

# CFD에 의한 사각단면의 플러터계수 산출

Evaluation of Rectangular Section Flutter Derivatives by CFD

민 원<sup>1)</sup> · 이 용 재<sup>2)</sup>

Min, Won · Lee, Yong Jae

요약 : CFD를 이용하여 풍하중을 받는 구조부재의 Indicial 함수를 구하고 이로부터 플러터 계수를 얻는 방법을 제안한다. 이를 위해 유한요소법을 이용한 CFD 프로그램을 개발하고 이것을 사용하여 순간적 영각 변화에 따른 공기력계수의 시간적 변화, 즉 Indicial 함수를 구한다. 이 함수를 Fourier적분하여 플러터 계수를 구한다. 이 방법에서는 유체 속에서 진동하는 물체를 직접 시뮬레이션 하는 대신에 일정한 영각을 갖는 고정된 구조물의 수직력 및 회전력의 시간적 변화만을 구하면 된다. 이 방법의 타당성을 검증하기 위해 단면비가 다른 2개의 직사각 단면에 대해 본 연구에서 개발한 프로그램을 사용하여 플러터 계수를 구하고, 또 풍동실험을 실시하여 같은 단면에 대한 플러터 계수를 구하여 서로 비교하였다. 본 연구결과는 교량의 예비설계 단계에서 효과적으로 사용할 수 있을 것이다.

ABSTRACT : An evaluation method for flutter derivatives is proposed, using indicial functions of structural members produced by Computational Fluid Dynamics (CFD). Flutter derivatives are obtained by Fourier integration of indicial functions. Instead of direct simulation of oscillating objects, only the calculation of time-dependent lift and moment variations of fixed objects with constant attack angle are necessary. The Finite Element Method (FEM) is developed as a tool for the numerical method. For two rectangular sections having different aspect ratios, the numerical analysis and wind tunnel test are carried out to inspect the adequacy of this study. The results proved to be good, and they could be used for a preliminary design.

핵심용어 : 플러터계수, 전산유체역학, Indicial 함수, 유한요소법, 유체-구조물 상호작용.

KEYWORDS : flutter derivatives, CFD, indicial function, FEM, fluid-structure interaction.

## 1. 서 론

교량구조물이 장대화, 경량화 되면서 내풍설계의 중요성이 대두되고 있다. 특히 공탄성불안정(Aeroelastic Instability) 현상인 플러터(Flutter)가 미국 Old Tacoma Narrow 교의 낙교사고의 원인으로 밝혀지면서 이것은 교량 내풍설계에서 중요한 요소로 고려되기 시작하였다. 플러터 현상을 해석하기 위해서는 플러터 계수의 산출이 필요하다. 플러터 계수를 구하는 가장 믿을 수 있는 방법은 풍동실험에 의한 것이다(이용재, 2001, 1998). 그러나 이 방법은 비용과 시간이 너무 많이 소요된다. 최근에는 풍동실험을 보완 또는 장기적으로는 대체까지도 기대할 수 있는 기술로서 전산 유체 동역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)에 대한 연구가

수행되어 왔다 (정운용, 2001; Brar, 1996). 교량주위를 흐르는 유체는 Navier Stokes(NS)방정식으로 표시되고 이 방정식은 Lagrangian Approach(LA) 방법과 Eulerian Approach(EA) 방법으로 풀이할 수 있다(Walther, 1997; Hughes, 1979). 또 근래에는 각 방법의 장점을 살려 두 방법을 혼합한 Arbitray Lagragian Eulerian(ALE) 접근법이 제시되었다 (Nomura, 1992). 수치해석법으로는 유한차분법(FDM)이 일반적으로 사용되어왔으나 최근에는 유한요소법(FEM)의 유용성이 입증되어 후자가 더 많이 사용되고 있는 경향이다(Reddy, 1993). 그러나 어느 방법을 사용하더라도 유체와 운동하는 구조물과의 상호작용을 고려해야하는 공탄성(aeroelasticity) 문제에서는 구조물과 유체사이의 경계가 시간에 따라 변하게 되어 구조물 주위의 유속이나 압력의 계산에 매우 많은 시간과 노력이 필요하게 된다. EA에서는

1) 정희원, (주) 하이콘엔지니어링 사장, 공학박사

(Tel:011-236-7226, Fax:02-2201-0783, E-mail: civilengr@korea.com)

2) 정희원, 건국대학교 토목공학과 교수, 공학박사(yjlee@konkuk.ac.kr)

본 논문에 대한 토의를 2004년 6월 30일까지 학회로 보내주시면 토의 회답을 게재하겠습니다.

NS방정식을 격자(grid)위에서 풀게 된다. 따라서 효과적인 격자 구조를 만드는 것이 매우 중요하다. 그러나 이 방법에서는 고정된 격자를 사용하므로 구조물이 유체속에 고정된 경우에는 가장 효과적인 방법으로 평가되고 있으나 구조물이 진동하는 경우에는 유체와의 경계면이 시시각각 변함으로 이 경계 조건을 만족시키는 데에는 매우 큰 어려움이 있다. LA의 대표적인 방법으로 Vortex Method가 있다 (Walther, 1997). 여기서는 유체입자를 따라가면서 위치와 유속을 구하고 필요하면 압력을 구한다. 이 방법은 고정된 격자가 필요 없어서 운동하는 구조물 주변의 유체흐름을 묘사하는데 아주 좋은 방법으로 생각된다. 그러나 이때 매우 많은 수의 유체요소와 아주 짧은 간격의 시간요소를 사용하지 않으면 좋은 결과를 기대할 수 없다. ALE에서는 운동하는 구조물과 멀리 떨어진 곳에서는 EA와 마찬가지로 고정격자를 사용하고 구조물과 가까운 곳에서는 이동격자를 사용하여 앞의 두 방법의 장점을 취하려고 노력하였다(Nomura, 1992). 그러나 이 방법에서는 격자의 이동방법이 매우 복잡하고 한정되어 있어서 문제해석에 많은 시간과 노력이 필요하다. 위의 설명과 같이 어느 방법을 사용하더라도 운동하는 물체 주변의 유속과 압력을 계산하는 것은 매우 어렵고 시간과 노력이 많이 소요되는 문제이다. 이것을 극복하기 위하여 본 연구에서는 Indicial 함수를 이용하여 운동하는 물체에 작용하는 힘을 계산하는 방법을 제안한다 (Brar, 1996). Indicial함수는 비행역학에서 발전한 것으로 풍향과 평행한 평판구조물이 순간적인 각 변화를 하는 경우에 구조물에 작용하는 힘의 시간에 따른 변화를 표시하는 함수를 말한다(Simiu, 1996). 이 함수로부터 Theodorsen의 순환함수를 계산하고 이로부터 구조물에 작용하는 양력과 회전력 및 플러터 계수를 계산한다. 이 방법의 가장 큰 특징은 일정한 유속의 유체 속에서 단순조화운동을 하는 구조물에 작용하는 힘을 직접 구하는 대신에 고정구조물에 작용하는 힘의 시간적 변화를 구하고 이로부터 해석적인 방법으로 어렵지 않게 운동하는 구조물에 작용하는 힘을 구할 수 있다는 것이다. 따라서 구조물의 운동으로 인한 경계조건의 변화와 같은 복잡한 문제가 생기지 않고 계산시간을 대폭 줄일 수 있다. Brar(1996)등은 상용 CFD 프로그램인 FIDAP을 이용하여 플러터 계수를 구하여 이 방법의 가능성을 보여주었다. 그러나 이것은 다목적 상용프로그램의 특성상 사용이 매우 복잡하고, FIDAP으로 Indicial 함수를 구하고 또 다른 프로그램으로 플러터 계수를 구한다. 또 이 방법은 원래 유선형의 비행날개에 적용되는 이론임으로 일반구조물에 적용되기 위해서는 좀더 많은 연구가 필요하다. 본 연구에서는 FEM에 의한 전용 CFD프로그램과 Fourier 적분프로그램 등을 개발하여 플러터 계수를 구하고 풍동실험을 실시하여 얻은 값과 비교하여 본 방법의 유용성을 평가한다.

## 2. 지배방정식과 해법

공기의 자중을 무시하면 NS 방정식은 다음과 같이 표시할 수 있다(Reddy, 1993).

$$\rho \left( \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} \right) - \mu [2 \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial}{\partial y} (\frac{\partial u}{\partial y}) + \frac{\partial v}{\partial x}] + \frac{\partial P}{\partial x} = 0 \quad (1)$$

$$\rho \left( \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} \right) - \mu [\frac{\partial}{\partial x} (\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}) + 2 \frac{\partial^2 v}{\partial y^2}] + \frac{\partial P}{\partial y} = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (3)$$

여기서  $\mu$ 는 점성계수,  $\rho$ 는 밀도,  $u, v$ 는 각각  $x, y$  방향의 속도 성분,  $P$ 는 공기압을 나타낸다. 식 (3)은 공기의 비압축성을 나타내는 식이다. 유한요소법에 의해 위의 방정식을 풀 때에 계산상의 효율성을 높이기 위하여 Penalty함수의 방법을 사용한다(Hughes, 1979). 이때 압력변수  $P$ 가 빠지고  $u, v$  만의 변수를 갖는 다음과 같은 방정식을 얻을 수 있다(Reddy, 1993).

$$\begin{bmatrix} [M] & [0] \\ [0] & [M] \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \{u\} \\ \{v\} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} [K^{11}] & [K^{12}] \\ [K^{21}] & [K^{22}] \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \{u\} \\ \{v\} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \{F_1\} \\ \{F_2\} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\text{여기서, } [M_{ij}] = \int_{\Omega_e} \rho \psi_i \psi_j dx dy$$

$$[K^{11}] = 2\mu [S^{11}] + \mu [S^{22}] + \gamma [S^{11}] + [\bar{S}^{11}]$$

$$[K^{12}] = \mu [S^{12}]^\top + \gamma [S^{12}]$$

$$[K^{21}] = \mu [S^{12}] + \gamma [S^{12}]^\top$$

$$[K^{22}] = 2\mu [S^{22}] + \mu [S^{11}] + \gamma [S^{22}] + [\bar{S}^{11}]$$

$$[S_{ij}^{11}] = \int_{\Omega_e} \frac{\partial \psi_i}{\partial x} \frac{\partial \psi_j}{\partial x} dx dy,$$

$$[S_{ij}^{12}] = \int_{\Omega_e} \frac{\partial \psi_i}{\partial x} \frac{\partial \psi_j}{\partial y} dx dy$$

$$[S_{ij}^{22}] = \int_{\Omega_e} \frac{\partial \psi_i}{\partial y} \frac{\partial \psi_j}{\partial y} dx dy.$$

$$[F_i^1] = \int_{\Gamma_e} t_x \psi_i ds,$$

$$[F_i^2] = \int_{\Gamma_e} t_y \psi_i ds$$

$$[\bar{S}_{ij}^{11}] = \int_{\Omega_e} \psi_i (\bar{u} \frac{\partial \psi_i}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \psi_j}{\partial y}) dx dy : \text{비선형을 고}$$

려한 항으로  $\bar{u}, \bar{v}$  는 전 단계에서 이미 알고있는 유속을 표시 한다.

$t_x, t_y$  : 경계 응력 성분

$$u = \sum_{j=1}^n u_j \psi_j^e, \quad v = \sum_{j=1}^n v_j \psi_j^e$$

$\psi_j^e$  : 보간 함수

$i, j = 1, 2, 3, \dots, n$

$\rho$  : 밀도 ( $kg/m^3$ )

$\Omega_e$  : 요소내부

$\Gamma_e$  : 경계

$\gamma$  : Penalty parameter

식 (4)의 비선형 방정식은 경계조건을 넣은 후에 선형화에 의한 반복법으로 계산한다. 여기서 사용한 Picard 방법은 직접 반복법으로서 다음과 같이 한다(Reddy, 1993).

$$[K(\{\Delta\}^r)]\{\Delta\}^{r+1} = \{F\} \quad (5)$$

여기서  $\{\Delta\}^r$ 은  $r$  번째 반복에서의 속도 벡터이다. 따라서  $K_{ij}$ 는  $\{\Delta\}^r$ 을 사용하여 계산하면 위의 식에서  $(r+1)$  번째 해를 구할 수 있다.

허용 오차는 다음과 같다.

$$\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N |\Delta_i^{r+1} - \Delta_i^r|^2}{\sum_{i=1}^N |\Delta_i^{r+1}|^2}} < \epsilon \quad (6)$$

여기서,  $\epsilon = 10^{-3}$ 로 한다.

위와 같이 유속  $u, v$ 를 구한 후 압력  $P$ 는 다음 식 (7)에 의해 구한다.

$$P = -\gamma \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \quad (7)$$

물체표면의 압력  $P$ 로부터 물체에 작용하는 양력  $L$  및 회전력  $M$ 을 구할 수 있고 이로부터 양력계수  $C_L$  및 회전력 계수  $C_M$ 을 다음 식으로 구한다(Simiu, 1996)

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U^2 B} \quad (8)$$

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho U^2 B^2}$$

여기서  $U$  : 평균풍속

$B$  : 교량 단면(Deck) 폭

$\rho$  : 공기 밀도

### 3. Indicial 함수에 의한 플러터 계수 산출

Theodorsen(1935)은 순환함수(Theodorsen's Circulation function)를 이용하여 조화 진동하는 평판 날개에 작용하는 양력  $L$  및 회전력  $M$ 을 식 (9) 및 (10)과 같이 계산하였다.

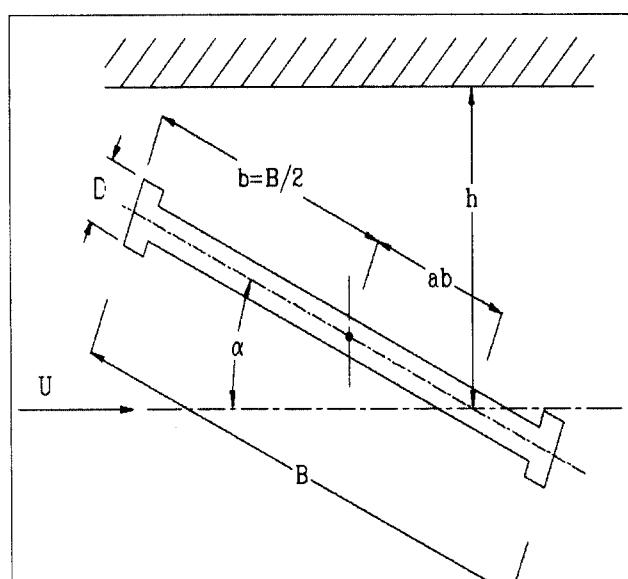


그림 1. 기호

$$\begin{aligned} L = & -\frac{1}{2} \rho U^2 b (2\pi) \left( \frac{b \ddot{a}}{U} + \frac{b}{U^2} \ddot{h} \right. \\ & - \frac{b^2}{U^2} a \ddot{a} + 2C(k)[a + \frac{\dot{h}}{U}] \\ & \left. + (\frac{1}{2} - a) \frac{b \dot{a}}{U} \right] \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} M = & -\frac{1}{2} \rho U^2 b^2 (2\pi) \left( (\frac{1}{2} - a) \frac{b \dot{a}}{U} \right. \\ & - \frac{b}{U^2} a \ddot{h} - \frac{b^2}{U^2} (\frac{1}{8} + a^2) \ddot{a} \\ & + 2C(k)(a + \frac{1}{2})[a + \frac{\dot{h}}{U}] \\ & \left. + (\frac{1}{2} - a) \frac{b \dot{a}}{U} \right] \end{aligned} \quad (10)$$

여기서,  $C(k)$ 는 Theodorsen의 순환함수,  $h = h_0 e^{iut}$ ,  $\alpha = \alpha_0 e^{iut}$ ,  $k = bw/U$ ,  $b = B/2$ (비행 평판의 반현),  $U$ 는 평균풍속,  $w$ 는 진동수, 그리고  $ab$ 는 중심으로부터 회전축까지의 거리이다.

한편 Wagner (1925)는 평판날개에 작용하는 순환양력(Circulatory Lift)을 Theodorsen 과는 다르게 Indicial 함수를 사용하여 영각의 순간적인 변화에 따른 공탄성양력의 시간에 따른 변화를 다음 식으로 나타내었다(Bisplinghoff, 1995).

$$L = \frac{1}{2} \rho U^2 2b (2\pi) \alpha_0 \Phi(s) \quad (11)$$

여기서,  $\alpha_0$ 는 순간적인 각변화량,  $2\pi = dC_L/d\alpha$ ,  $s = Ut/b$ 는 무차원 시간이고,  $\Phi(s)$ 는 Wagner Indicial 함수로 시간이 지나  $s$ 가 커져 안정상태가 되면 1에 가까워진다.

Garrick (1938)은 수학적 해석을 통해 Theodorson의 순환함수와 Wagner의 Indicial 함수가 식 (12)와 같이 Fourier 변환관계에 있음을 증명하였다(Bisplinghoff, 1995).

$$\frac{C(k)}{ik} = \int_0^\infty \Phi(s) e^{-iks} ds \quad (12)$$

식 (11)로부터 양력 및 회전력 Indicial 함수  $\Phi_L(s)$  및  $\Phi_M(s)$ 를 사용하여 순간적인 영각변화에 따른 양력  $L$  및 회전력  $M$ 을 다음과 같이 쓸 수 있다(Brar, 1996)

$$L = \frac{1}{2} \rho U^2 B \frac{dC_L}{d\alpha} \alpha_0 \Phi_L(s) \quad (13)$$

$$M = \frac{1}{2} \rho U^2 B^2 \frac{dC_M}{d\alpha} \alpha_0 \Phi_M(s) \quad (14)$$

$\Phi_L(s)$ ,  $\Phi_M(s)$ 는 각각 양력 및 회전력의 Indicial 함수로 식(8)과 위의 식을 비교하고 구조물의 대칭을 고려하면  $\Phi_L(s) = L/L_s$ ,  $\Phi_M(s) = M/M_s$ 로 구하거나 양력 계수비  $\Phi_L(s) = C_L/C_{LS}$  및 회전력 계수비  $\Phi_M(s) = C_M/C_{MS}$ 로 부터 구할 수 있다. 여기서 첨자  $S$ 는 안정상태(steady state)에서의 값을 의미한다.

(9) 및 (10) 식에서  $dC_L/d\alpha = 2\pi$ ,  $dC_M/d\alpha = \pi/2$ ,  $b = B/2$ ,  $ab = 0$  으로 놓고 가속도 항은 영향이 작다고 보고무시하면 다음 식과 같이 된다.

$$\begin{aligned} L = & -\frac{1}{2} \rho U^2 B \frac{dC_L}{d\alpha} \left[ \frac{B}{4U} \dot{a} \right. \\ & \left. + C(K)a + \frac{\dot{h}}{U} + \frac{B}{4U} \dot{a} \right] \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} M = & -\frac{1}{2} \rho U^2 B^2 \frac{dC_M}{d\alpha} \left[ \frac{B}{4U} \dot{a} \right. \\ & \left. + C(K)a + \frac{\dot{h}}{U} + \frac{B}{4U} \dot{a} \right] \end{aligned} \quad (16)$$

여기서,  $K = bw/U = 2k$ , 이고  $dC_L/d\alpha$ ,  $dC_M/d\alpha$ 는 영각  $\alpha = 0^\circ$ 에서의 변화율이다.

한편, 교량공학에서는 일반적으로 양력과 회전력을 다음 식과 같이 표시한다(Simiu, 1996).

$$\begin{aligned} L = & \frac{1}{2} \rho U^2 B \left[ K H_1^*(K) \frac{\dot{h}}{U} + K H_2^*(K) \frac{B \dot{a}}{U} \right. \\ & \left. + K^2 H_3^*(K) \alpha + K^2 H_4^*(K) \frac{h}{B} \right] \end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{aligned} M = & \frac{1}{2} \rho U^2 B^2 \left[ K A_1^*(K) \frac{\dot{h}}{U} + K A_2^*(K) \frac{B \dot{a}}{U} \right. \\ & \left. + K^2 A_3^*(K) \alpha + K^2 A_4^*(K) \frac{h}{B} \right] \end{aligned} \quad (18)$$

여기서,  $h = h_0 e^{iut}$ ,  $\dot{h} = iw h$

$$\alpha = \alpha_0 e^{i\omega t}, \quad \dot{\alpha} = i\omega \alpha$$

$H_i^*(K), A_i^*(K)$  : 플러터 계수

식(15)와 식(17)에서 수직 진동만 있고 회전 진동  $\alpha = 0$ 인 경우를 고려하여 두 식을 같다고 놓고 (12)식의  $C(k)$ 와  $\Phi(s)$ 의 관계를 사용하면 다음 식을 얻을 수 있다.

$$iH_1^* + H_4^* = \frac{dC_L}{d\alpha} \int_0^\infty \Phi_L(s) e^{-iKs} ds \quad (19)$$

회전 진동만 있고 수직 진동  $h = 0$ 인 경우에 식 (15) 및 (17)을 같다고 놓으면

$$K(iH_2^* + H_3^*) = -\frac{dC_L}{d\alpha} \left(i - \frac{K}{4}\right) \int_0^\infty \Phi_L(s) e^{-iKs} ds$$

$$-\frac{i}{4} \frac{dC_L}{d\alpha}$$

$$(20)$$

식 (16), (18)에서도 마찬가지로 다음 식이 유도된다.

$$iA_1^* + A_4^* = \frac{dC_M}{d\alpha} \int_0^\infty \Phi_M(s) e^{-iKs} ds \quad (21)$$

$$K(iA_2^* + A_3^*) = -\frac{dC_M}{d\alpha} \left(i - \frac{K}{4}\right) \int_0^\infty \Phi_M(s) e^{-iKs} ds$$

$$-\frac{i}{4} \frac{dC_M}{d\alpha}$$

$$(22)$$

양력 및 회전력의 Indicial 힘  $\Phi_L, \Phi_M$  과 양력 및 회전력 계수변화율을 알면 식 (19), (20), (21) 및 (22)으로부터 플러터 계수를 구할 수 있다.

#### 4. 풍동 실험 및 수치해석 결과의 비교 평가

전 절에서 전개한 수치해석 및 플러터 계수 산출 과정에 대한 검증을 위해 단면비  $B/D=4, B/D=5$ 인 사각단면에 대해 풍동실험과 수치해석을 수행하였다.

풍동실험은 건국대 중장비 실험동에 설치된 다목적 아음속 풍동(단면치수 1000(W)×1000(H)×3500mm(L)]에서 그림 2의 실

험모형에 대해서 정적 공기력 계수를 구하고 Scanlan의 자유진동 모형실험방법에 의해 플러터 계수를 구하였다 (Scanlan, 1997, 1981).

수치해석을 위한 모델링은 그림 2와 같이 사각단면의 중심으로부터 바람이 불어오는 방향으로 5B, 후방으로 10B 연장하고 횡축을 각각 3B씩 연장하여 총  $15B \times 6B$ 로 설정하였다. 사각단면 주위의 요소망은 3,377개의 절점과 3,236개의 요소로 구성하였다.

영각  $3^\circ$ 상태에서 풍동실험과 수치해석으로 얻은 공기력 계수는 표 1과 같고 여기의 값은 평균값을 사용하였다. 표에서 보면 양력계수는 상당한 차이를 보이고 있으나 회전력계수는 잘 일치함을 볼 수 있다. 회전력이 교량 플러터 해석의 가장 중요한 요소임을 고려하면 이는 매우 고무적인 현상으로 볼 수 있겠다. 영각이 작을 때에는 양력 및 회전력에 대한 공기력 계수가 영각에 비례한다고 볼 수 있다(Bisplinghoff, 1995). 영각  $0^\circ$ 일 때의 공기력 계수를 0이라하면 플러터 계수 계산에 필요한 영각 변화에 따른 공기력 계수의 변화율을 계산할 수 있다. 이때 영각의 크기는 보통  $3^\circ$ 혹은  $5^\circ$ 를 사용하고 있으나 어느 것을 사용하더라도 공기력 계수를 영각으로 나누어 변화율을 계산하면 거의 같은 값이 나온다고 볼 수 있다(Brar, 1996). 여기에서는  $3^\circ$ 인 경우에만 계산하였다. 영각이  $3^\circ$ 가 되도록 판을 놓고 초기 유속은 그림3의 계산대상 전구역이 작용풍속과 같다고 놓으면 구조물 주변의 속도는 시간에 따라 변하게된다(transient state).

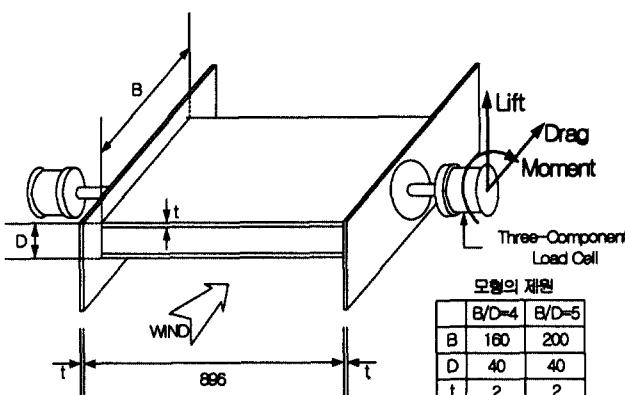


그림 2. 실험모형 및 Load cell 설치위치 (단위: mm)

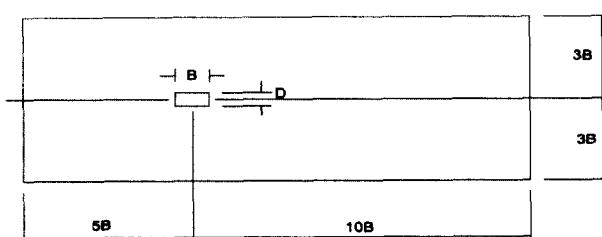


그림 3. 유동 해석 구간 설정

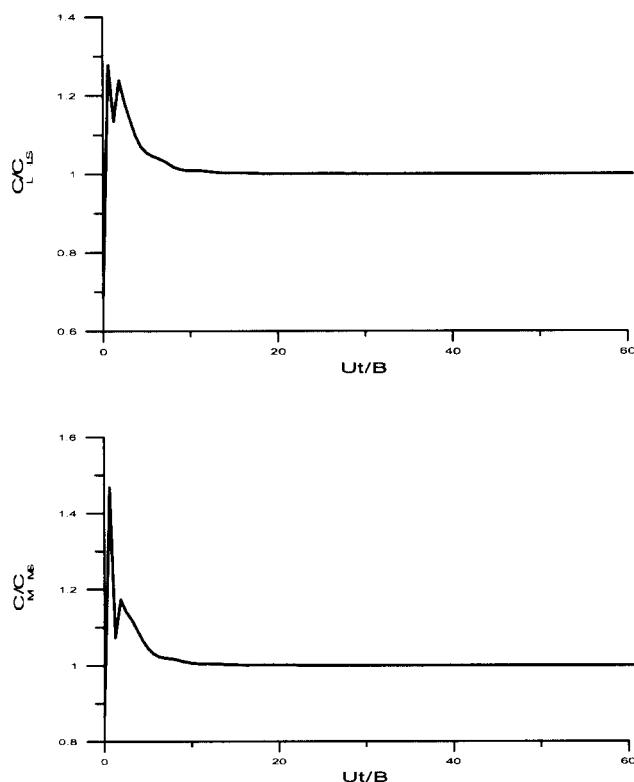


그림 4. 시간 경과에 따른 공기력 계수의 변화 ( $B/D=4$ )

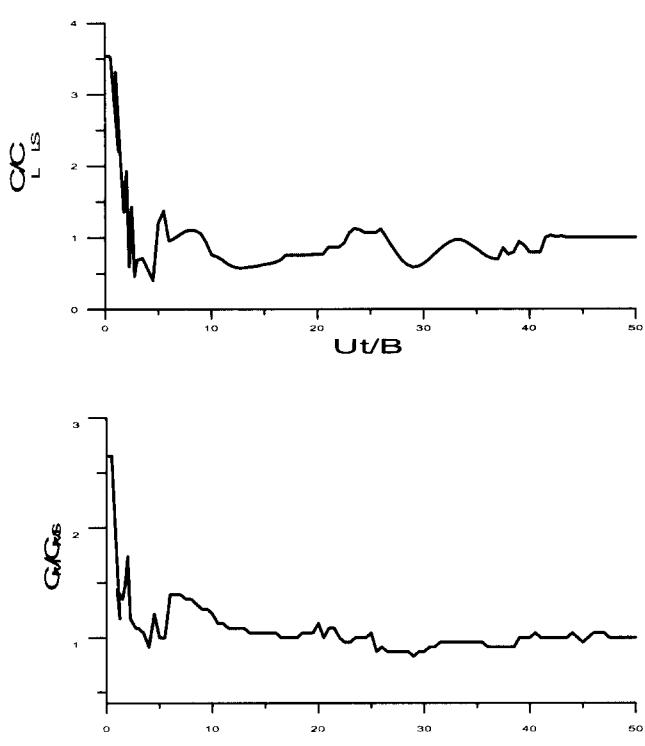


그림 5. 시간 경과에 따른 공기력 계수의 변화 ( $B/D=5$ )

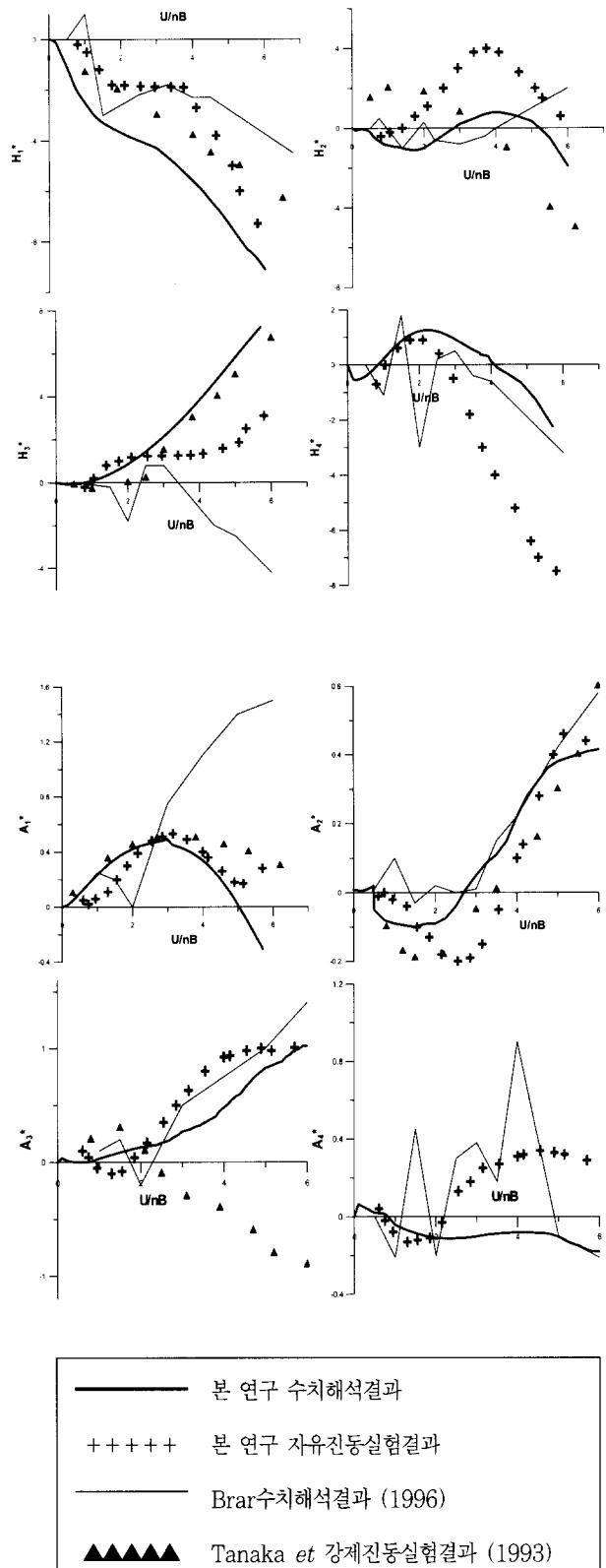
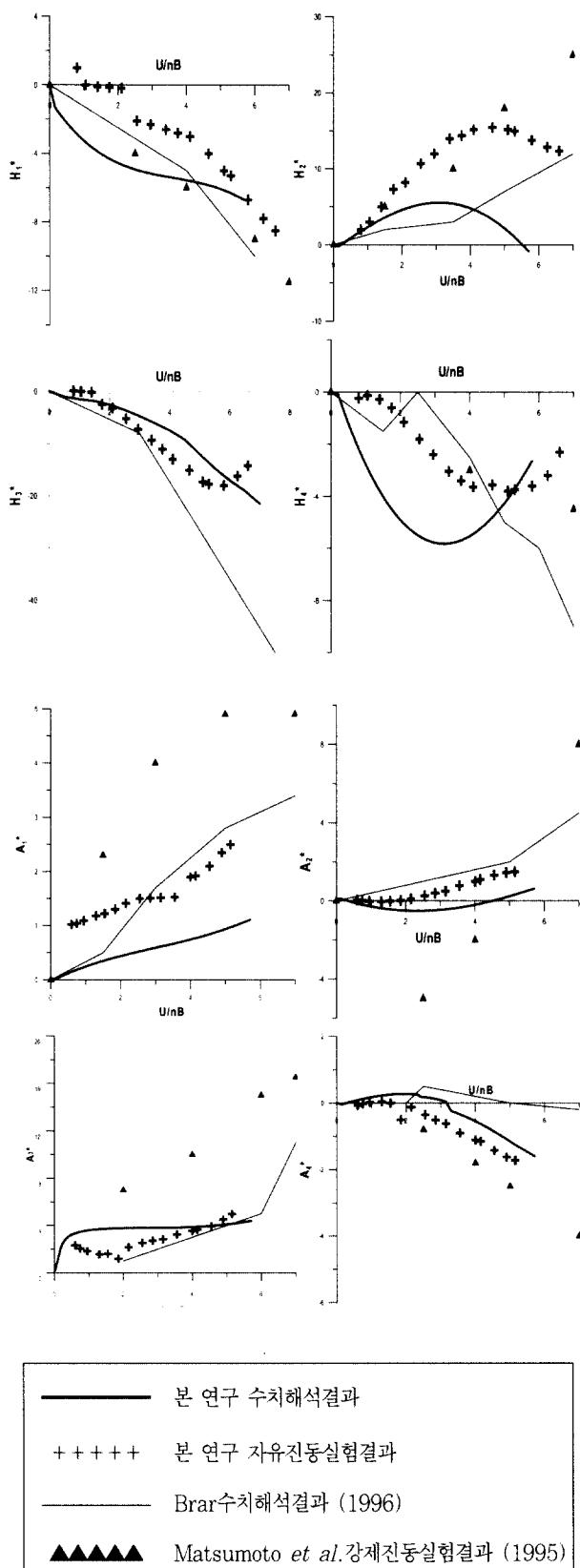


그림 6. 사각단면( $B/D=4$ )의 플러터 계수  $H_i^*$  비교

그림 7. 사각단면( $B/D=5$ )의 플러터 계수  $A_i^*$  비교표 1. 정적 공기력 계수 비교 ( $\Theta_0 = 3^\circ$ )

	$B/D = 4$		$B/D = 5$	
	풍동실험	비선형해석	풍동실험	비선형해석
$C_L$	0.53	0.40	0.18	0.12
$C_M$	0.056	0.057	0.02	0.02

이에 따른 공기력 계수  $C_L$  및  $C_M$ 을 구하고 속도가 일정한 안정상태(steady state)에 도달했을 때의 공기력 계수  $C_{LS}$  및  $C_{MS}$ 를 구하여 이들의 비에 의해 Indicial 함수를 구한다.  $B/D=4$  및 5인 단면에 대한 Indicial 함수 즉 시간에 따른 양력 및 회전력의 변화를 나타낸 결과는 그림 4 및 그림 5와 같다. 이 값을 이용하면 식 (19)~(22)로부터 플러터 계수를 구할 수 있다. 여기서 구한 계수는 본교 풍동 실험실에서 Scanlan의 자유진동방법으로 구한 값과 비교하였고 이미 나와 있는 다른 연구자의 연구결과와도 비교하였다.  $B/D=4$ 인 단면에 대한 결과는 그림 6에,  $B/D=5$ 인 단면에 대한 것은 그림 7에 나타내었다. 두 경우에 CFD로 얻은 결과와 풍동실험으로 얻은 결과가 근사한 값을 나타내고 있다. 특히 교량의 플러터 해석에서 가장 중요한  $A_2^*$  값이 상당히 잘 일치함을 보여준다. 또 선행의 연구인 Brar (1996)의 수치해석 결과와 비교하면 본 연구의 수치해석 결과가 풍동실험 성과에 더 근접하고 있음을 알 수 있다.

## 5. 결 론

본 연구에서는 CFD를 이용하여 직사각형 단면부재의 Indicial 함수를 구하고 이로부터 플러터 계수를 얻는 방법을 제안하였다. 유체 지배방정식을 풀기위해서 FEM에 의한 비선형 해석 프로그램을 개발하였다. 단면비가 다른 2개의 직사각 단면을 대상으로 풍동실험과 수치해석을 실시하였다. 그 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 단면비가 4 및 5인 직사각 부재의 경우 본 비선형 해석 프로그램을 사용하여 구한 공기력 계수가 풍동실험에서 얻은 결과와 거의 일치하였다.
- (2) 본 비선형 해석 프로그램으로 구한 Indicial 함수에 의한 수학적 접근으로 플러터 계수를 구한 결과를 풍동실험 성과와 비교한 결과 거의 모든 계수가 비슷한 경향과 수치를 나타내고 기존의 다른 수치해석 결과보다 더 좋은 결과를 나타내었다.
- (3) 본 프로그램은 교량의 예비설계 단계에서 풍동실험에

앞서 내풍영향을 고려한 단면선택시에 또는 비교적 작은 교량의 경우에는 풍동실험의 대체수단으로 효과적으로 사용할 수 있을 것으로 생각된다.

- (4) 향후 좀더 정도를 높이기 위해서는 난류의 영향을 고려한 프로그램의 개발과 원래가 비행날개에 대한 이론이라는 태생적 한계를 극복하기 위해서 여러 가지 단면에 대한 풍동 실험결과와의 비교를 통해서 이론을 수정 보완해야 할 것으로 생각된다.

### 참 고 문 헌

- 이용재, 민원, 이재형 (2001) 변위 시계열 데이터를 이용한 교량거더의 Flutter 계수 추정기법에 관한 연구, 한국강구조학회 논문집, 제13권 5호, pp.525~533.
- 이용재, 손권익, 권철배, 엄태호 (1998) 교량거더의 플러터 계수의 산출, 한국 풍공학회지, 제2권, 2호, pp.224~232.
- 정운용, 권순덕 (2001) 전산유체역학을 이용한 교량 플러터 발생 풍속의 예측, 대한토목학회 논문집, 제 21권 2-A 호, pp.245~254.
- Brar, P. S., Raul, R. and Scanlan, R. H (1996) "Numerical Calculation of Flutter Derivatives via Indicial Functions", *Journal of Fluids and Structures*, 10, pp.337~351.
- Walther, J. L. and Larsen, A. (1997) "Two Dimensional Discrete Vortex Method for Application to Bluff Body Aerodynamics" *J. Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 67&68, 183-193
- Hughes, T.J.R., Liu, W.K. and Brooks, A. (1979) "Finite Element Analysis of Incompressible

- Viscous Flows by Penalty Function Formulation", *Journal of Computational Physics*, 30, pp.1~60.
- Nomura, T. and Hughes, T. J. R. (1992) "An Arbitrary Lagrangian-Eulerian Finite Element Method for Interaction of Fluid and a Rigid Body", *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, pp.111~138.
- Reddy, J.N. (1993) "An Introduction to the Finite Element Method", 2nd Ed, McGraw-Hill.
- Simiu, E. and Scanlan, R.H. (1996) "Wind Effects on Structures", 3rd Ed., John Wiley & Sons, Inc.
- Bisplinghoff, R. L. Ashley, H. and Halfman, R. L. (1995) "Aeroelasticity" Daver Publications, INC.
- Scanlan, R.H. (1981) "State-of-the-Art Methods for Calculating Flutter, Vortex-Induced, and Buffeting Response of Bridge Structures", Federal Highway Administration Office.
- Scalan and Ragget (1997) "Wind Study for Seohae Grand Bridge" DRC Consultant
- Tamula, T. etc (1995) "Numerical study of pressure fluctuations on a rectangular cylinder in aerodynamic oscillation" *J. Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 54&55.
- Mendesn, P. and Franco, F. (1994) "Evaluation of Flutter Derivatives by CFD" *International Conference A.I.P.C.-F.I.P, France*, Cable-stayed and susension bridges'
- FIDAP Users Manual (1991) Fluid Dynamics International, Inc., Chicago, U.S.A

(접수일자 : 2003. 6. 27 / 심사일 2003. 7. 23 /  
심사완료일 2003. 11. 18)