의 신호를 각각 힐버트(Hilbert) 변환한다. 그리고 힘과 모멘트의 위상각에 비틀 신호의 위상각을 빼주면 강제 가진에 대한 상대적인 위상각을 구할 수 있다.

측정한 힘에서 관성력을 제거하여 공기력만 구하는 과정은 다음과 같다. 풍속 0 인 상태에서 측정된 로드셀의 힘은 관성력이다. 관성력중에서 양력의 진폭과 위상각을 각각  $\bar{L}_{\alpha 0}$ ,  $\varphi_{L\alpha 0}$  라 하고, 특정 풍속에

서 측정된 양력의 진폭과 위상각을 각각  $\bar{L}_{\alpha 1}$ ,  $\varphi_{\alpha 1}^L$  라 하자. 특정 풍속에서 측정된 힘은 공기력과 관성력을 동시에 포함하고 있다. 따라서 전체 힘에서 관성력을 빼주면 순수한 공기력의 진폭과 위상차를 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\bar{L}_\alpha = \sqrt{b_1^2 + b_2^2} \quad (5a)$$

$$\varphi_{L\alpha} = \tan^{-1}(b_2/b_1) \quad (5b)$$

여기서

$$b_1 = \bar{L}_{\alpha 1} \cos \varphi_{L\alpha 1} - \bar{L}_{\alpha 0} \cos \varphi_{L\alpha 0} \quad (6a)$$

$$b_2 = \bar{L}_{\alpha 1} \sin \varphi_{L\alpha 1} - \bar{L}_{\alpha 0} \sin \varphi_{L\alpha 0} \quad (6b)$$

관성 모멘트도 동일한 요령으로 공기력만 구할 수 있다. 그리고 수직 가진에 대해서도 로드셀에서 측정된 전체 힘에서 관성력을 빼주면 순수한 공기력의 진폭과 위상차를 구할 수 있다.

### 3.3 필터계수

수직 진동없이 순수 비틀 진동만 할 때, 식 (3)를 식 (1)의 우측항에 각각 대입하여 정리하면 비틀 가진에 의한 양력 및 모멘트를 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\hat{L}_\alpha(t) = -qBK^2 \alpha_0 H_2^* \sin(\omega_\alpha t) + qBK^2 \alpha_0 H_3^* \cos(\omega_\alpha t) \quad (7a)$$

$$\hat{M}_\alpha(t) = -qB^2 K^2 \alpha_0 A_2^* \sin(\omega_\alpha t) + qB^2 K^2 \alpha_0 A_3^* \cos(\omega_\alpha t) \quad (7b)$$

식 (7)은 운동방정식에서 가정한 공기력이고, 식 (4)은 로드셀에서 측정된 공기력이다. 이 두 식이 동일해야 하므로 각각의 sin 과 cos 항을 같다고 놓고 필터계수를 구하면 다음과 같다.

$$H_2^* = \frac{\bar{L}_\alpha}{\alpha_0} \frac{2 \sin \varphi_{L\alpha}}{\rho U^2 BK^2} \quad (8a)$$

$$H_3^* = \frac{\bar{L}_\alpha}{\alpha_0} \frac{2 \cos \varphi_{L\alpha}}{\rho U^2 BK^2} \quad (8b)$$

$$A_2^* = \frac{\bar{M}_\alpha}{\alpha_0} \frac{2 \sin \varphi_{M\alpha}}{\rho U^2 B^2 K^2} \quad (8c)$$

$$A_3^* = \frac{\bar{M}_\alpha}{\alpha_0} \frac{2 \cos \varphi_{M\alpha}}{\rho U^2 B^2 K^2} \quad (8d)$$

마찬가지로 모형을 수직 가진시키고 측정된 힘으로부터 나머지 필터계수를 다음과 같이 구할 수 있다.

$$H_1^* = \frac{\bar{L}_h}{h_0} \frac{2 \sin \varphi_{Lh}}{\rho U^2 K^2} \quad (9a)$$

$$H_4^* = \frac{\bar{L}_h}{h_0} \frac{2 \cos \varphi_{Lh}}{\rho U^2 K^2} \quad (9b)$$

$$A_1^* = \frac{\bar{M}_h}{h_0} \frac{2 \sin \varphi_{Lh}}{\rho U^2 BK^2} \quad (9c)$$

$$A_4^* = \frac{\bar{M}_h}{h_0} \frac{2 \cos \varphi_{Lh}}{\rho U^2 BK^2} \quad (9d)$$

## 4. 실험 결과

### 4.1 실험 모형

실험 모형은 총 6 개의 모형을 가지고 진행하였다. Theodorsen 함수에 의해 구해진 이론적인 플러터 계수와와의 비교를 위한 아크릴 검증모형(B/H=20)과 플러터 계수 추출을 위한 5 개의 교량의 단면은 Fig.3 에 나타나 있다.

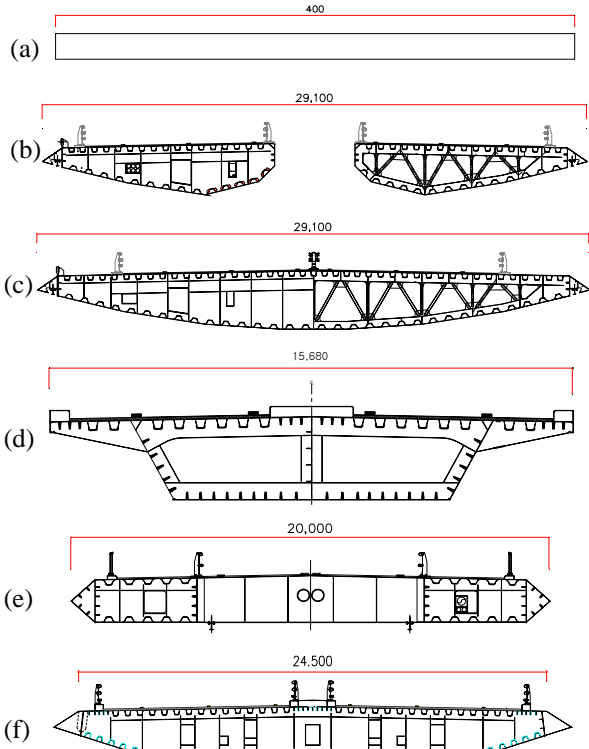


Fig. 3 Cross section of experimental models: (a)S1; (b) S2; (c) S3; (d) S4; (e) S5; (f) S6

### 4.2 결과의 비교 검증

식 (7)과 가진 장치로부터 구한 플러터계수는 Fig.5 에 비교하였다. 그림에서 직선은 평판의 이론치이고, 표식은 폭고비 20 인 직사각형 단면(S1)의 실험치이다. 실험결과에서 보듯이  $H_2^*$ 와  $H_4^*$ 를 제외하고는 대부분 잘 일치하는 것을 알 수 있다.

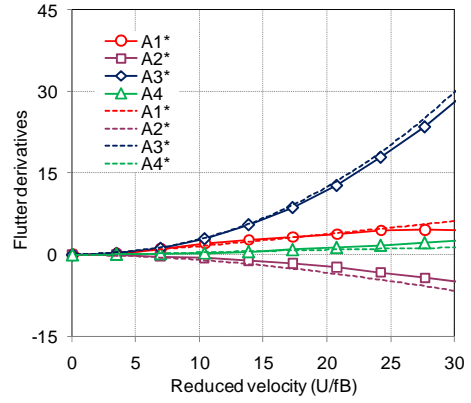
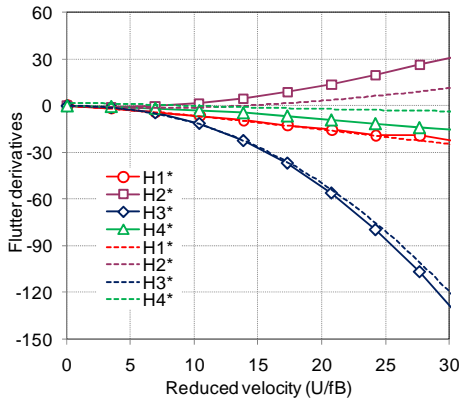


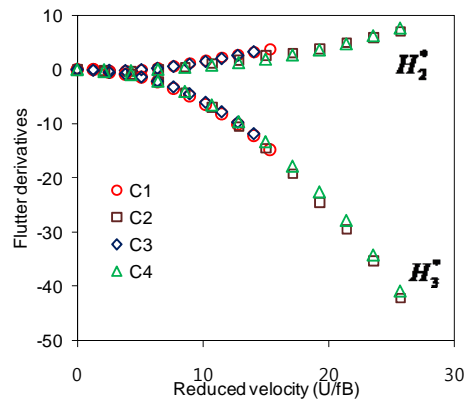
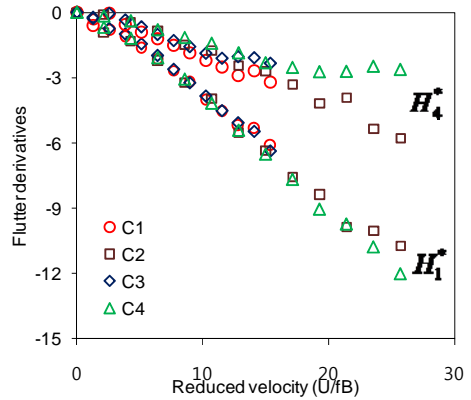
Fig. 4 Comparison of the identified flutter derivatives (dotted line : Theodorsen's analytical results, marked line: sectional acrylic model S1)

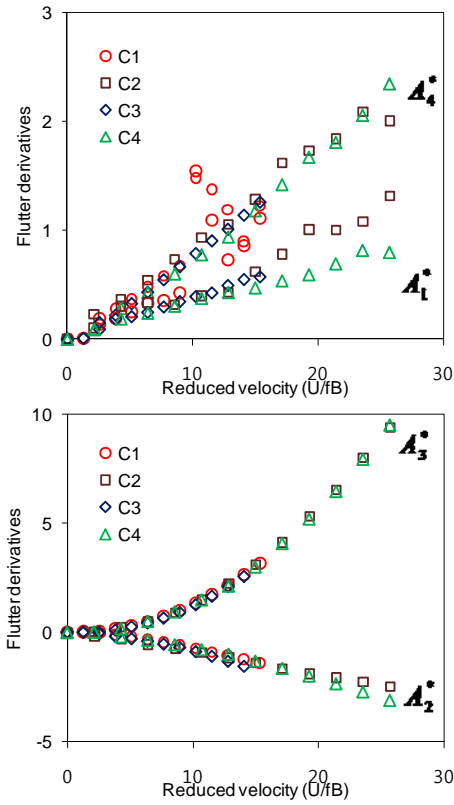
### 4.3 가진 진폭 및 진동수의 영향

개발된 장치의 가진 진폭 및 진동수의 영향을 파악하기 위하여, 모형 S2 에 대해서는 실험조건을 달리하여 플러터계수를 추출하였다. 실험조건은 Table 1 실험결과는 Fig.5 에 나타나 있다.

Table 1 Test parameters of the bluff sectional model S2(zero angle of attack)

Test number	Freq. (Hz)	Amplitude		Reduced wind speed(U/B)	
		H (mm)	A (rad)	Range	Increment
C1	1.9714	5	0.0427	0-15.3383	1.2782
C2	1.1778	5	0.0427	0-25.6733	2.1394
C3	1.9714	15	0.1275	0-15.3383	1.2782
C4	1.1778	15	0.1275	0-25.6733	2.1394



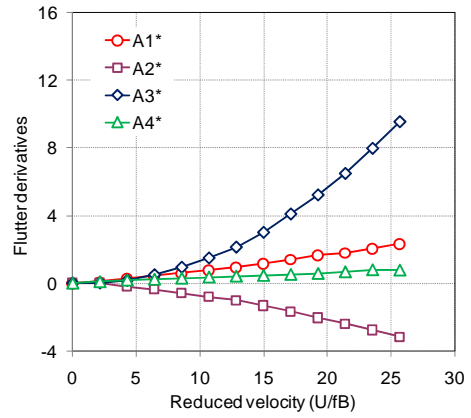
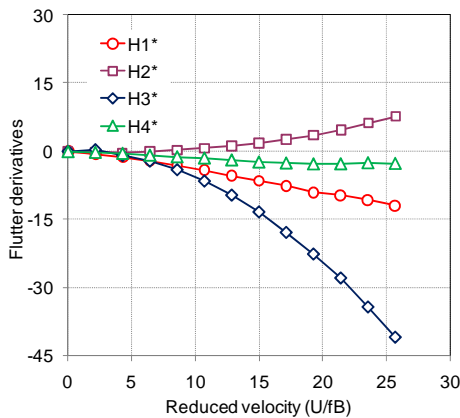


**Fig. 5** Flutter derivatives for the bluff sectional model S2 under excitations with various frequencies and amplitudes

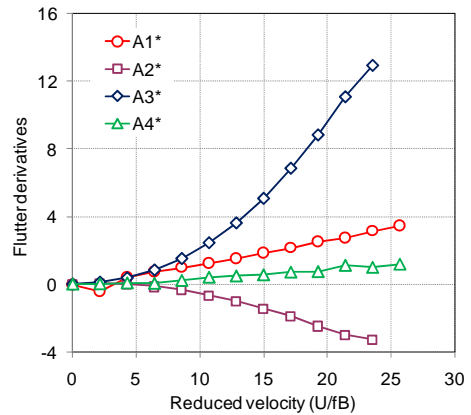
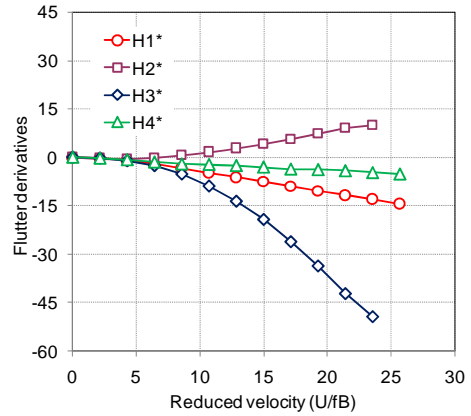
모형 S2 의 경우 가진 진동수와 진폭에 상관없이 비슷한 경향이 나타났으며, 그 값이 작은 H4\*, A1\*, A4\*의 경우 상대적으로 변동성이 좀 더 크게 나타났다.

#### 4.4 다양한 교량 단면의 플러터계수

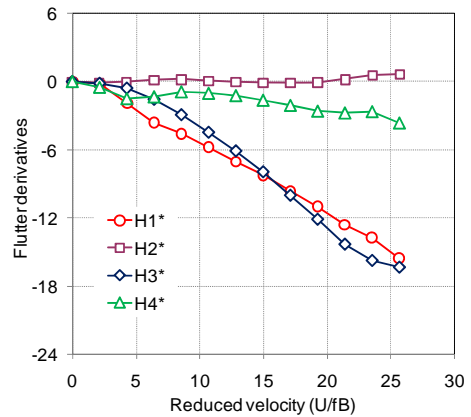
가진 진폭 및 진동수를 동일하게 하여 아크릴 검 증 모형 및 각기 다른 단면을 가지는 5 가지 교량 모형에 대한 플러터 계수를 추출하였다. S1 은 폭고비 20 의 아크릴 검증모형, S2 는 트윈박스 거더를 가지는 현수교, S3 는 싱글박스 현수교, S4 는 박스형태의 1 면 자정식 현수교, S5, S6 는 사장교이다. Fig.6~10 은 5 가지 교량 단면의 영각 0 도일 때 강제가진 장치를 이용하여 추출된 플러터계수 결과 그래프이다.



**Fig. 6** Flutter derivatives(Sectional Model S2)



**Fig. 7** Flutter derivatives(Sectional Model S3)



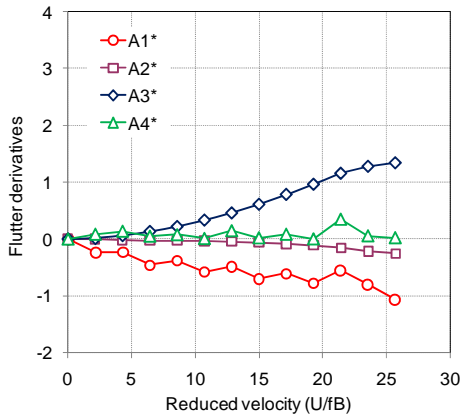


Fig. 8 Flutter derivatives(Sectional Model S4)

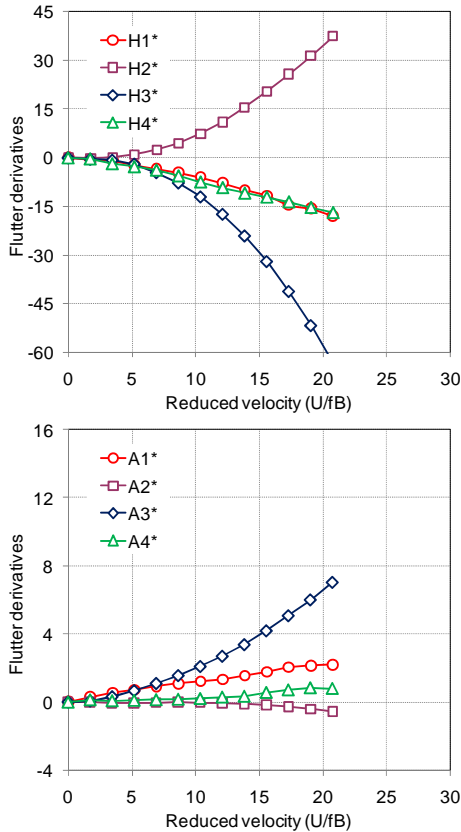


Fig. 9 Flutter derivatives(Sectional Model S5)

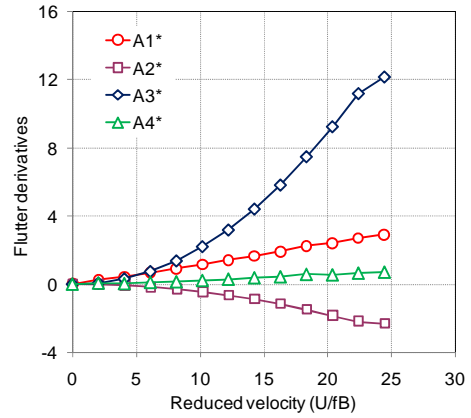
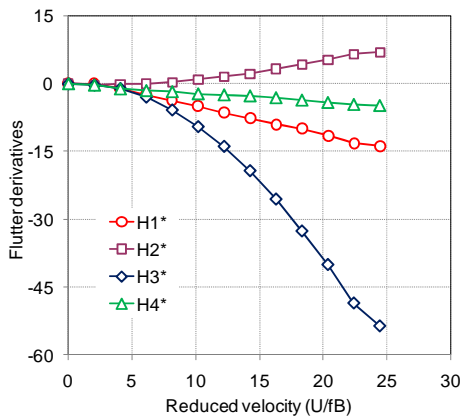


Fig. 10 Flutter derivatives(Sectional Model S6)

## 5. 결론

본 연구에서는 진동중인 교량에 작용하는 비정상 공기력을 표현하는 플러터계수를 추출하기 위해 스텝모터와 로드셀로 구성된 강제가진장치를 개발하였다. 개발된 강제가진장치를 통해 다양한 교량의 플러터 계수를 추출한 결과는 다음과 같다.

1. 개발된 장치의 검증을 위해 해석적인 방법과 비교하였으며, 모형 S2의 경우 가진 진동수와 진폭에 관계없이 일관성 있는 실험결과를 확인하였다. 이는 개발된 장치가 플러터계수를 추출함에 있어 효과적이며 신뢰성이 있음을 보여준다.
2. 지지대의 거리를 조절하여 다양한 단면을 가지는 교량에 대해서도 효과적으로 장치의 적용이 가능하며, 지지대의 높이를 조절하여 영각의 변화에 따른 실험이 가능함을 확인하였다.
3. 강제가진 장치를 이용하여 다양한 단면을 가지는 교량의 플러터 계수를 추출하였다.

## 후 기

본 연구는 본 연구는 국토해양부 지역기술혁신사업의 연구비지원(05 지역특성 B05-01)에 의해 수행되었습니다.

## 참 고 문 헌

- (1) Scanlan, R. H. and Tomko, J. T., 1971, "Airfoil and bridge deck flutter derivatives", J. of Engineering Mechanics, ASCE, Vol. 97, No. 6, pp.1717-1733.
- (2) Yamada, H. and Ishikawa, H., 1992, "Measurement of aerodynamic parameters by extended Kalman filter algorithm", J. of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics, Vol. 42, pp.1255-1263.
- (3) Sarkar, P. P., Jones, N. P. and Scanlan, R. H., 1994, "Identification of aeroelastic parameters of flexible bridges", J. of Engineering Mechanics, ASCE, Vol. 120, No. 8, pp.1718-1741.
- (4) Gu, M., Zhang, R. and Xiang, H., 2000,

"Identification of flutter derivatives of bridge decks", J. of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics, Vol. 84, pp.151-162.

(5) 권순덕, 배주성, 이규원, 2002, "신경망을 이용한 비정상 공기력의 추출", 한국풍공학회 학술발표회 논문집, pp153-157.

(6) Sarkar P.P, Chowdhury A, Gardner T.B., 2004, A novel elastic suspension system for wind tunnel section model studies. J. of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, Vol. 92, pp.23-40.

(7) Matsumoto, M., Kobayashi, Y., and Shirato, H, 1996, "The Influence of Aerodynamic Derivatives on Flutter", J. of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics, Vol. 60, pp.227-239

(8) Li, Q.C., 1995, Measuring flutter derivatives for bridge sectional models in water channel, J. of Engineering Mechanics, ASCE, 121(1), pp.90-101.

(9) Diana, G., Resta, F., Zasso, A., Belloli, M., Rocchi, D., 2004, Forced motion and free motion aeroelastic tests on a new concept dynamometric section model of the Messina suspension bridge, J. of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, Vol. 92, pp.441-462

(10) Chen, Z.Q., Yu, X.D., Yang, G. and Spencer, B.F., 2005, Wind-Induced Self-Excited Loads on Bridges, J. of Structural Engineering, ASCE, 131(2), pp.1783-1793.

(11) U.Y. Jeong & S.D. Kwon, 2003, "Sequential numerical procedures for predicting flutter velocity of bridge sections", Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, Vol. 91, Issue 1, pp.291-305.

(12) Theodorsen, T., 1935, General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter, NACA Report No. 496

(13) 박성중, 권혁중, 이인, 한재홍, 2004, "교량 구조물의 유체유발 진동해석", 한국소음진동공학회논문집, Vol. 14, no5, pp.402-409.