비행 구조물에 탑재된 정밀 기기의 능동 진동 제어

이재홍* · 유진형** · 박영필***
(1998년 10월 19일 접수)

Active Vibration Control of a Precision Equipment on Flying Vehicle Structure

Jae Hong Lee, Jin Hyeong Yoo and Young Pil Park

Key Words : Guided-Missile(유도미사일), GCU(유도제어장치), FEM(유한요소법), Modal Experiment(모달실험), Sensitivity Analysis(감도해석), Skyhook(스카이훅제어), LQG(최적제어).

Abstract

The equipments mounted on guided-missile undertake heavy vibrational disturbance. Sometimes the equipments mounted on guided-missile go wrong so that the guided-missile flies over unintended place. For the vibration isolation of the equipments mounted on guided-missile, active vibration control was performed. In the case of active vibration technique, the stiffness matrix and the mass matrix are derived based on FEM (ANSYS5.0). Model reduction was carried out and, as a result, we got 7 DOF mass and stiffness matrix. For the sake of FEM model identification, modal experiment was carried out. With the help of Sensitivity Analysis, the natural frequencies of FEM were tuned to those of Experiment. In this work, the Sky Hook and the LQG control theory were adopted for vibration control using stacked piezoactuator. Experiments were performed with changing excitation frequency from 10 Hz upto 200 Hz and we got frequency response function of guided-missile equipments. The magnitude of 3rd mode of guided-missile equipments is 8.6 % that of Uncontrolled in Skyhook controller and is 3.4 % that of uncontrolled in LQG controller.

기호설명

h : 유도미사일 몸체 두께
E : 영률
ρ : 밀도
v : 포와송비
Izza : z 축에 관한 면적 모멘트
A : 보의 단면적
Ixx : x 축에 관한 회전 관성 모멘트
Izz : z 축에 관한 회전 관성 모멘트
N.F. : 고유진동수
Mobil. : 모빌리티

* 연세대학교 대학원 기계공학과 졸업
** 연세대학교 대학원 기계공학과
*** 회원, 연세대학교 기계공학과

1. 서 론

유도 미사일이나 항공기등은 격심한 외부 환경에 노출되어 있어 추진 기관(엔진)에 의한 내부에서 발생하는 진동 뿐만아니라 외부에서 발생할 수 있는 진동 및 충격의 영향이 크다. 이러한 우주 항공장치들은 진동에 민감한 정밀 전자 장비 및 기계 장치들을 탑재하고 있는데 이들의 오동작은 항로 이탈을 유발하여 치명적 손상을 유발한다. 즉 진동의 절연이 중요한 문제가 된다.

본 연구에서는, 대상계인 유도 미사일에 탑재된 유도 제어 장치(GCU, Guidance Control Unit)에 대해 외란에 의한 영향을 최대한 억제하기 위해 능동 방진 기구를 설계 및 제작하고자 한다.

Flügge는 원통형 구조물의 운동방정식을 구조

물의 미소크기에 대한 힘의 균형으로부터 유도하였다. 그에 의해 유도되어진 식은 원통형 구조물의 변위에 대한 8차 미분방정식으로써 변수간에 상호 연계되어 있기 때문에 일반적인 해를 구한다는 것은 실제 공학문제의 적용에 있어서 용이하지 않으며 수학적인 계산방식이 복잡한 단점이 있다.[1]

Arnold와 Warburton은 구조물 전체가 가지고 있는 변형과 운동에너지를 이용하여, Kirchhoff의 가설을 만족시킨다는 조건을 근거로 원통형 구조에 대한 변형문제를 중심표면의 변형으로 단순화시키는 접근 방식으로 접근하였다.[2]

또한 원통형 구조물의 진동해석을 위하여 모드 평면을 이용한 방법도 발표된 바 있다.[3]

위와 같은 몇가지의 운동방정식에 근거하여 원통형 구조물의 진동현상을 해석하는 것은 현실적으로 다양한 형태의 구조물에 적용하기엔 어려운 점이 많은 관계로 이론해에 의해서 구할 수 있는 문제는 극히 제한되어 있다. 따라서, 공학에서 쓰이는 원통형 구조물의 해석에는 근사해법이 사용되고 있으며, 근사해법으로 에너지 최소화법과 수치계산법등 두가지로 크게 분리할 수 있다. 에너지 최소화법으로는 변분법, Galerkin방법 Rayleigh-Ritz방법이 그 예라 할 수 있고, 수치계산법으로는 유한차분법과 유한 요소법 등이 여기에 속한다.

제진 방법은 스프링, 댐퍼와 같은 수동소자를 이용하는 수동 제진과 댐핑 상수과 같은 시스템 파라미터를 능동적으로 변화시켜 제진에 이용하는 반능동제진 그리고 작동기를 이용하는 능동제진으로 나눌 수 있다. 수동 제진은 제진 주파수 영역과 크기가 수동소자의 고유한 특성으로 제한되며 반능동제진은 에너지의 소모와 안정성에 많은 장점을 갖지만 제진 성능은 능동제진에 비해서 떨어진다. 반면에 작동기력을 이용하는 능동제진은 높은 제진효과를 갖는다. 능동제진에 관한 연구는 철도차량, 자동차의 안정성과 승차감을 높이는 분야를 중심으로 연구되어 왔는데 최근에는 초정밀 측정과 가공 그리고, 광학, 레이저같은 분야에서도 제진의 중요성이 크게 대두되고 있다. Karnopp, Crosby는 스프링 상 질량의 속도를 피드백하는 스카이 훅 제어 이론을 제안하였고,[4] Thomson[5]는 능동현가계의 구성요소들인 유압작동기에 대한 연구 사례를 발표하였고, Hong Su는 전자기력을 이용한 작동기를 1자유도계의 능동제진에 적용하여 상태공간 해석을 이용한 제어기법을 통해서 변위, 상대변위, 속도등의 귀환상태변수에 따른 제진특성과 귀환이득의 한계를 수치해석을 통하여 제시하였으며,[6] 최적제어, 피드포워드제어, 퍼지제어 그리고, 적응제어 알고리즘을 이용하여 수치해석과 실험을 수행하였다.[7]

작동기의 선택에 있어서, 유압작동기는 비선형성이 강하며 유체가 누설될 염려가 있으므로 전자 장비의 제진에는 적당하지 않다. 큰 정적하중에서도 위치를 유지하는데 에너지 소비가 적고, 응답의 신속성과 포지셔닝 응용에 민감도가 좋아 피에조 액추에이터가 많이 사용된다. 그러나, 대부분 피에조 액추에이터를 구조물에 직접 부착하여 사용하므로[8] 비교적 변형이 큰 구조물의 제어에는 적합하지 않다.

본 연구에서는 유한 요소 모델링을 이용하여 운동 방정식을 구한 후, 스카이 훅 과 LQG제어 이론을 적용하고자 한다. 작동기는 적층형 피에조액추에이터를 사용하였으며, 피에조 액추에이터의 반대편에 판 스프링을 부착하여,피에조 액추에이터의 변위가 힘으로 변환되어 제어력을 발생 시키는 구조로 만들었다. 제어력의 크기도 판 스프링의 강성에 따라 변하도록 설계되어 있다. 또한 능동 제진 기구의 성능을 실험결과로 확인하였다.

2. 유도미사일과 탑재 장비를 포함한 계의 유한 요소 모델링

유도 미사일은 대체로 다단의 원통형 쉘(Shell) 동체인 스킨(Skin)으로 이루어져 있으며, 탑재 장비를 탑재하기 위하여 강체로 이루어진 가이드(Guide)가 있다. 여기에 빔에의해 탑재 장비가 가이드에 장착되어 있으며, 탑재 장비를 포함하는 동체는 비교적 복잡한 구조이므로 선형 해를 구하기에 무리가 따른다. 그러므로 복잡한 구조물도 해석 가능한 유한 요소 모델링으로 운동 방정식을 구하는 것이 효율적이다.

Fig. 1과 같이 ANSYS 5.0을 이용하여 모델링하였다. 탑재 장비를 제외한 물성치는 Table 1 과 같다.

액추에이터 빔은 피에조 액추에이터에 부착되어 피에조 액추에이터의 변위를 힘으로 변환하는 역할을 한다.

탑재 장비는 가운데가 비어 있는 알루미늄과 철로 된 볼트가 결합된 구조이다. 모달 실험에서 확인할 수 있듯이 탑재 장비는 강체모드가 지배적이므로 등가의 직육면체 형상으로 모델링하였다. 탑재 장비는 Solid73 요소의 직육면체로 설정하고 가운데 절점(4012)에는 Mass21요소를 부착하여 질량과 관성(Inertia)의 비율을 조절하였다.

사용한 요소의 종류와 물성치는 Table 2와 같다.

Fig. 1 에서 각 절점의 Y방향인 202Y, 4012Y, 207Y, 4023Y, 4003Y, 212Y, 4312Y 의 7개의 주자유도를 선정하여, ANSYS 5.0내부의 Householder 방법으로 자유도 축약을 하였다. 이렇게 주 자유도를 선정하면 강체의 3자유도 운동과 원통 쉘의 2차 모드 까지의 거동을 표현하는데 충분하다. 모달 해석의 결과화일로부터 질량, 강성 행렬을 Table 3에 나타내었다.

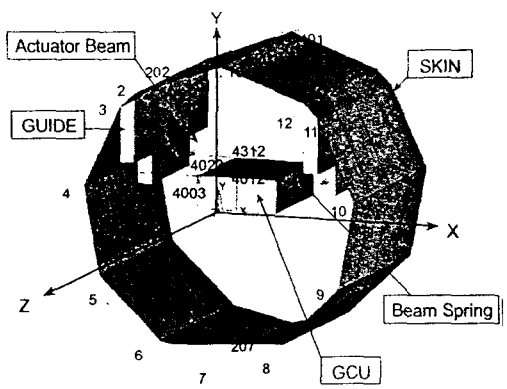


Fig. 1 FEM modeling of guided-missile.

Table 1 Physical properties of guided-missile.

	SKIN	GUIDE	Beam Spring	Actuator Beam
Type	SHELL63	SOLID73	BEAM3	BEAM3
h(mm)	3.2		1.0	2.0
E(Pa)	2.175e11	2.5e11	4.0e11	3.401e11
ρ(kg/m^3)	7850	8500	7206.32	7622.1
ν	0.3	0.3	0.3	0.3
Izza(m^4)			4.461667e-13	1.0e-11
A(m^2)			5.0e-6	3.0e-5
Number of Elements	48	16	1	2

3. 유한요소 모델링의 검증

강체 운동 모드를 배제하기 위해 절점 번호 1번과 401번의 Y방향 변위를 구속한 상태에서 모달 해석을 한 결과 고유 진동수와 모드 형상은 다음과 같다.

유한요소법으로 만든 모델을 검증하기 위해서 SMS사에서 만든 STAR로 피에조 액추에이터를 탑재 장비의 가운데(Fig. 1 의 4012번 절점과 4312 절점사이)에 장착한 상태에서 모달 실험을 수행하였다.

Table 2 Physical properties of GCU.

Element Type	SOLID73	MASS21
E(Pa)	70e9	
ρ(kg/m^3)	1350	
ν	0.33	
MASSY		0.00415
Ixx(kg m^2)		0.00060278
Izz(kg m^2)		0.0000301

Table 3 Mass & Stiffness matrix.

Row,Column	Mass	Stiffness
1,1	2.7412e+000	3.1651e+006
1,2	-7.5817e-005	-3.1624e+004
1,3	5.1398e-002	-6.4613e+005
1,4	5.0011e-004	-8.9367e+003
1,5	1.6596e-004	-9.3085e+003
1,6	-1.0094e-001	1.6752e+006
1,7	2.4452e-003	-8.0485e+004
2,2	5.0366e-001	1.4551e+005
2,3	1.1151e-005	-1.8855e+002
2,4	-9.4371e-002	-2.2583e+004
2,5	-9.4430e-002	-2.2566e+004
2,6	1.5838e-003	-6.8019e+004
2,7	1.9071e-006	-1.2022e+001
3,3	9.1911e-001	1.3035e+006
3,4	4.2606e-005	1.3636e+000
3,5	-2.6233e-005	2.7432e+000
3,6	5.1397e-002	-6.4613e+005
3,7	-6.1208e-004	3.0702e+003
4,4	1.4305e-001	3.6349e+004
4,5	-4.8594e-002	-1.3761e+004
4,6	-9.0086e-004	9.1014e+003
4,7	-2.4500e-006	1.3109e+000
5,5	1.4307e-001	3.6347e+004
5,6	-7.7417e-005	9.0702e+003
5,7	1.0942e-006	-1.6372e+000
6,6	2.7412e+000	3.1651e+006
6,7	2.4453e-003	-8.0485e+004
7,7	1.3998e-002	1.4602e+005

NOTE : $M^T = M$, $K^T = K$

3.1 유도 미사일과 탑재 장비의 고유 진동수

Table 4에 유도 미사일과 탑재 장비의 고유 진동수를 나타내었으며, 1~5차 까지의 고유진동수는 감도 해석[9]으로 실험 결과와 일치 시켰다.

감도해석 시 모든 구조변경변수를 한꺼번에 고려하면 계산이 용이하지 않으므로 SKIN의 쉘 모드가 지배적인 4~5차 모드와, GCU의 강체모드가 지배적인 1~3차 모드로 나눈 후, 4~5차 모드는 SKIN의 E로, 1~3차 모드는 Table 1에서 보인 Beam Spring의 E와 Table 2에서 보인 Mass21의 MASSY, Ixx, Izz로 감도해석을 수행하였다. 그리고 난 후 1~5차 모드를 위에서 나열한 구조변경변수로 감도해석을 수행하여 최종적으로 실험결과와 일치시킨다.

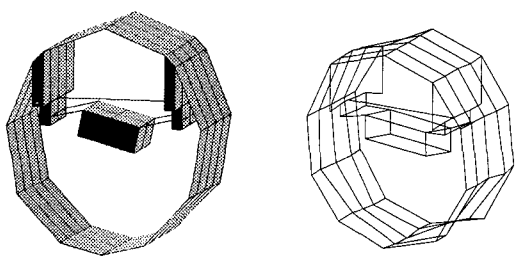
구조변경변수와 변경량을 Table 5에 나타내었다.

Table 4 Natural frequencies.

Mode	Natural Frequency (Hz)		
	Before Sensitivity Analysis	After Sensitivity Analysis	Experiment
1	77.16	77.11	77.11
2	71.88	81.38	81.38
3	105.67	89.11	89.11
4	110.65	115.7	115.5
5	148.98	155.4	155.7

Table 5 Structural modification parameter.

Structural Modification Parameter	Before Sensitivity Analysis	After Sensitivity Analysis
Skin's E (pa)	2.0e11	2.175e11
MASSY (kg)	0	0.00415
Ixx (kg m^2)	0	0.00060278
Izz (kg m^2)	0	0.0000301
Beam Spring's E (Pa)	2.5e11	4.0e11

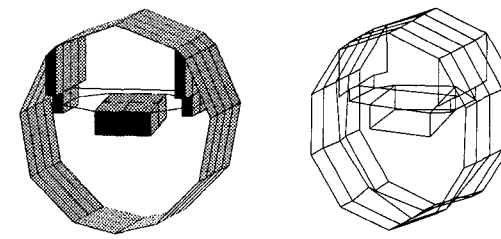


(a) FEM (b) Experiment

Fig. 2 1st mode shape.

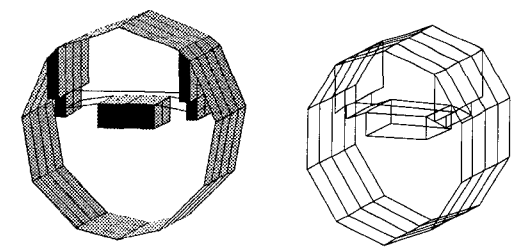
3.2 유도 미사일과 탑재 장비의 고유 모드

Table 4 에서 보인 1차에서 5차까지의 고유 진동수에 대응하는 고유 모드는 Fig. 2~Fig. 6 과 같다. 표시된 그림은 상대적인 변위와 위상을 나타낸다. 1차, 2차, 3차 모드는 스킨부의 1차 모드도 나타나지만 탑재 장비의 강체 3 자유도 운동이 지배적이다.



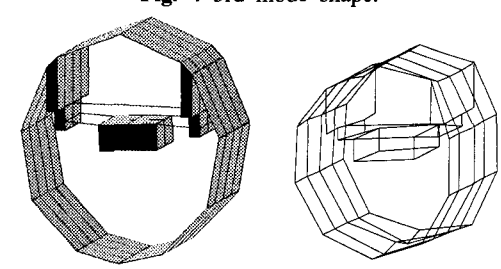
(a) FEM (b) Experiment

Fig. 3 2nd mode shape.



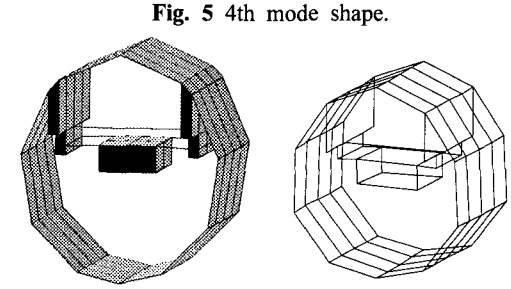
(a) FEM (b) Experiment

Fig. 4 3rd mode shape.



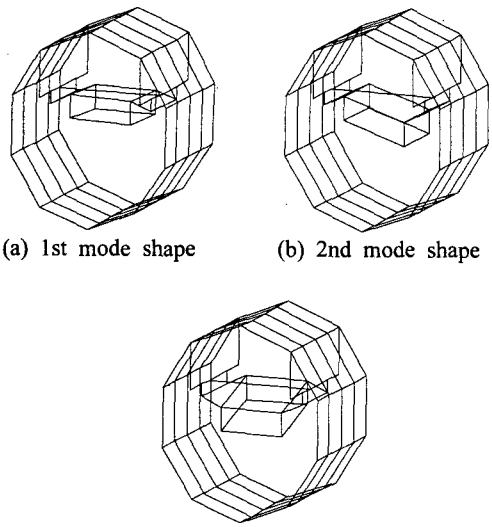
(a) FEM (b) Experiment

Fig. 5 4th mode shape.



(a) FEM (b) Experiment

Fig. 6 5th mode shape.



(a) 1st mode shape (b) 2nd mode shape

(c) 3rd mode shape

Fig. 7 Mode shape without piezoactuator.

Fig. 1에서 보인 바와 같이 Z방향을 기준으로 하였을 때, 1차 모드는 GCU의 Rolling이, 2차 모드는 GCU의 Pitching이 주된 운동이다. 3차 모드는 GCU의 Y방향으로의 병진 운동이 지배적이다. 4차 모드는 가이드의 Y방향으로의 병진 운동과 강체의 회전 운동이 지배적이다. 5차 모드는 스킨부의 2차 모드가 지배적이다.

1차, 2차 모드가 유한 요소 모델링에서처럼 정확한 모드 형태가 나오지 않는 것은 피에조 액추에이터를 장착하면서 정열 불일치와 탑재 장비를 지지하는 스프링의 차이, 체결의 불균일로 생기는 문제일 수 있다. 실제로 피에조 액추에이터는 유도 장치의 정 가운데에 장착하므로 피에조 액추에이터가 장착하지 않았을 때와 비교하면 탑재 장비의 상하 방향으로의 강성을 증가시켜 탑재 장비의 상하 방향의 고유 진동수만 증가 시켜야 한다. 그러나, 실재 실험 결과에서는 그 구분이 불명확하게 보이고 있다.

그래서, 피에조 액추에이터를 장착하지 않은 상태에서 모달 실험을 다시 하였다. 1차, 2차, 3차 고유 모드를 Fig. 7 에 나타내었다.

피에조 액추에이터를 장착한 경우와 장착하지 않은 경우를 비교하여 보면 다음과 같은 사실을 알 수 있다. 피에조액추에이터를 장착하지 않은 경우의 1차 고유 진동수가 피에조 액추에이터를 장착하면서 상하 방향으로의 강성을 증가시켜서, 피에조액추에이터를 장착했을 때의 3차 모드로 이동했음을 알 수 있다. 그리고, 피에조 액추에이터를 장착하면서 1차, 2차 모드도 어느 정도 변경 되었음을 알 수 있다.

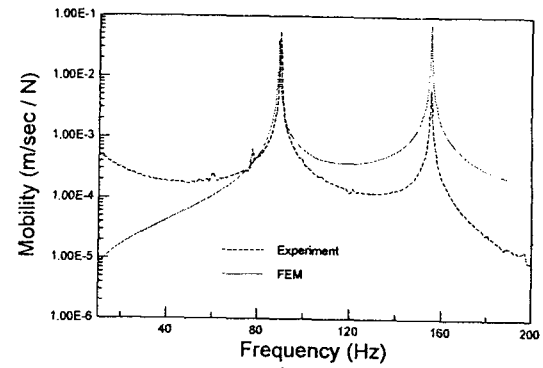


Fig. 8 Comparison of Y-directional mobility between experiment and FEM.

3.3 유한요소모델과 모달실험의 전달함수 비교

유한 요소 모델에서 계의 7자유도로 축약된 질량, 강성 행렬로부터 구한 전달 함수와 실험으로 구한 전달 함수를 Fig. 8에 나타내었다. 자유 경계 조건을 구현하기 위해 Fig. 1의1번 절점과 401번 절점에 대응되는 지점에 스프링을 달아 실험한 결과이다.

가진점은 유도 미사일의 스킨의 하단 중앙 부분의 Y 방향이며, 힘 가진이다. 응답점은 유도장치의 가운데 부분의 Y방향이며, 속도 응답을 측정하였다.

두 개의 전달 함수는 1차 공진봉 이하에서는 FEM이 낮게 측정되고, 1차 공진봉에서는 대체로 일치하며, 2차 공진봉에서는 FEM이 높게 측정된다.

실험에서는 자유단 경계 조건이므로 강체 진동 모드를 배제한 FEM 해석 결과보다는 저주파에서 강체 모드의 영향으로 전달 함수가 크게 나타나고, 고주파수대역에서는 실험 결과가 FEM 해석 결과보다 작게 나온다. 이는 축약된 FEM모델에서 자유단 경계 조건이 아닌 구속 조건을 설정한 결과로 위와 같은 결과가 나타난 것으로 볼 수 있다.

그러나, 고유 진동수는 비교적 일치한다.

4. 선형 제어기의 설계

4.1 전체 시스템의 상태 공간 표현

ANSYS5.0의 모달 해석에서 얻은 결과를 이용하여 구한 유도 미사일과 탑재 장비의 거동에 대한 운동 방정식은 다음과 같다. 여기서 자유도는 Fig. 1 에 표시된 절점 번호를 기준으로 한다.

$$\underset{\sim}{M}\,\ddot{\underset{\sim}{X}} + \underset{\sim}{K}\,\underset{\sim}{X} = \underline{B_1}\,F_c + \underline{L_1}\,F_d \tag{1}$$

여기서,

$$\underset{\sim}{X} = [202Y\ 4012Y\ 207Y\ 4023Y\ 4003Y\ 212Y\ 4312Y]^T$$

$\underline{M}$:유한요소모델에서 구한 질량행렬 (Table 3)

$\underline{K}$:유한요소모델에서 구한 강성행렬 (Table 3)

F_c : 제어 입력

F_d : 힘 외란

$\underline{B_1} = [0\ -1\ 0\ 0\ 0\ 0\ 1]^T$

$\underline{L_1} = [0\ 0\ 1\ 0\ 0\ 0\ 0]^T$

$\underline{L_1}$은 외란 작용점을 표현하고있고, $\underline{B_1}$은 제어력 작용점을 나타낸다.

식 (1) 을 상태 공간식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\dot{\underset{\sim}{x}} = \underline{A}\,\underset{\sim}{x} + \underline{B}\,u + \underline{L}\,d \tag{2}$$

$$y = \underline{C}\,\underset{\sim}{x} \tag{3}$$

여기서,

$$\underline{A} = \begin{bmatrix} \underline{0} & \underline{I} \\ -\underline{M}^{-1}\underline{K} & \underline{0} \end{bmatrix}$$

$$\underline{B} = \begin{bmatrix} \underline{0} \\ \underline{M}^{-1}\underline{B_1} \end{bmatrix}$$

$$\underline{L} = \begin{bmatrix} \underline{0} \\ \underline{M}^{-1}\underline{L_1} \end{bmatrix}$$

$$\underline{C} = [0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 1\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0]$$

$u = F_c$

$d = F_d$

$$\underset{\sim}{x} = [\ \underset{\sim}{X}\quad \dot{\underset{\sim}{X}}\ ]^T$$

제어의 목적은 탑재 장비에 전달되는 진동의 억제에 있으므로, 탑재 장비의 Y방향 속도를 관측하고자 한다.

4.2 Spillover의 최소화

먼저 제어스필오버(control spillover)를 최소화하기 위해서 작동기의 위치를 모드 형태의 절점에 위치시켰다. 피에조액추에이터는 GCU의 한 가운데에 수직으로 설치되어 있으므로, GCU의 회전 모드가 지배적인 1차, 2차, 4차 모드는 피에조액추에이터의 제어 입력에 의해서 가진되지 않음을 알 수 있다. 또한, 피에조액추에이터는 액추에이터 빔과 스프링으로 지지된 GCU의 사이에서 작동하는 데, 이들 액추에이터빔과 GCU를 지지하는 스프링 모두는 강체인 가이드에 고정되어 있다. 그러므로, 피에조액추에이터의 작동시 발생하는 제어력은 스킨에 전달되기 힘들며, 모델링에 고려되지 않은 스킨의 고차모드를 가진하기는 힘들다. 더욱이 제어스필오버는 작동기의 제어력이 큰 상태에서 발생하기 쉬우며, 본 논문에서 사용한 작은 제어력을 가진 작동기에서는 더더욱 발생하기 힘들다.

다음으로 관측스필오버(observation spillover)를 생각할 수 있다. 1차 모드는 GCU의 Rolling이, 2차 모드는 GCU의 Pitching이 주된 운동이다. 3차 모드는 GCU의 Y방향으로의 병진 운동이 지배적이며 본 논문에서는 3차 모드를 제진하는 것이 목적이므로 센서의 위치를 GCU의 한 가운데 Y방향의 연장선에 설치하였다. 그렇게 함으로써, 1차, 2차의 모드는 검출되지 않도록 하였다. 이렇게 하더라도 스킨의 고차모드가 센서에 검출될 수 있는데 그 크기는 GCU의 모드 크기에 비해서 월등히 작으며 Fig. 11~Fig. 12에서 알 수 있듯이 제어기를 작동시켰을 때의 전달 함수가 그렇지 않은 경우보다 약간 크지만 전 시스템을 불안정하게 만들지는 못한다.

4.3 피에조액추에이터의 특성

$$F = 2.3962 \times V \tag{4}$$

여기서,

F : 힘 (Newton)

V : 입력 전압 (Voltage)

피에조액추에이터와 피에조액추에이터의 앰프의 특성상 선형적으로 사용할 수 있는 힘의 최대값은 6 N이다. 그러나, 양방향 액추에이터로 사용할 경우 제어력의 한계치는 ± 3 N이 된다.

4.4 Skyhook 제어기의 설계

스카이혹 제어 이론을 적용한 상태 피드백 제어 법칙은 다음과 같다.

$$u = -Gy \tag{5}$$

여기서, G는 제어 게인이다.

앞에서 살펴본 바에 의하면 피에조액추에이터 제어력의 한계치는 ± 3 N이다. 가진하는 힘과 속도사이의 관계를 구하는 Fig. 8의 실험 결과, AD 측정범위와 액추에이터 제어력의 한계치를 고려하면 최대 제어 게인은 24.6 이다. 안전율을 감안하여 제어 게인을 20 으로 선정하였다.

4.5 최적 제어기 설계

전체계에 대하여 LQG제어 이론을 적용하였다.

제어 게인과 관측 게인은 다음과 같이 선정하였다.

$$\underline{Q}_c = diag[3\ 3\ 3\ 3\ 3\ 3\ 3\ 3\ 1440\ 3\ 3\ 3] \tag{6}$$

$$\underline{R}_c = 0.8 \tag{7}$$

$$\underline{Q}_o = \underline{L}^T \underline{\Xi}\, \underline{L} = 2.4 \times 10^4 \tag{8}$$

$$\underline{R}_o = \underline{\Theta} = 10^{-8} \tag{9}$$

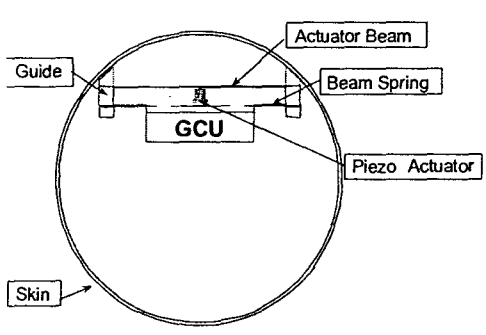
대체로, $\underline{Q}_c$를 증가 시키고 $\underline{R}_c$을 감소시키면 제어 게인 $\underline{G}$가 증가하는 경향이 있다. 그러면, 대역폭이 커지므로 빠르고, 성능이 좋은 제어기가 된다. 본 실험에서는 제어력의 한계치가 ± 3 N이므로 $\underline{R}_c$를 작게 설정할 수 없어서 0.8 정도로 설정하였다. $\underline{Q}_c$를 증가 시키면 제어 성능은 향상 되지만 마찬가지로 제어 게인을 증가시켜 제어력의 한계치를 넘는 경우가 발생한다. 그래서, 실질적으로 제어하여 확실한 효과를 볼 수 있는, GCU의 Y방향으로의 속도에 1440의 가중치를 주고, 나머지는 3 정도의 가중치를 주었다.

관측기에서의 가중치 $\underline{Q}_o$ 과 $\underline{R}_o$는 제어 게인에 영향을 주지 않고, 관측기의 성능에만 영향을 주므로, $\underline{Q}_o$는 충분히 크게, $\underline{R}_o$는 충분히 작게 설정하였다.

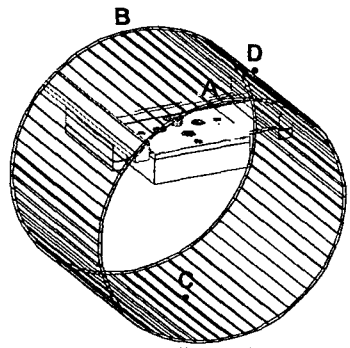
5. 제어기의 실험

실험에 사용한 실험 장치의 형태는 Fig. 9~Fig. 10과 같다. 원통 쉘의 A(1번 절점) 와 B(401 절점)부에 강성이 낮은 스프링으로 지지하여 자유단 경계조건을 만들어 준다. 원통 쉘의 C(207번 절점)부에 가진기를 사용하여 Y방향으로 힘 가진한다.

GCU의 절대 가속도를 가속도계 (B&K Type 4393)를 사용하여 측정하여 전하 증폭기(B&K Type 4370)에서 증폭 및 적분을 수행하여 속도신호로 전환한다. 이렇게 변환된 신호는 AD변환기를 거쳐 PC로 입력된다. PC는 제어 알고리즘을 적용한 뒤 DA변환기를 통해 전압신호로 결과를 내보낸다. 이 신호는 피에조 앰프를 거쳐 피에조를 구동하게 된다.



(a) Front view



(b) Oblique view

Fig. 9 Experimental setup.

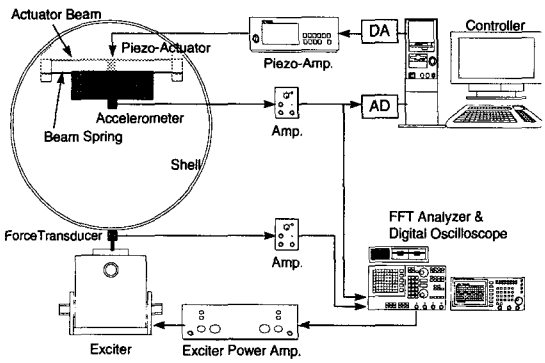


Fig. 10 Schematic diagram of experimental setup.

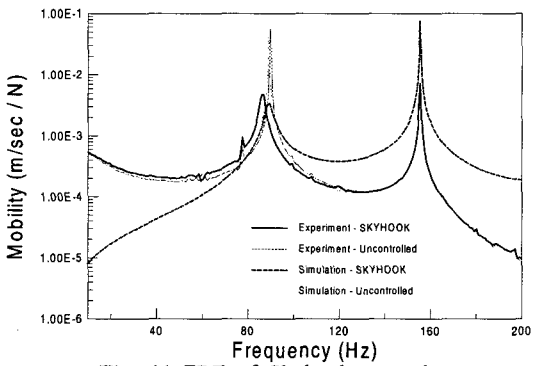


Fig. 11 FRF of Skyhook control.

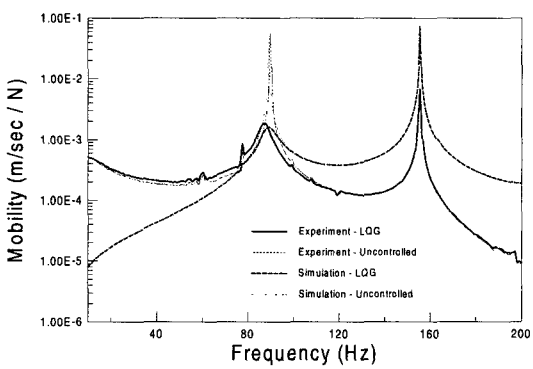


Fig. 12 FRF of LQG control.

제어기를 작동시킨 상태에서 Fig. 9의 C부를 Linear sweep, 0.2375Hz 간격으로 10~200 Hz 정현파 가진하고 탑재 장비의 Y방향 속도 응답에 대한 전달 함수를 구하여 주파수 응답 특성을 Fig. 11~Fig.12와 Table 6에 나타내 주고 있다.

유한 요소 모델링과 모달 실험의 결과에서도 알 수 있듯이, 1차, 2차, 4차 모드는 탑재 장비의 회전 모드가 지배적이므로 전달 함수에서 잘 나타나지 않는다.

제어기를 작동시킨 상태에서 Fig. 9의 C부를 Linear sweep, 0.2375Hz 간격으로 20~200 Hz 정현파 가진하고, 탑재 장비의 Y방향 속도 응답과 Fig. 9의 가이드와 스킨이 접하는 D부의 Y방향 속도 응답을 측정하여 전달율을 구한 결과를 Fig. 13~Fig. 14와 Table 7에 나타내 주고 있다.

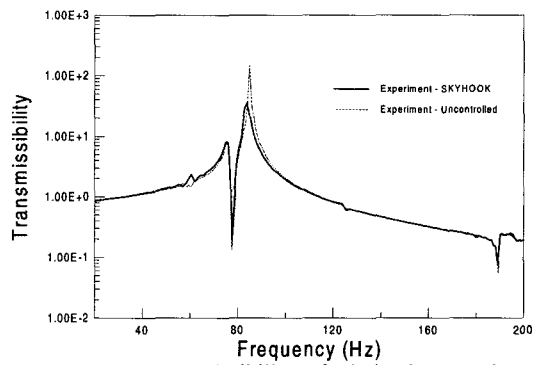


Fig. 13 Transmissibility of Skyhook control.

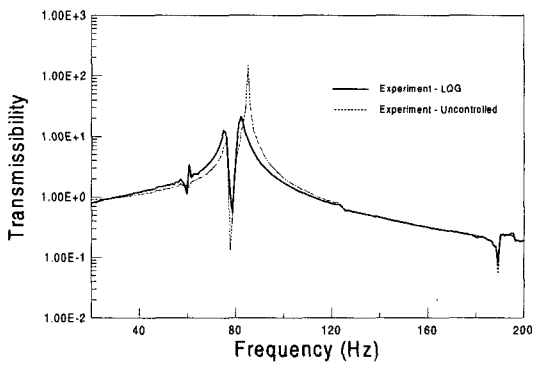


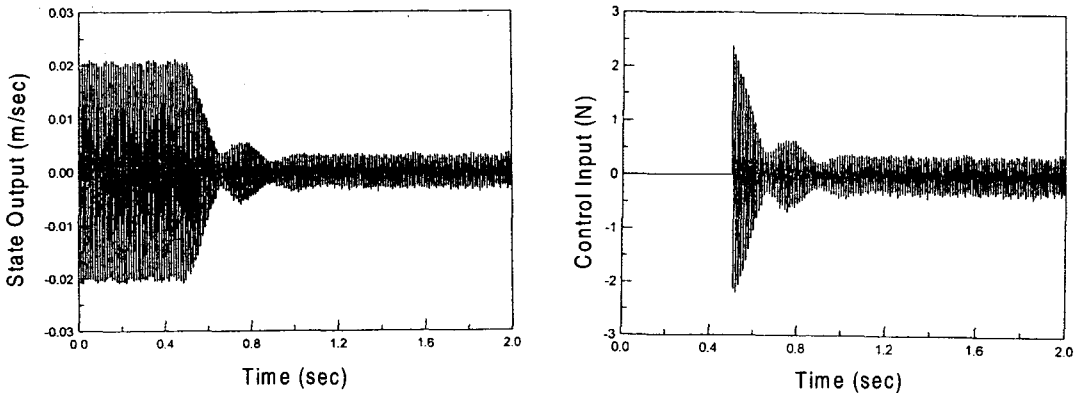
Fig. 14 Transmissibility of LQG control.

Table 6 Control performance of controller at natural frequencies.

	3rd Mode		5th Mode	
	N.F.	Mobil.	N.F.	Mobil.
Uncontrolled	89.11	0.0558	155.4	0.00625
Skyhook	86.00	0.00480	155.4	0.00726
LQG	86.95	0.00189	155.4	0.00689

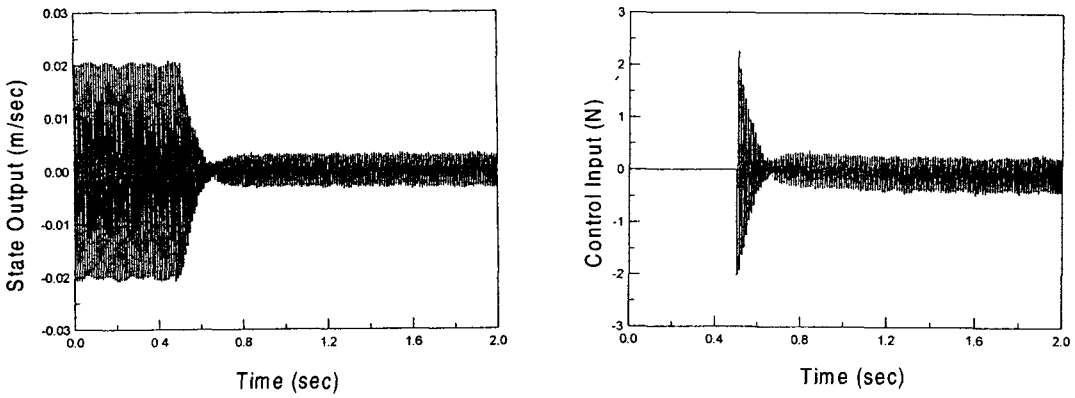
Table 7 Isolation Performance of controller at natural frequencies.

	3rd Mode	
	N.F.	Transmissibility
Uncontrolled	89.11	149.8
Skyhook	86.00	35.4
LQG	86.95	21.3



(a) Velocity of GCU (b) Control input

Fig. 15 Transient response of Skyhook controller at 90 Hz.



(a) Velocity of GCU (b) Control input

Fig. 16 Transient response of LQG controller at 90 Hz.

3차 공진 주파수 부근인 90Hz 정현파 가진에서 0.5 초 동안은 제어를 하지 않고, 그 후로는 샘플링타임 0.001초로 제어를 시작하여 2초까지의 시계열 과도 응답을 살펴 보았다.

Skyhook 제어기의 실험 결과는 Fig. 15, LQG제어기의 실험결과는 Fig. 16 에 도시하였다.

6. 실험 결과 고찰

Fig. 11 의 Skyhook 제어 결과와 Fig. 12의 LQG제어 결과에서 3차 모드의 고유 진동수가 모두 낮아진 것을 알 수 있다. 또한, 그 값은 시뮬레이션 결과 보다 낮은 값으로 나타난다. 이것은 구조계의 댐핑 특성을 모델링에 반영하지 못한 결과로 생각된다. 모든 구조계는 자체의 구조 댐핑을 가지고 있지만 FEM에서는 이것을 반영하지 못한다. 그 결과 댐핑에 의해서 고유진동수가 낮아 졌음을 알 수 있다.

Skyhook은 한 개의 상태 벡터만 반영하였지만 LQG에서는 모든 상태 벡터를 고려하는 평가 함수를 채택하였으므로 제어 성능에 있어서 공진봉에서의 저감율이나 Settling Time, Overshoot 등에서 LQG가 유리한 특성을 나타냄을 알 수 있다.

5차 모드인 155.4 Hz는 실제로는 쉘의 변형이기 때문에, Fig. 1의 절점 4012와 절점 4312 사이에 부착된 피에조액추에이터만으로 제어하기 힘든 것으로 판단된다.

실제로 탑재 장비는 지지 스프링없이 가이드에 볼트로 고정되어 있다. 이 상태에서 탑재 장비에 피에조 액추에이터를 장착하면 볼트의 강성이 피

에조 액추에이터의 강성보다 훨씬 커서, 피에조 액추에이터가 액추에이터로의 기능을 하지 못하게 되어 제어를 할 수 없게 된다. 그래서, 탑재 장비를 판스프링으로 부착하였다. 이렇게 하면, 고주파에서는 자연적으로 전달율이 작아져서, 주로 고주파에 위치한 충격(Shock)에 강한 방진 기구가 된다. 그러나, 고유진동수 부근에서는 오히려 전달율이 커지므로 피에조 액추에이터를 장착하여 그 크기를 줄였다.

7. 결 론

유도 장치가 탑재된 유도 미사일 동체의 동적 특성을 유한요소법으로 모델링하였으며, Sky Hook 제어 이론과 LQG제어 이론을 적용하여 탑재 장비의 진동 절연을 위한 능동 제어를 수행하였다.

본 연구를 통하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

(1) 선형 해를 구하기가 용이하지 않은 구조물의 제진 제어에 있어서 유한요소법을 이용하여 모델을 얻는 것이 유용함을 알 수 있다. 모델의 타당성은 모달 실험으로 확인한 바 실제와 잘 맞음을 확인하였다.

(2) 제안된 제어기를 적용하여 실험한 바 3차 고유 진동수 부근에서 전달율은 Sky Hook 제어기에서는 제어전의 23.6%로, LQG제어기에서는 제어전의 14.2%로 크게 줄었다. 또한 3차 고유진동수 부근에서, 전달 함수의 크기가 Sky Hook 제어기에서는 제어전의 8.6%로, LQG제어기에서는 제어전의 3.4%로 크게 줄어 확실한 제진 효과를 볼 수 있었다.

(3) 피에조 액추에이터의 변위 구속을 판 스프링을 부착함으로써 힘으로 변환하였으며 제어시 정상 작동함을 확인하였다.

참고문헌

(1) Flügge, W., 1967, *Stresses in Shells*, Springer Verlag Inc, New York.

(2) Arnold, R.N. and Warburton, G.B., 1953,"The Flexural Vibrations of Thin Cylinders," *Proc. of IME*, Vol. 167, pp. 62～74.

(3) 김정태, 김동혁, 이용봉, 1991,"모드 평면을 이용한 원통형 구조물의 고유진동수 해석에 관한 연구," 대한기계학회논문집, 제15권 제3호, pp. 789～798.

(4) Karnopp, D.C. and Crosby, M.J.,1974,"Vibration Control Using Semi-Active Force Generators," *J. of Engineering for Industry, Trans of the ASME*, pp. 619～629

(5) Tompson, A.G., 1971, "Design of Active Suspensions," *Proc. Instn. Mech. Engrs.* 1970-1, Vol. 185 36/71, pp. 553～563.

(6) Su, Hong, 1990, "Vibration-Isolation Characteristics of an Active Electro-Magnetic Force Generator and the Influence of Generator Dynamics," *Transactions of the ASME, Journal of Vibrations and Acoustics*, Vol. 112, pp. 8～15.

(7) 손태규, 김규용, 유원희, 박영필, "전자기력을 이용한 능동제진에 관한 연구," 대한기계학회논문집, 제18권 제5호, pp. 1169～1181.

(8) SUZUKI, Yasuyuki, MICHIMURA, Seiichi and TAMURA, Akiyosi, 1995,"Each-Mode Vibration Control of a Cantilever Beam with a Piezoelectric Actuator," 日本機械學會論文集(C編), 61券 587號, pp. 2833～2838.

(9) Lin, R.M. and Lim, M.K., 1993, "Methods for Calculating Derivatives of Eigenvalues and Eigenvectors," *11th IMAC*, Florida.