

## 論文

# 통합적 시스템 식별을 이용한 복합재 평판의 최적 진동 제어에 대한 실험적 연구

류근호\* · 한재홍\* · 이인\*

## Experimental Study for Optimal Vibration Control of Composite Plates Using Integrated System Identification

Keun-Ho Rew\*, Jae-Hung Han\* and In Lee\*

### ABSTRACT

The present paper treats experimental investigation for optimal vibration control of composite plates with a bonded piezo film sensor and a piezo ceramic actuator. The plant parameters(A, B, C), and the Kalman filter gain( $K_f$ ) are obtained experimentally using ARMAX with modal truncation method. Based on these parameters, linear quadratic Gaussian(LQG) controller is applied to rectangular and wing-shaped composite plates using DSP board. Butterworth filter is used to prevent spillover phenomenon, and to smoothen the control signal. The experiments show that the vibration levels of three modes are reduced significantly.

### 초 록

본 연구에서는 압전 필름 감지기와 압전 세라믹 작동기를 부착한 복합재 평판들의 최적 진동제어를 연구하였다. 플랜트 파라미터들(A, B, C)과 칼만필터 이득( $K_f$ )이 모드 소거 ARMAX법을 통하여 실험적으로 구하여졌다. 이 값들에 기초하여 직사각형과 날개모양 평판의 진동에 대해서 DSP 보드를 이용하여 최적제어(LQG)가 적용되었다. Butterworth 필터는 잉여 현상을 방지하고 제어 입력을 부드럽게 만들기 위해서 사용되었다. 실험결과 세 모드의 진동이 현저하게 억제되었다.

### 1. 서 론

최근 항공, 기계, 토목 분야에서 구조물의 진동제어, 파손감지, 안전진단 등 성능을 높이고자 하는 연구가 활발히 진행되고 있다. 특히, 구조물에 감지기, 작동기 및 두뇌계를 포함시켜 구조의 기능성을 높이려는 연구가 활발한데, 이러한 연구분야를 지능구조물(smart structures) 분야라고 한다[1].

본 연구에서는 질량대비 강성율이 뛰어나서 항공, 우주구조물에 널리 사용되고 있는 복합재 구조물을 주구조물로 가정하여 시편을 제작하고, 능동제어 기술을 사용하여 구조물의 진동을 제어하였다. 감지기 및 작동기로는 각각 압전 필름과 압전 세라믹을 사용하였는데, 그 이유는 값싸고 소자의 부피와 질량이 작으며, 부착이 쉬운 뿐 아니라 기계-전기적 에너지의 상호변환 효율이 높고, 응답특성이 빠르며 선형성이 높아 선형

제어시 유리한 점이 많기 때문이다. 이러한 장점들로 인하여 최근 압전재료는 감지기 및 작동기 용도로 크게 주목받고 있다.

일반적인 형태를 지녔고 감지기/작동기가 임의의 위치에 부착된 복합재 구조물의 진동제어를 하는 경우, 구조물의 진동제어를 수행하기 위해서는 정확한 모델을 구해야 한다. 부정확한 시스템 모델은 최적 진동 제어(LQG)를 수행할 시에 안정성(stability) 및 제어능이 크게 떨어지는 현상을 유발할 수 있다. 해석적인 모델을 이용하는 방법은 복합재료 구조물이나 복잡한 형태에 대해 적용 하기는 매우 힘들고, FEM 등의 수치적인 방법을 이용하여 모델을 구하는 방법은 가공오차에 의한 불확실성이나 주구조물과 압전 감지기/작동기의 물성치에 의한 불확실성 때문에 모델의 정확성에 한계가 있다. 본 연구에서는 이러한 한계를 극복하기 위해서 시스템 식별(system identification) 이론을 통하여 실험적인 방법으로 여러 형태의 복합재 구조물에 대해 모델을 구하였고, 그 모델을 기반으로 최적 진동 제어를 수행하였다.

구조물의 진동제어에 관련된 기존의 연구를 살펴보면, 김재형[2]은 겹센서와 압전 세라믹을 이용하여 복합재 평판의 비틀림 모드에 대해 진동제어를 수행하였다. 이때 시스템 식별방법을 이용하였고, 최적제어(LQG)를 이용하였다. 그러나 시스템 식별시에는 잘못된 모드를 선택적으로 소거하는 기능의 추가와 다중 모드의 동시 제어로의 확장이 요청된다. 류근호, 한재홍 등[3, 4]은 압전 감지기/작동기가 부착된 복합재 평판의 통합 시스템 식별에 대한 검증을 수행하였고, LQG 방법 등을 통하여 제어하였다. 또한 구조물의 능동 제어시 능동 제어에 의해 에너지가 고차 모드로 유입되어 시스템이 발산하는 잉여(spillover) 현상에 대한 실험적인 고찰도 수행하였다.

Juang 등[5]은 ERA(Eigen-system Realization Algorithm) 방법을 통한 시스템 식별법을 제안하고, 트러스 구조물과 갈릴레오 우주 탐사선의 모달 값들을 효과적으로 찾아내고, 각 모드에 대한 정확도 지수도 제시하였다. ERA방법은 시스템 식별시에 충격 응답(impulsive response)을 통하여 마르코프 파라미터들(Markov parameters)을 구한 후, 행렬 행렬(Hankel matrix)을 구성하고, 거기서 특이치 분해법(singular value decomposition)을 통하여  $[A, B, C, K_c]$ 를 구하고, 상사변환(similarity transform)을 통하여 A행렬을 블록 대각화시켜 특이치가 작은 모드를 없애 모

델 축차(model reduction)하는 방식이다. ERA 방식은 반복된 고유진동수를 갖는 복잡한 구조물에 대해서도 각 모드를 정확히 식별하지만, 계산량이 너무 많아서 실시간 시스템 식별로서의 확장이 힘든 단점이 있다. 또한 Chen 등[6]은 ARX 입출력 모형을 이용한 통합적인 시스템 식별을 통하여 각 모드의 모달 파라미터들과 진동 신호를 예측 및 측정하였다. 또한 Juang 등[7]은 트러스 구조물에 대해서 주파수 가중 최적 제어를 수행하였다. Tahk 등[8]은 시스템 파라미터 변화에 강건한 최적제어(LQG) 기법을 개발하고 구조물에의 적용을 이론적으로 연구하였고, 최근에는 Bai와 Lin[9]이 시스템 식별과 최적제어(LQG)를 이용하여 여러 보 시편들에 대해서 진동 제어 실험을 수행하였으나, 제어효과가 미미하였고, 모델을 축차하지 않아 계산량이 많아지는 이유 때문에 제어기법의 적용성이 떨어진다.

본 연구에서는 압전 감지기 및 작동기를 이용하여 복합재 직사각형 및 날개 모양의 평판에 대한 진동제어를 연구하였다. 통합 시스템 식별을 이용하여 모델과 관측기 이득을 구하였고, 최적제어기법(LQG)를 이용하여 진동제어를 연구하였다.

## 2. 통합 시스템 식별과 제어기 설계

일반적인 ARMAX 모형(Auto Regressive, Moving Average and eXogenous)로 표현한 시스템 입력력 관계식은 다음과 같다.

$$[y_i + \sum_{i=1}^{M_a} a_i y_{i+1}] \sum_{i=1}^{M_b} b_i u_{i+1} + [\epsilon_i \sum_{i=1}^{M_c} c_i \epsilon_{i+1}] \dots \dots \dots (1)$$

여기서  $M_a, M_b, M_c$  등의 파라미터들은  $a_i, b_i, c_i$ 의 개수를 각각 지정하는 파라미터들로 이 숫자가 클수록 시스템을 정확하게 기술할 수 있다.  $a_i, b_i, c_i$  등의 파라미터들은 아래 식 (2)와 같이 가진값( $u$ )에 대한 추정치( $\hat{y}$ )와 실제 측정값( $y$ )의 오차( $\epsilon$ )의 제곱이 최소화되도록 최소자승법(least square method)을 이용하여 구하였다[9]. 이때  $a_i, b_i, c_i$  등의 파라미터들은 최급하강법(steepest gradient method)을 사용하여 반복 계산하여 구하였다.

$$J = \sum_{i=1}^{M_b} \frac{1}{2} (y_k - \hat{y}_k)^2 \dots \dots \dots (2)$$

위에서 구한  $a_i, b_i, c_i$  등의 파라미터들을 이용하여 식 (3), (4)과 같이 가제어성 표준형 상태공간 (control-lable canonical form) 형태로 A, B, C 행렬을 구성하고, 관측기 이득 행렬  $K_f$ 도 동시에 통합적으로 얻었다 [6].

$$X_{i+1} = AX_i + Bu_i + K_f e_i$$

$$y_i = CX_i + e_i \dots \dots \dots (3)$$

여기서 [A, B, C,  $K_f$ ]는 아래와 같다.

$$A = \begin{bmatrix} -a_1 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ -a_2 & 0 & 1 & \dots & 0 \\ \vdots & & & & \\ -a_{n-1} & 0 & 0 & \dots & 1 \\ -a_n & 0 & 0 & \dots & 0 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ \vdots \\ b_{n-1} \\ b_n \end{bmatrix}$$

$$C = [1 \ 0 \ \dots \ 0], \quad K_f = \begin{bmatrix} c_1 - a_1 \\ c_2 - a_2 \\ \vdots \\ c_{n-1} - a_{n-1} \\ c_n - a_n \end{bmatrix} \dots \dots \dots (4)$$

이때의 [A, B, C,  $K_f$ ] 행렬들은 참고문헌 [6]를 따라 아래 식 (5)과 같은 유사 변환(similarity transform)에 의해서 A 행렬이 반대칭 블록 대각화(anti-symmetric block diagonalized) 행렬로 변환되었다.

$$A^* = T^T A T, \quad B^* = T^T B, \quad C^* = C T,$$

$$(AK_f)^* = T^T (AK_f) \dots \dots \dots (5)$$

식 (5)의 변환 행렬 T를 이용하여 A 행렬을 반대칭화 시킨 이유는 A 행렬의 유일성(uniqueness)을 추구하고, 블록 대각화시킨 이유는 상태변수를 모드별로 분리시켜 각 모드의 동역학이 비의존적이 되도록 하기 위해서이다. 이렇게 얻은 행렬은 제어하고자 하는 세계의 모드 이외는 모드 제거를 수행함으로써 관측기의 측차를 통하여 제어 실험시 계산량을 줄일 수 있었다. 이상으로 참고문헌 [5, 6]와 같은 방식으로 [A, B, C,  $K_f$ ]을 실험적인 방법을 통하여 시간영역에서 동시에 얻는 통합적인 시스템 식별이 가능하였다. 본 연구에서 사용되어진 시스템 식별 방법을 모드 소거 ARMAX

법(ARMAX with modal truncation method) 이라고 부른다.

식 (6)와 같은 목적 함수 V를 최소화하기 위해 대수 리카티 방정식을 풀어 제어기 이득값  $K_c$ 를 얻었다.

$$V = E \left\{ \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T (x^T Q x + u^T R u) dt \right\} \dots \dots \dots (6)$$

Q, R은 가중 행렬로써 아래와 같이 정하였다.

$$Q = \text{diagonal} [c_1 \zeta_1 \omega_1, 2c_1 \zeta_1 \omega_1, c_2 \zeta_2 \omega_2, 2c_2 \zeta_2 \omega_2, c_3 \zeta_3 \omega_3, 2c_3 \zeta_3 \omega_3]$$

$$R = 1.0 \dots \dots \dots (7)$$

여기서  $\zeta_n, \omega_n$ 는 각각 n번째 감쇠비와 고유 진동수를 뜻하고,  $c_1 \sim c_3$ 는 각 모드에 대한 가중값들을 조절하는 상수로서 시행착오법을 통하여 Table 3~5에서와 같이 적당한 값을 취하였다. 이 상수를 크게 하면 그에 해당되는 모드의 제어력이 커지므로 세 모드의 제어효과를 골고루 나타나도록 상수의 크기를 조절하면 된다. 이와 같이 정해진 범위내에서 가중 행렬을 정함으로써 처음부터 시행착오로 가중행렬을 정할 때보다 많은 시행착오를 줄일 수 있었다.

위의 방식으로 구한 제어기득  $K_c$  값에 관측기에서 추정된 상태변수( $\hat{x}$ )에 곱하고 마지막으로 제어입력 신호의 크기를 조절해주는 상수  $C_p$ 를 곱하여 제어 입력(u)을 구했다.

$$u = -C_p K_c \hat{x} \dots \dots \dots (8)$$

### 3. 실험 방법

일반적으로 복합재료 구조물은 적층순서(stacking sequence)에 따라서 같은 외형에도 다양한 동적 거동을 보인다. 본 연구에서는 직사각형 평판 시편(PLATE1)과 날개모양의 평판 시편(WING 1, 2)의 진동제어에 관해 연구하였다. 각 시편의 형태는 Fig. 1과 같고, 각 시편의 규격은 Table 1과 같다. 본 연구에서는 각 시편들의 동적 거동이 완전히 다르도록 하여 다양한 구조물에 대한 제어의 가능성을 보이려고 하였다. PLATE1은 첫번째 모드와 둘째, 셋째 모드의 주파

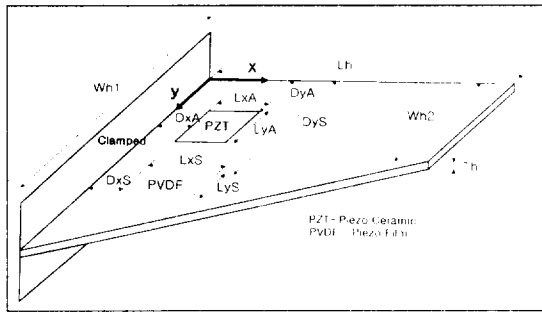


Fig. 1. Configuration of specimen

Table 1. Specification of specimen(dimension: [mm])

Specimen Number	Lh, Th Wn1, Wn2	Layer Angle [degree]	DxA DyA	DxS DyS	LxA LyA ThA	LxS LyS ThS
PLATE1	220, 0.6 180, 180	[60°/60°]	22 18	22 144	22.0 18.5 0.20	22.0 22.0 0.028
WING1	270, 1.0 120, 75.5	[30°/0°]	21 19	21 81	25.5 20 0.40	15.5 12.5 0.028
WING2	270, 1.0 119, 74.5	[90°/0°]	20 19	21 78	25 20 0.40	15.5 12.5 0.028

수 응답이 20dB 이상 차이나므로 어느 한 모드가 지배적인 경우의 구조물을 대표한다고 볼 수 있고, WING1, 2는 같은 형상과 치수에 적층순서만 다른 경우로서 WING1은 상대적으로 강성이 큰 경우이고 WING2는 강성이 작은 경우이다. 또한 WING1은 극점(pole)과 영점(zero)이 순차적으로 있는 동적 거동을 갖는 반면에 WING2는 영점이 없는 동적 거동을 갖는다. 또한, 하드웨어적인 제약을 고려하여 제어하고자 하는 최고차 모드(여기선 3번째 모드)의 고유 진동수가 120 Hz 이내에 들도록 하였다. 시편의 강성이 지나치게 커져 고유진동수가 커질 경우에는 DSP 보드의 계산 속도가 빨라져야 하는 부담이 있다.

한편 주구조물 및 감지기/작동기의 물성치는 Table 2와 같다.

시편은 프리프레그(Graphite/Epoxy prepreg)를 여러 각도로 적층한 다음 오토클레이브내에서 고온과 고압을 가해 성형한 후, 다이아몬드 절단기를 이용하여 가공한 후 에폭시 접착제 및 순간 접착제를 이용하여

Table 2. Material properties

Properties		HFG Gr/Ep	Fuji C-82	AMP LDT, 2-028K
E1(GPa)	Young's modulus	130	59	-
E2(GPa)		10.0	59	-
G12(GPa)	shear modulus	4.85	22	-
G23(GPa)		3.29	21	-
$\nu_{12}$	Poisson's ratio	0.31	0.34	-
$\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	density	1480	7400	1780
d31(pC/N)	piezoelectric	-	-260	23
d32(pC/N)	strain constant	-	-260	-
g31(x10 <sup>-1</sup> m <sup>3</sup> /C)	piezoelectric stress constant	-	-8.7	216
g32(x10 <sup>-1</sup> m <sup>3</sup> /C)		-	-8.7	-339

압전 세라믹(Fuji C-82)과 압전 필름(ATM DT1-028K)을 복합재 평판의 표면에 각각 접착하였는데 보다 일반적인 구조물의 제어 상황에서 진동제어를 수행하기 위해 감지기와 작동기를 각기 다른 위치(non-located)에 부착하였다. 일반적으로 감지기/작동기가 각기 다른 위치에 있으면 비최소위상 시스템(non-minimum phase system)이 되어 시스템 식별 및 제어가 어려워진다[1, 8].

실험적인 시스템의 식별 방법은 다음과 같다. 먼저 랜덤 외란 신호(banded white noise)를 압전 세라믹으로 보낸 입력 신호와 압전 필름에서 얻은 평판의 진동 신호의 시스템 입출력 신호를 Table 3~5에 있는 일정한 시간(Ts)마다 받아 저장시킨다. 시스템 식별 차수를 임의로 정하여(4차, 즉 Ma, Mb, Mc = 8), 입출력 데이터를 처리하여 관측기를 설계한 후에 참고문헌 [5, 6]와 같이 A 행렬의 특이치가 작은 한 개의 모드를 소거하여 3차 시스템으로 관측기를 설계하고, 제어 입력(u)도 식 (6)~(8)의 과정을 통하여 구하였다.

시스템 식별 및 제어시 채집시간 Ts를 제어하고자 하는 최고차 모드의 반주기보다 크게 잡으면 고차 모드의 제어가 불가능해진다. 반면에 시스템 식별시 Ts를 너무 작게 잡으면 제어하려는 모드보다 높은 모드를 식별하게 되고 잡음의 영향을 상대적으로 많이 받아서 시스템 식별 성능이 떨어질 뿐만 아니라, 제어시에도 잡음에 민감하게 되어 제어성능이 떨어질 수도 있다. 따라서 Ts는 고차 모드 주기의 약 0.3 배로 잡은 후에 저주파 통과 필터에서 제어 신호를 부드럽게 만드는 것이 보다 실용적인 방법이다.

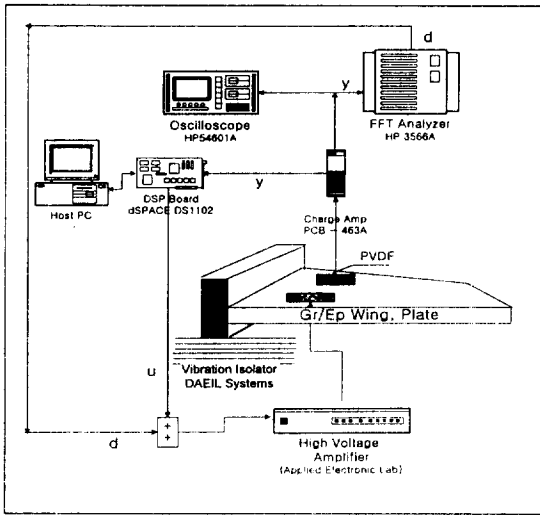


Fig. 2. Configuration of overall system

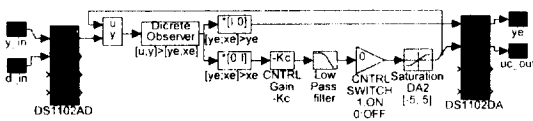


Fig. 3 Control program for DSP board

복합재 평판의 전체 실험 장치의 구성은 Fig. 2와 같다. 랜덤 교란 신호로 압전 세라믹에 가진하여 시스템에 진동을 발생시키면 감지기인 압전 필름에서 전하량이 발생하여 전하량 증폭기를 통하여  $1 \times 10^6$  [V/C] 배 변환 및 증폭되어 전압의 형태로 변환된다. 전압의 형태로 바뀐 신호는 Fig. 3의 블록선도로 구성된 제어용 프로그램에 의해 컴퓨터와 연결된 DSP 보드(dSPACE DS1102)를 통하여 디지털 신호로 변환되고, 이 신호를 이용하여 제어 입력 신호(u)로 계산되어 진다. 이때 Fig. 3의 제어용 프로그램은 변환 프로그램(MATLAB® Real-Time Workshop)에 의해 기계어로 바뀌어 DSP 보드에 장착(loading)되어 실시간으로 제어 입력 신호(u)를 계산하여 준다.

이때 제어 잉여 현상(control spillover)을 방지하기 위하여 참고문헌 [10]에서 소개된 방법을 따라 저주파 통과 필터(low pass filter)를 Fig. 3에서와 같은 위치에 설치했다. 일반적으로 Butterworth 저주파 통과 필터는 저주파에서 우수한 특성을 지녔고, 다른 종류의 필터들에 비해 계산량이 상대적으로 많지 않다고 알려져 있다. 계산된 제어 입력은 DSP 보드의 Butterworth 필터를 통하여 모델링하지 않은 높은 주파수를

갖는 모드로의 잉여가 방지된다. 이때 관측기와 제어기에서는 Table 3~5에 있는 일정한 시간  $T_s$  마다 계산되었고, Butterworth 필터는 일정한 시간  $T_f$  마다 계산되었다. 이때 저주파 통과 필터는 잉여를 방지할 뿐만 아니라 제어기에서 나온 이산화된 신호(discretized signal)를 부드럽게 변형시켜주는 역할도 하므로 관측기보다 계산속도를 빠르게 설정하였다( $T_s > T_f$ ).

마지막으로 계산된 제어 입력 신호(u)는 고전압 증폭기를 통하여 40배 증폭된 후에 작동기인 압전 세라믹에 가하여 진동을 억제한다. 이때 Fig. 3의 프로그램에서 실제 상황과 같이 외란 신호는 측정하지 못하는 것으로 가정하여 관측기에서는 외란 신호를 이용하지 않았다. 또한 Saturation 블록은 고전압 증폭기를 보호하기 위한 것이고, CNTRL Switch 블록은 식 (8)의 상수  $C_p$ 를 끄는 기능을 한다.

주파수 전달 함수는 Fig. 2에서와 같이 우선 여러 주파수 성분이 섞인 랜덤 외란 신호(d)를 발생시켜 이를 제어하기 위한 제어 입력 신호와 더한 후 고전압 증폭기를 통하여 압전 세라믹에 넣고, 압전 감지기에 의한 측정 신호(y)를 FFT 분석기(HP 3566A)를 이용하여  $Y(j\omega)/D(j\omega)$ 에 대하여 식 (8)의  $C_p$  값을 변화시켜가면서 제어 효과를 관찰하였다.

#### 4. 실험 결과

관측기의 추정 성능에 대한 연구는 이미 참고문헌 [4]에서 행하여졌고, 본 연구에서는 시간영역에서 관측기 및 제어기의 성능을 평가하는 실험을 소개하였다. Table 3~5는 II장에서 소개한 통합적 시스템 식별법을 이용하여 각 시편에 대해서 시스템 식별을 수행한 결과이다.

여기서 A, B, C는 구조물과 압전 감지기/작동기에 관련된 행렬들이고,  $K_1$ 는 관측기 이득,  $K_2$ 는 제어기 이득 행렬이다.

Fig. 4는 WING1의 1~3 번째 고유 진동수로 가진을 하고 측정한 비제어시의 신호(UnCNTRL, 실선)를 저장한 후,  $C_p$  값이 0.2 였을 때의 제어시 측정된 신호(CNTRL, 심볼이 있는 실선)와 이때 관측기가 추정된 신호(Estimated, 심볼이 있는 점선)를 저장하여 비교를 위하여 두 실험 결과를 같은 그래프에 표시하였다. Fig. 4.a~4.c에서 관측기가 추정된 신호가 제어시 측정된 신호에 비해서 약간의 시지연이 있는 점을 제외

Table 3. System parameters of PLATE1

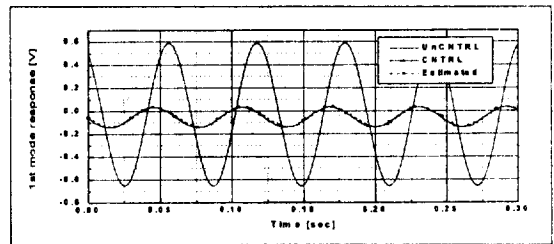
PLATE1							
A	0.9551	0.2903	0	0	0	0	
	-0.2903	0.9551	0	0	0	0	
	0	0	0.2430	0.9631	0	0	
	0	0	-0.9631	0.2430	0	0	
	0	0	0	0	-0.1916	0.9496	
	0	0	0	0	0.9496	-0.1916	
B <sup>T</sup>	0.0214	-0.0275	-0.0052	0.0083	0.0150	-0.0087	
C	0.4760	0.4614	0.1558	0.5036	0.1005	0.3827	
K <sub>r</sub> <sup>T</sup>	-0.1883	0.5864	0.1636	-0.0154	0.0665	1.5188	
K <sub>c</sub>	1.4343	-1.3583	3.5884	10.1639	4.6300	-7.9837	
C <sub>1-3</sub>	10.0	50.0	50.0	T <sub>s</sub>	3.0 msec	T <sub>f</sub>	0.25 msec

Table 4. System parameters of WING1

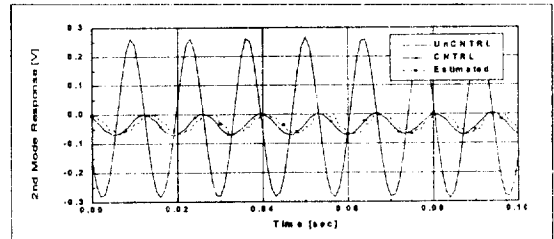
WING1							
A	0.9788	0.2002	0	0	0	0	
	-0.2002	0.9788	0	0	0	0	
	0	0	0.6006	0.7971	0	0	
	0	0	-0.7971	0.6006	0	0	
	0	0	0	0	0.2065	0.9753	
	0	0	0	0	-0.9753	0.2065	
B <sup>T</sup>	0.0615	-0.0081	0.0155	0.0218	-0.0864	-0.0097	
C	-0.0310	-0.1192	0.0650	-0.0867	0.0527	0.0727	
K <sub>r</sub> <sup>T</sup>	7.4883	-5.6785	2.4903	0.0802	-1.7034	2.6827	
K <sub>c</sub>	3.7786	-1.0102	-3.6147	6.0524	-4.0049	-5.0291	
C <sub>1-3</sub>	1.0	1.5	1.5	T <sub>s</sub>	2.0 msec	T <sub>f</sub>	0.2 msec

Table 5. System parameters of WING2

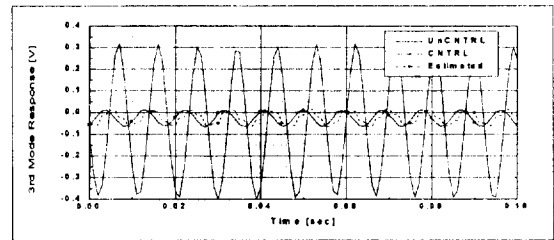
WING2							
A	0.9705	0.2330	0	0	0	0	
	-0.2330	0.9705	0	0	0	0	
	0	0	0.2311	0.9709	0	0	
	0	0	-0.9709	0.2311	0	0	
	0	0	0	0	0.6274	0.7729	
	0	0	0	0	-0.7729	0.6274	
B <sup>T</sup>	0.0096	-0.0004	0.0045	0.0057	0.0078	-0.0045	
C	0.0478	-0.4408	-0.0150	-0.2449	0.3387	0.1336	
K <sub>r</sub> <sup>T</sup>	3.7500	-2.7717	0.8957	0.7920	0.5075	0.7138	
K <sub>c</sub>	10.8950	0.9906	-3.5812	9.2397	16.0398	4.0304	
C <sub>1-3</sub>	1.0	0.8	1.0	T <sub>s</sub>	3.0 msec	T <sub>f</sub>	0.25 msec



(a) 1st mode excitation



(b) 2nd mode excitation



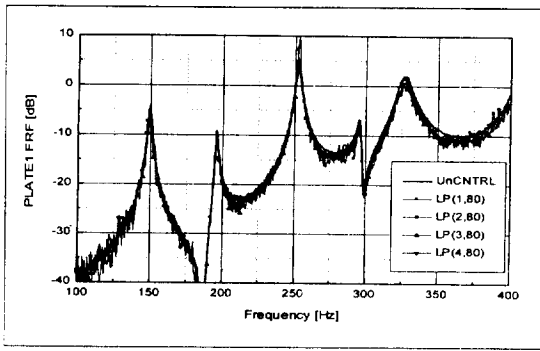
(c) 3rd mode excitation

Fig. 4. Time domain control result of WING1 under sinusoidal excitation

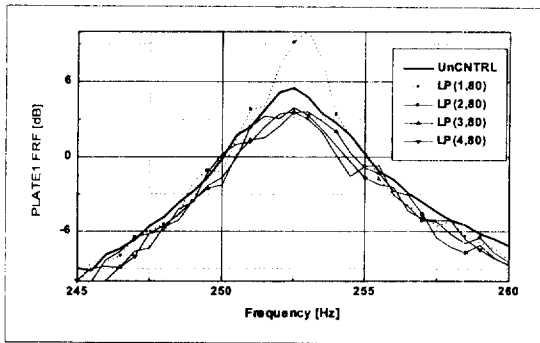
하면 측정 신호의 추정 성능이 우수함을 알 수 있고, 또한 비제어시의 측정 신호에 비교해보면 제어 성능도 뛰어난 것을 알 수 있다.

저주파 통과 필터의 중요성과 제어 성능에 미치는 역할을 확인하기 위해서 Butterworth 저주파 통과 필터의 차수를 바꾸어 가면서 진동제어 실험을 하였다. Fig. 5는 Fig. 6의 고주파 생략부분을 나타낸 그림으로, Fig. 5의 LP(a, b)에서 a, b는 각각 필터의 차수와 차폐 주파수(cutoff frequency)를 [Hz] 단위로 표시한 것이다. Fig. 5(b)에서와 같이 1차 필터를 사용하면 제어를 하지 않았을 때보다 258 Hz 부근의 6번째 모드에 제어 에너지가 유입되어 과도한 진동을 유발시키는 잉여가 발생하였다.

참고로 저주파 필터는 차수가 한 개 높아질 때마다 필터 점근선의 기울기가 20 dB/Dec 씩 높아지므로 고주파에 대한 차폐 효과가 높아지며 잉여가 방지되지만,



(a) FRF of residual modes



(b) FRF near the 6th mode

Fig. 5. Effect of the low pass filter order on the residual modes

반면에 고차 필터는 계산량이 많아지고 위상 지연이 커지는 단점이 있다.

본 연구에 사용된 시편들에 대해서는 2차~4차 Butterworth 필터를 선택함이 타당함을 알 수 있었다. 각 시편에 대한 대표적인 최적 제어(LQG) 결과는 Fig. 6~8에 표시하였으며, 식 (8)의 상수  $C_p$ 를 변화시켜 가면서 실험한 결과이다. 제어가 세 시편 모두 세 개의 모드에 대해서 설계되었으므로 Fig. 5에서와 같이 고차 모드에 대해서는 제어효과가 거의 나타나지 않았고, Fig. 6~8에서는 세 모드의 진동 제어 효과가 관찰되었는데, 세 개의 시편에 대해서 각 모드의 피크값이 크게 감소함을 관찰할 수 있었다.

Fig. 6을 보면,  $C_p$ 값이 0.1일때까지는  $C_p$ 값에 비례하여 제어효과가 증가하였다. 본 논문에서 소개하지는 않았으나,  $C_p$ 값이 0.2 일때는 첫번째~세번째 모드에서 제어효과가 오히려 나빠졌다. 이렇게  $C_p$ 값이 커지면 어느 정도까지 제어 효과가 계속 증가하다가  $C_p$ 값이 과도하게 클 경우에는 제어효과가 나빠지는 것은 다른 시편에서도 관찰되었다.

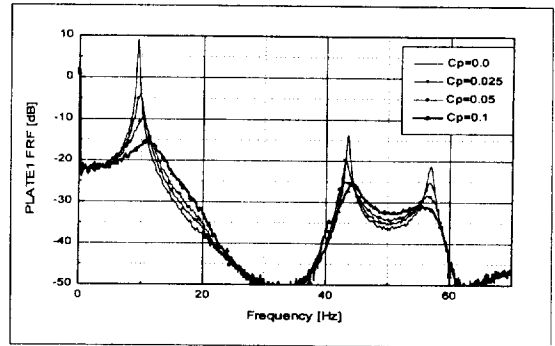


Fig. 6 Control result of PLATE1

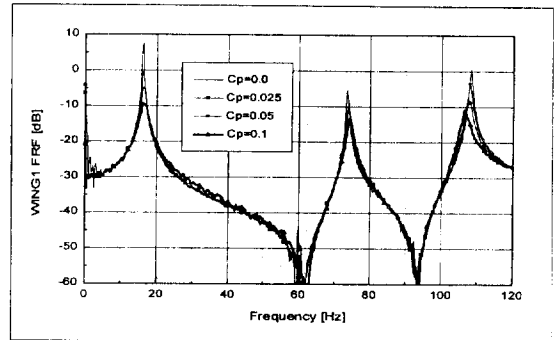


Fig. 7 Control result of WING1

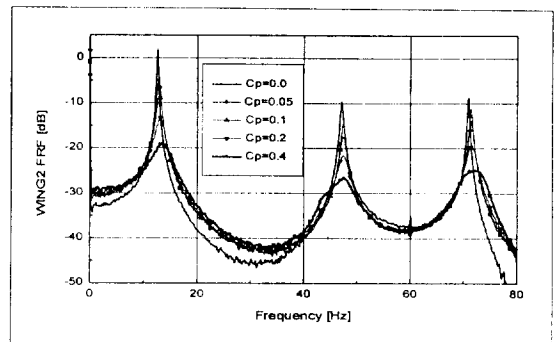


Fig. 8 Control result of WING2

## 5. 결 론

이상의 실험적인 연구를 통하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 본 연구에서는 플랜트의 특성과 관측기의 이득을 통합적으로 구할 수 있었다. 일반적인 형태를 가진 구

조물의 관측기 설계를 위하여 제어에 사용되는 A, B, C 행렬과 관측기 이득  $K_1$ 을 실험적인 방법을 통하여 통합적으로 구하였고, 이런 방식으로 설계된 관측기는 측정신호를 잘 관측함을 알 수 있었다.

2. 잉여 현상을 방지하면서 성능이 뛰어난 진동 제어를 위해서는 저주파 통과 필터의 역할이 중요함을 알 수 있었다.

3. 시스템 식별과 관측기를 동시에 설계하는 통합 시스템 식별법과 제어 출력부에 저주파 필터를 추가한 최적제어(LQG)에 의하여, 다양한 형태의 복합재 평판들에 대해서 DSP 보드를 이용한 일관된 방법으로 진동 제어가 성공적으로 이루어질 수 있었다.

본 연구에서 제시한 진동을 제어하는 과정은 일반적인 형태의 복합재 구조물에 대해서도 적용이 가능하리라 예상된다.

## 후 기

본 연구는 한국과학재단(KOSEF) 지원으로 수행된 연구 (과제 번호: 96-0200-05-01-3)의 일부이며 관계자 여러분께 감사 드립니다.

## 참 고 문 헌

1. 이인, 한재홍, "압전 재료를 이용한 스마트 구조물의 진동 제어에 관한 연구 동향," 항공우주학회지, 제 25 권 3 호, 1997, pp. 168-176.
2. 김재형, "시스템 식별과 최적제어를 이용한 복합적층판의 진동제어," 포항공과대학 석사학위 논문, 1995.
3. 류근호, 한재홍, 이인, "압전 감지기/작동기를 이용한 복합재 평판의 최적 진동 제어 실험," 한국 소음진

동학회지, 제 7권 제 1호, 1997, pp. 161-168.

4. 류근호, 한재홍, 이인, "복합재 평판 진동의 최적 상태 피드백 제어를 위한 통합적인 시스템 식별과 상태변수 추정," 한국항공우주공학회 춘계학술대회, 충남대학교, 1997, pp. 77-80.

5. Juang, J.N. and Pappa, R.S., "An Eigensystem Realization Algorithm for Modal Parameter Identification and Model Reduction," J. of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 8, No.5, 1984, pp. 620-627.

6. Chen, C.W. and Huang, J.K., "Integrated System Identification and State Estimation for Control of Flexible Space Structures," J. of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 15, No. 1, 1992, pp. 88-95.

7. Horta, L.G, and Phan, Minh, and Juang, J.N. et al., "Frequency-Weighted System Identification and Linear Quadratic Controller Design," J. of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.16, No. 2, 1993, pp. 330-336.

8. Tahk, M., and Speyer, J.L., "Parameter Robust Linear-Quadratic Design Synthesis with Flexible Structure Control Applications," J. of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.12, No. 4, 1989, pp. 460-468.

9. Bai, M.R. and Lin, G.M., "The Development of a DAP-Based Active Small Amplitude Vibration Control System for Flexible Beams by Using the LQG Algorithms and Intelligent Materials," J. of Sound and Vib., Vol 198, No.4, 1996, pp. 411-427.

10. Meirovitch, Dynamics and Control of Structures, Willey Pub., 1990, pp. 323-333.