한국소음진동공학회논문집 제 15 권 제 7 호, pp. 813~820, 2005.

부구조물 합성법을 이용한 접는 미사일 조종날개 모델 수립

Model Establishment of a Deployable Missile Control Fin Using Substructure Synthesis Method

김 대 관* · 배 재 성** · 이 인*** · 한 재 흥†

Dae-Kwan Kim, Jae-Sung Bae, In Lee and Jae-Hung Han

(2005년 3월 14일 접수 ; 2005년 6월 15일 심사완료)

Key Words : Missile Control Fin(미사일 조종날개), Substructure Synthesis Method(부구조물 합성법), Model Improvement(모델 개선), Natural Frequency(고유주파수), Mode Shape(모드 형상)

ABSTRACT

A deployable missile control fin has some structural nonlinearities because of the worn or loose hinges and the manufacturing tolerance. The structural nonlinearity cannot be eliminated completely, and exerts significant effects on the static and dynamic characteristics of the control fin. Thus, it is important to establish the accurate deployable missile control fin model. In the present study, the nonlinear dynamic model of the deployable missile control fin is developed using a substructure synthesis method. The deployable missile control fin can be subdivided into two substructures represented by linear dynamic models and a nonlinear hinge with structural nonlinearities. The nonlinear hinge model is established by using a system identification method, and the substructure modes are improved using the Frequency Response Method. A substructure synthesis method is expanded to couple the substructure models and the nonlinear hinge model, and the nonlinear dynamic model of the fin is developed. Finally, the established nonlinear dynamic model of the deployable missile control fin is verified by dynamic tests. The established model is in good agreement with test results, showing that the present approach is useful in aeroelastic stability analyses such as time-domain nonlinear flutter analysis.

기 호 설 명

$(\dot{\ })$: 시간 미분
$\{F\}$: 작용력 벡터
$[k]$: 일반화된 선형 강성행렬
$[K]$: 선형 강성행렬
$[m]$: 일반화된 선형 질량행렬
$[M]$: 선형 질량행렬
$[\Psi_C]$: 구속 모드 행렬
$[\Psi_N]$: 정규 모드 행렬
$[u]$: 변위 벡터
$\{\xi\}$: 일반화된 변위 벡터

† 책임저자 : 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학전공
E-mail : jaehunghan@kaist.ac.kr
Tel : (042) 869-3723, Fax : (042) 869-3710.
* 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과
** 정회원, 한국에너지기술연구원
*** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학전공

1. 서 론

항공모함에 탑재되는 대부분의 함재기는 공간상의 제한으로 인해 주 날개의 일부분이 접히는 구조를 가지고 있다. 또한 함대함, 함대공, 지대공 미사일과 같은 발

사체도 탑재되는 공간의 효율적 활용을 위해서 미사일 날개부분이 접히는 구조를 가지고 있다. 대부분의 접는 날개는 비틀림 스프링, 압축 스프링, 멈춤쇠(stopper) 등으로 구성된 복잡한 힌지(hinge) 구조를 가지고 있다. 이러한 힌지에는 제작상의 어려움 및 자체의 구조 특성으로 인해 유격(freeplay), 전하중(preload) 이선형성(bilinear), 히스테리시스(hysterisis) 등과 같은 구조적 비선형성들이 존재한다.

접는 날개의 힌지 구조에 존재하는 비선형성들은 완전히 제거되기 힘들며, 구조물의 정적 및 동적 특성에 중대한 영향을 미치게 된다. 따라서, 비선형 공탄성 특성과 같은 비선형 거동을 파악하기 위해서는 시스템 식별(system identification)과정을 통한 비선형 힌지 모델 수립이 선행되어야 하며, 전체 구조에 대한 정확한 동적 모델이 수립되어야 한다. 그러나 유한요소법을 이용하여 복잡한 구조특성을 가지는 구조물의 엄밀한 해석을 위해서는 구조물을 매우 많은 수의 요소로 나누어야 하며, 구조물을 표현하는 행렬의 크기 또한 매우 커지게 된다. 이러한 큰 행렬식들을 이용한 해석은 많은 계산 시간과 메모리를 필요로 하게 되며, 특히 시간영역의 비선형 플러터(flutter) 해석과 같은 반복적인 해석 등에는 그 영향이 더 크게 작용하게 된다. 따라서 이러한 문제들의 해결 방법으로 모드 접근법(modal approach)이 많이 사용되고 있다.

일반적으로 대부분의 실질적인 공학적 구조물들은 복잡한 구조로 이루어지며 비선형성을 포함하고 있다. 단순한 해석을 위해서 각각의 구조물들은 선형 및 비선형의 부구조물(substructure)들로 나눌 수 있

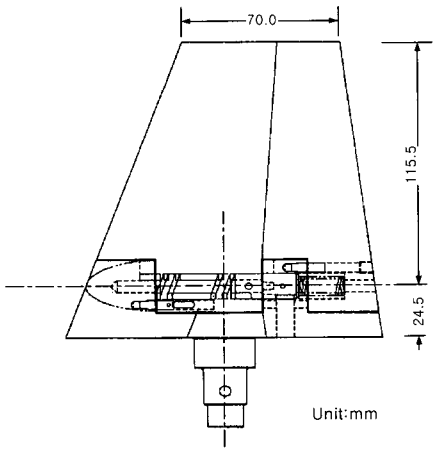


Fig. 1 Configuration of deployable missile control fin

으며, 구조물에 존재하는 비선형성의 위치에 관한 정보는 이러한 분리를 가능하게 한다. 독립적인 구조물들을 활용하여 전체구조 모델을 형성시키는 부구조물 합성법(substructure synthesis)은 상대적으로 복잡한 구조물을 적은 수의 자유도로 표현하는 모델링 기법 중 하나이다.

Hunn[1]은 최초로 부분 모드 합성법을 제시하였으며, Hurty[2]는 전체구조물의 일부인 부구조물의 운동을 강체 모드(rigid-body mode), 고정 구속 모드(fixed constraint mode), 과잉 구속 모드(redundant constraint mode)들의 선형조합으로 표현할 수 있다고 가정하였다. Craig와 Bampton[3]은 부구조물의 변위를 고정 구속 모드와 과잉 구속 모드의 구분 없이 구속 모드(constraint mode)와 정규 모드(normal mode)의 선형조합으로 표현하였다. Karpel[4] 등은 부구조물들과 결합되는 중심부구조물(central substructure)의 경계면에 가상질량(fictitious mass)을 부과하여 구한 자유경계모드(free-boundary mode)을 이용하여 부구조물을 표현하였다. Meirovitch와 Hale[5]은 부구조물의 운동을 표현하기 위해서 허용함수(admissible function)를 도입하였다.

이 연구에서는 Fig. 1과 같이 접히는 부분을 기준으로 5개의 고정핀과 힌지 스프링을 가지는 비선형 힌지와 회전부인 상단날개 그리고 고정부인 하단날개로 구성된 미사일 조종날개를 대상으로 부구조물 합성법을 이용하여 동적 모델을 수립하였다. 선행연구[6]로서 힘-상태 도식법(force-state mapping technique)을 이용한 시스템 식별과정을 통하여 비선형 힌지모델을 수립하였다. 조종날개의 상단날개와 하단날개의 부구조물들에 대하여 모델 개선(model improvement)을 수행하였다. 또한 Craig와 Bampton[3]의 부구조물 합성법을 확장하여 두 개의 부구조물과 비선형 힌지 모델을 결합한 미사일 조종날개의 동적 모델을 수립하였으며, 모드 실험 및 동적 실험을 통한 검증을 수행하였다.

2. 부구조물 합성

2.1 Craig-Bampton의 부구조물 표현식

부구조물 합성법을 이용하여 복잡한 구조물의 동적 특성을 해석하기 위해서는 전체구조물을 여러 개의 부구조물들로 나누어야 한다. 각각의 부구조물들은 적어도 하나의 다른 부구조물들과 연결되어 있으며,

임의의 선형 비감쇠 부구조물의 운동방정식은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\begin{bmatrix} M_{RR} & M_{RI} \\ M_{RI}^T & M_{II} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{u}_R \\ \ddot{u}_I \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{RR} & K_{RI} \\ K_{RI}^T & K_{II} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_R \\ u_I \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ F_I \end{Bmatrix} \quad (1)$$

여기서, 질량행렬, 강성행렬, 변위벡터, 외력벡터들은 각각 내부좌표 R과 경계좌표 I로 분할되었으며, F_I는 인접한 부구조물들에 의해 부과되는 외력벡터이다.

Craig-Bampton[3]의 부구조물 합성에서는 각 부구조물의 변위가 정규 모드와 구속 모드의 선형조합으로 표현되며, 이들 모드는 다음의 식들로부터 구할 수 있다.

$$[K_{RR}][\Psi_N] = [M_{RR}][\Psi_N][\omega_R^2] \quad (2)$$

$$[K_{RR}][\Psi_C] + [K_{RI}] = [0] \quad (3)$$

여기서, $[\omega_R^2]$, $[\Psi_N]$, $[\Psi_C]$는 각각 고유주파수의 제곱행렬, 정규 모드 행렬, 구속 모드 행렬을 의미한다. 식 (1)의 변위벡터를 식 (2)와 식 (3)의 정규 모드와 구속 모드의 선형조합으로 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{Bmatrix} u_R \\ u_I \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \Psi_N & \Psi_C \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \xi_R \\ \xi_I \end{Bmatrix} \quad (4)$$

식 (4)를 식 (1)에 대입하고, 식 (4)의 변환행렬(transformation matrix)의 전치행렬을 양변에 곱하면 다음과 같은 부구조물의 일반화된(generalized) 운동방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{bmatrix} m_{RR} & m_{RI} \\ m_{RI}^T & m_{II} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{\xi}_R \\ \ddot{\xi}_I \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_R^2 & 0 \\ 0 & k_I \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \xi_R \\ \xi_I \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ F_I \end{Bmatrix} \quad (5)$$

2.2 부구조물 합성법의 확장

힌지모델을 고려한 접는 미사일 조종날개의 동적 모델을 수립하기 위해서 앞 절에서 기술한 부구조물 표현식을 아래와 같이 확장하였다. 이 절에서는 문제의 단순화를 위해서 두 개의 부구조물 A와 B로 이루어진 구조모델을 고려하였다.

일반적으로, 비틀림 스프링에 의해 회전변위에 부과되는 모멘트(moment)는 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$M_\theta = K_\theta \left(u_i - u_j \right) \quad (6)$$

여기서, u_i, u_j, K_θ, M_θ는 각각 두 개의 독립적인 회전변위, 비틀림 스프링 상수, 모멘트를 의미한다. 만약 부구조물 A와 B가 경계좌표의 일부분에 위치한 비틀림 스프링에 의해 연결되어 있다면, 경계좌표를 스프링이 존재하는 좌표 I_p와 존재하지 않는 좌표 I_n으로 나눌 수 있다. 따라서, 식 (1)과 식 (4)는 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\begin{bmatrix} M_{RR} & M_{RI_n} & M_{RI_p} \\ M_{RI_n}^T & M_{I_nI_n} & M_{I_nI_p} \\ M_{RI_p}^T & M_{I_nI_p}^T & M_{I_pI_p} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{u}_R \\ \ddot{u}_{I_n} \\ \ddot{u}_{I_p} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{RR} & K_{RI_n} & K_{RI_p} \\ K_{RI_n}^T & K_{I_nI_n} & K_{I_nI_p} \\ K_{RI_p}^T & K_{I_nI_p}^T & K_{I_pI_p} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_R \\ u_{I_n} \\ u_{I_p} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ F_{I_n} \\ F_{I_p} \end{Bmatrix} \quad (7)$$

$$\begin{Bmatrix} u_R \\ u_{I_n} \\ u_{I_p} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \Psi_N & \Psi_{C_n} & \Psi_{C_p} \\ 0 & I & 0 \\ 0 & 0 & I \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \xi_R \\ \xi_{I_n} \\ \xi_{I_p} \end{Bmatrix} \quad (8)$$

식 (7)과 식 (8)을 이용한 부구조물 A의 일반화된 운동방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{bmatrix} m_{RR}^{(A)} & m_{RI_n}^{(A)} & m_{RI_p}^{(A)} \\ m_{RI_n}^{(A)T} & m_{I_nI_n}^{(A)} & m_{I_nI_p}^{(A)} \\ m_{RI_p}^{(A)T} & m_{I_nI_p}^{(A)T} & m_{I_pI_p}^{(A)} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{\xi}_R^{(A)} \\ \ddot{\xi}_{I_n}^{(A)} \\ \ddot{\xi}_{I_p}^{(A)} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_R^{2(A)} & 0 & 0 \\ 0 & k_{I_nI_n}^{(A)} & k_{I_nI_p}^{(A)} \\ 0 & k_{I_nI_p}^{(A)T} & k_{I_pI_p}^{(A)} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \xi_R^{(A)} \\ \xi_{I_n}^{(A)} \\ \xi_{I_p}^{(A)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ F_{I_n}^{(A)} \\ F_{I_p}^{(A)} \end{Bmatrix} \quad (9)$$

같은 방법에 의한 부구조물 B의 일반화된 운동방정식은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} m_{I_nI_n}^{(B)} & m_{I_nI_p}^{(B)T} & m_{RI_n}^{(B)T} \\ m_{I_nI_p}^{(B)} & m_{I_pI_p}^{(B)} & m_{RI_p}^{(B)T} \\ m_{RI_n}^{(B)} & m_{RI_p}^{(B)} & m_{RR}^{(B)} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{\xi}_{I_n}^{(B)} \\ \ddot{\xi}_{I_p}^{(B)} \\ \ddot{\xi}_R^{(B)} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} k_{I_nI_n}^{(B)} & k_{I_nI_p}^{(B)} & 0 \\ k_{I_nI_p}^{(B)T} & k_{I_pI_p}^{(B)} & 0 \\ 0 & 0 & \omega_R^{2(B)} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \xi_{I_n}^{(B)} \\ \xi_{I_p}^{(B)} \\ \xi_R^{(B)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F_{I_n}^{(B)} \\ F_{I_p}^{(B)} \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (10)$$

부구조물 A와 B의 결합을 위한 적합방정식은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\left\{ u_{I_n}^{(A)} \right\} = \left\{ u_{I_n}^{(B)} \right\} = \left\{ u_{I_n} \right\}, \left\{ \xi_{I_n}^{(A)} \right\} = \left\{ \xi_{I_n}^{(B)} \right\} = \left\{ \xi_{I_n} \right\} \quad (11)$$

$$\left\{ F_{I_p}^{(A)} \right\} = \left[K_\theta \right] \left(\left\{ u_{I_p}^{(B)} \right\} - \left\{ u_{I_p}^{(A)} \right\} \right) = \left[K_\theta \right] \left(\left\{ \xi_{I_p}^{(B)} \right\} - \left\{ \xi_{I_p}^{(A)} \right\} \right) \quad (12)$$

$$\left\{F_{I_p}^{(B)}\right\} = -\left[K_\theta\right]\left(\left\{u_{I_p}^{(B)}\right\} - \left\{u_{I_p}^{(A)}\right\}\right) = -\left[K_\theta\right]\left(\left\{\xi_{I_p}^{(B)}\right\} - \left\{\xi_{I_p}^{(A)}\right\}\right) \tag{13}$$

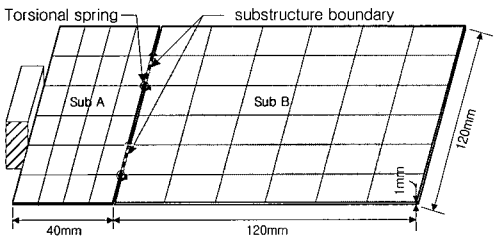
여기서, $[K_\theta]$는 경계좌표 I_p에 대한 비틀림 스프링 상수행렬이다.

식 (11)~식 (13)을 이용하여 식 (9)와 식 (10)을 결합시키면 다음과 같은 비틀림 스프링요소를 고려한 전체 구조물의 표현식을 얻을 수 있다.

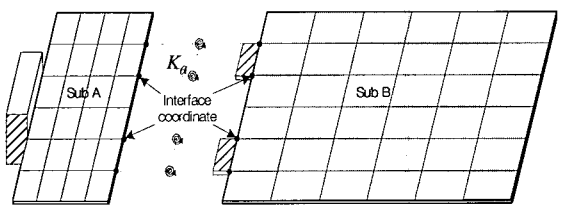
$$\begin{bmatrix} m_{RR}^{(A)} & m_{RI_n}^{(A)} & m_{RI_p}^{(A)} & 0 & 0 \\ m_{RI_n}^{(A)T} & m_{I_nI_n}^{(A)} + m_{I_nI_n}^{(B)} & m_{I_nI_p}^{(A)} & m_{I_nI_p}^{(B)T} & m_{RI_n}^{(B)T} \\ m_{RI_p}^{(A)T} & m_{I_nI_p}^{(A)T} & m_{I_pI_p}^{(A)} & 0 & 0 \\ 0 & m_{I_nI_p}^{(B)} & 0 & m_{I_pI_p}^{(B)} & m_{RI_p}^{(B)T} \\ 0 & m_{RI_n}^{(B)} & 0 & m_{RI_p}^{(B)} & m_{RR}^{(B)} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{\xi}_R^{(A)} \\ \ddot{\xi}_{I_n} \\ \ddot{\xi}_{I_p}^{(A)} \\ \ddot{\xi}_{I_p}^{(B)} \\ \ddot{\xi}_R^{(B)} \end{Bmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} \omega_R^{2(A)} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & k_{I_nI_n}^{(A)} + k_{I_nI_n}^{(B)} & k_{I_nI_p}^{(A)} & k_{I_nI_p}^{(B)} & 0 \\ 0 & k_{I_nI_p}^{(A)T} & k_{I_pI_p}^{(A)} + K_\theta & -K_\theta & 0 \\ 0 & k_{I_nI_p}^{(B)T} & -K_\theta & k_{I_pI_p}^{(B)} + K_\theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \omega_R^{2(B)} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \xi_R^{(A)} \\ \xi_{I_n} \\ \xi_{I_p}^{(A)} \\ \xi_{I_p}^{(B)} \\ \xi_R^{(B)} \end{Bmatrix} = \{0\} \tag{14}$$

식 (14)를 이용하여 전체 구조물의 고유 주파수와 고유벡터를 쉽게 얻을 수 있으며, 전체 구조물의 변위는 식 (15)와 같이 표현된다. 이 절에서 유도된 부구조물 합성법은 두 개 이상의 부구조물로 구성된 구조물에 적용될 수 있다.



(a) Combined plate



(b) Separate plate analysis

Fig. 2 Schematic of a cantilever plate

$$\begin{Bmatrix} u_R^{(A)} \\ u_{I_n} \\ u_{I_p}^{(A)} \\ u_{I_p}^{(B)} \\ u_R^{(B)} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \Psi_N^{(A)} & \Psi_{C_n}^{(A)} & \Psi_{C_p}^{(A)} & 0 & 0 \\ 0 & \mathrm{I} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \mathrm{I} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \mathrm{I} & 0 \\ 0 & \Psi_{C_n}^{(B)} & 0 & \Psi_{C_p}^{(B)} & \Psi_N^{(B)} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \xi_R^{(A)} \\ \xi_{I_n} \\ \xi_{I_p}^{(A)} \\ \xi_{I_p}^{(B)} \\ \xi_R^{(B)} \end{Bmatrix} \tag{15}$$

2.3 부구조물 합성법의 검증

앞 절에서 확장된 부구조물 합성법의 검증을 위해서 Fig. 2와 같은 외팔보형 평판에 대한 적용을 수행하였다. 평판모델은 두 개의 부구조물(sub A와 sub B)이 네 개의 비틀림 스프링으로 구성된 힌지에 의해 결합된 구조이며, 각 절점은 한 개의 병진과 두 개의 회전자유도로 이루어 져있다. 해석에 사용된 스프링 상수, 탄성 계수, 밀도는 각각 3 Nm/rad, 72 GPa, 2800 kg/m^{3}이다.

확장된 부구조물 합성법으로 해석된 고유 주파수와 모드 형상 결과는 MSC/NASTRAN을 이용한 전체 구조물의 해석결과와 비교되었다. 구조물 합성에 사용된 관심주파수 영역은 0~500 Hz이며, 부구조물의 표현에 사용된 모드 수는 각각 관심주파수 영역의 두 배인 3개(sub A)와 7개(sub B)이다.

Table 1은 두 방법에 의해서 계산된 주파수, 오차, MAC(modal assurance criteria)를 보이고 있으며, 두 결과가 잘 일치함을 확인할 수 있다.

Table 1 Comparison of natural frequency and mode shape

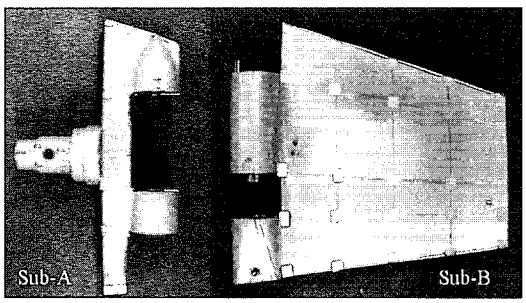
Mode	Full model frequency, Hz	Expanded CB frequency, Hz	Error, %	MAC
1	22.617	22.617	0.000	1.000
2	78.909	78.913	0.006	1.000
3	173.539	173.591	0.030	1.000
4	262.653	2 63.526	0.332	0.998
5	405.576	406.737	0.286	0.997
6	410.891	411.268	0.092	0.999
7	493.391	493.946	0.112	0.999
8	580.348	583.037	0.463	0.999
9	732.554	735.112	0.349	0.995
10	779.171	834.379	7.085	0.916

3. 접는 미사일 조종날개

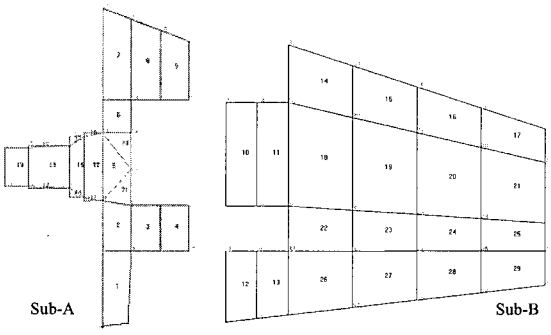
3.1 부구조물 모델링 및 개선

확장된 부구조물 합성법을 이용하여 접는 미사일 조종날개의 동적 모델을 수립하기 위해서 Fig. 3(a)와 같이 조종날개의 하단과 상단에 대하여 각각 부구조물 A와 B로 모델링 하였다. 부구조물 모델링은 MSC/NASTRAN을 이용하여 수행하였으며 Fig. 3 (b)는 각각의 유한요소 모델을 보이고 있다. 또한 이 연구에서는 유한요소모델의 모델링 오차를 줄이기 위하여 주파수 응답법(frequency response method)[7] 을 활용한 모델 개선(model updating)과정을 수행하였으며, 실행된 모드 실험법은 Fig. 4와 같다. 상단날개와 하단날개는 각각 자유경계조건에서 충격망치(impact hammer)에 의해 가진 되었으며 LDV(laser doppler vibrometer)를 이용하여 수직방향의 속도를 측정하였다.

합성된 조종날개의 관심주파수 영역을 1~2,000 Hz로 선정하였으며, 각 부구조물의 모델 개선 영역은 4 kHz까지 수행되었다. 개선 영역 주파수 내에서 부구조물 A는 Fig. 5(a)와 같이 한 개의 모드(3850 Hz)



(a) Configurations of sub A and B



(b) Models of sub A and B

Fig. 3 Configurations(a) and finite element models(b) of ponset ment e Bamental mode shapes substructure A and B

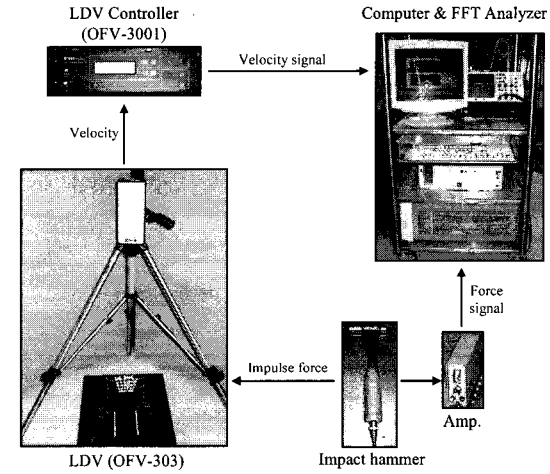
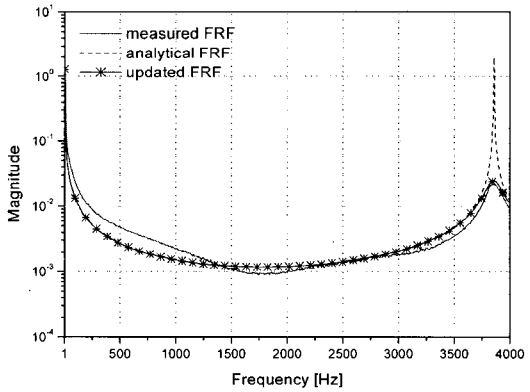
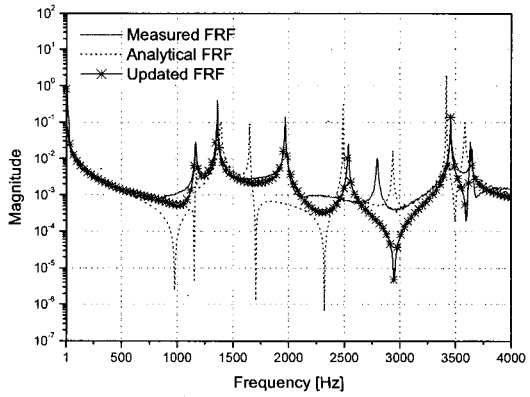


Fig. 4 Experimental setup for modal test



(a) Substructure A



(b) Substructure B

Fig. 5 Measured, analytical and updated mobility curves of substructures

가 존재하며 개선 모델과 실험결과가 잘 일치함을 보이고 있다. 부구조물 B는 Fig. 5(b)와 같이 6개의 모드가 존재하였으며, Fig. 6과 같이 개선모델의 모드 형상과 실험결과가 잘 일치함을 보이고 있다. 4차 모드의 주파수 오차는 유한 요소의 부족으로 인한 것으로 판단된다.

3.2 조종날개의 부구조물 합성 및 검증

확장된 부구조물 합성법을 이용하여 개선된 부구조물 A, B 그리고 선행연구과정[6]에서 구한 힌지 모델을 합성하였으며 합성 도식은 Fig. 7과 같다. 합성에 사용된 비선형 힌지 모델은 다음과 같다.

$$f = P + C_1\dot{x} + F_c sign(\dot{x}) + F_{nonlinear}$$

$$F_{nonlinear} = \begin{cases} K_1(x - s_1) & x < s_1 \\ K_2(x - s_1) & s_1 < x < s_2 \\ K_3(x - s_2) + K_2(s_2 - s_1) & s_2 < x \end{cases} \quad (16)$$

여기서, 각각의 변수 값들은 Table 2와 같다

부구조물 A와 B의 표현을 위해 사용된 모드는 각각 1차와 1~6차 모드이다. 이 연구에서는 합성된 구조 모델의 세 가지 검증과정을 수행하였다. 이들 검증과정에서는 식 (14)의 적용을 위해서 식 (16)의 점성 항(C_1)을 무시하였다.

첫 번째 검증으로서 합성된 구조모델의 고유 주파수와 모드 형상 결과를 자유경계조건의 모드 실험 결과와 비교하였다. Table 3은 유격($s_2 - s_1$)에 의해 분할된 세 개의 선형 강성(K_1, K_2, K_2)에 대한 합성 구조모델들의 고유 주파수 예측결과와 실험결과를 보이고 있다. 각각의 선형 강성에 대한 합성 모델의 예측 결과와 같이 모드 실험시에 외력의 크기에 따라 주파수의 변화가 1차 모드에서 가장 크게 나타났으며, 이에 따라 실험을 통한 1차 모드의 정확한 측정

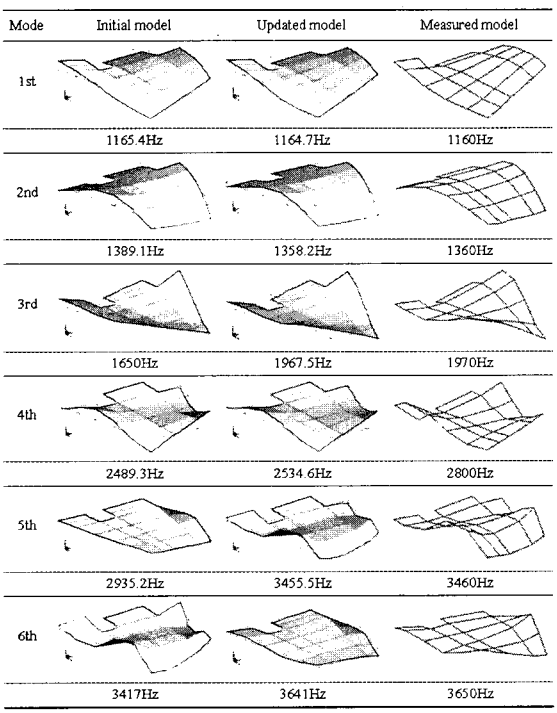


Fig. 6 The first six fundamental mode shapes of substructure B

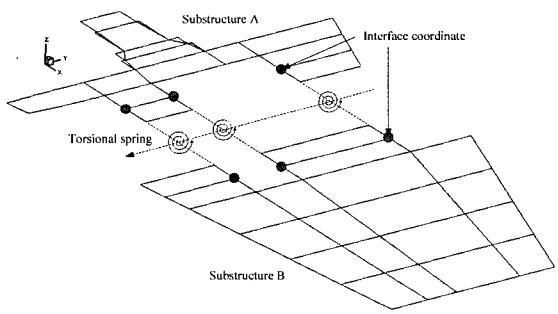


Fig. 7 Schematic diagram of control fin

Table 2 Parameters of nonlinear hinge model

Parameter	Value
K_1, N·m/rad	373.67
K_2, N·m/rad	61.22
K_3, N·m/rad	424.09
s_1, rad	-0.0048
s_2, rad	0.0194
C_1, N·m·s/rad	0.132
F_c, N·m	0.2
P, N·m	-0.108

Table 3 Synthesis and experimental natural frequencies, free-boundary condition

Mode	Synthesis frequency, Hz			Experimental frequency, Hz
	K_1	K_2	K_3	
1	329.5	106.2	300.7	—
2	1283.0	1255.7	1279.5	1265
3	1457.3	1435.1	1453.8	1545
4	2788.3	2785.6	2787.9	2625
5	3415.7	3414.2	3415.5	3273
6	3735.5	3721.9	3733.7	3753

이 불가능하였다. 그러나 2~6차 모드의 결과로부터 합성 구조모델의 타당성을 확인할 수 있다. Fig. 8은 예측된 모드 형상과 측정된 모드 형상을 보이고 있으며, 3차와 5차 모드에서 약간의 오차를 보이고 있으나 그 이외의 모드에서 수립된 모델의 적합성을 확인할 수 있다.

두 번째 검증으로서 하단부가 고정된 조종날개의 모드 실험결과와 예측된 결과의 비교를 수행하였다. 참고문헌 (6)에 제시된 동적 실험 방법과 같이 하단부가 고정된 조종날개의 끝단에 1~400 Hz 영역의 랜덤 가진(random excitation)을 부과하였으며, 날개 끝단의 가속도를 측정하였다. Table 4는 각각의 선형 강성으로 예측된 1차 고유 주파수와 여러 입력의 크기에 따라 측정된 고유 주파수를 보이고 있다. 입력의 변화에 대하여 측정 주파수는 합성 모델로부터 예측된 주파수 영역 내에서 변화하고 있음을 알 수 있으며, 이러한 주파수 변화는 식 (16)과 같이 세 개의 선형강성으로 표현되는 비선형 강성에 의한 결과임을 확인할 수 있다.

마지막 검증으로서 참고문헌 (6)에 제시된 동적실험과 같이 하단부가 고정된 조종날개의 끝단에 대한 동적 실험과 합성 모델로 예측된 시간 응답 결과를 비교하였다. 동적 실험을 위해서 날개 끝단을 40 Hz의 정현파(sine)로 가진하고 동일위치의 변위를 측정하였으며, 같은 가진력에 대하여 이 연구에서 수립된 합성 모델의 시간 응답을 예측하였다. Fig. 9(a)는 가

Table 4 First natural frequency of coupled structure, fixed-boundary condition

Synthesis		Experiment	
Hinge stiffness	Frequency, Hz	Input level, rad/s^2	Frequency, Hz
K_1	154.8	3.1	145.0
K_2	61.4	50.7	70.1
K_3	146.4	266.0	91.4

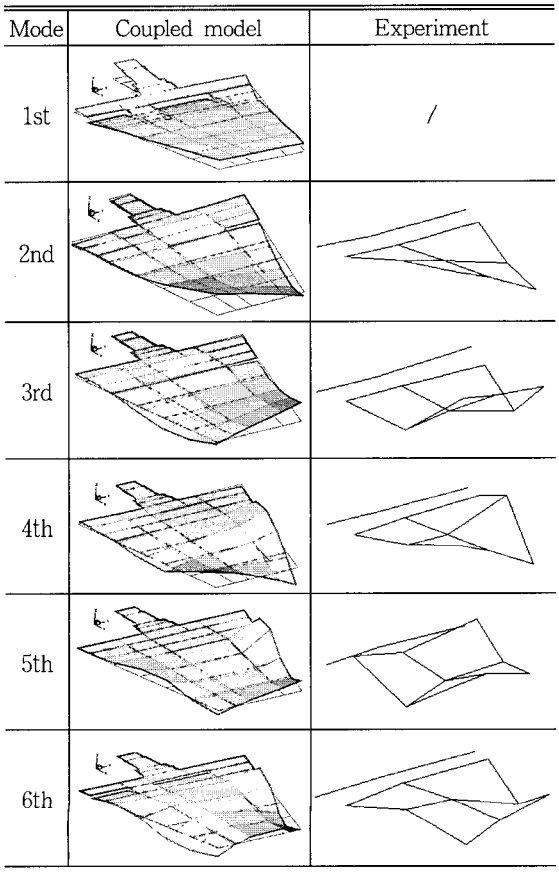
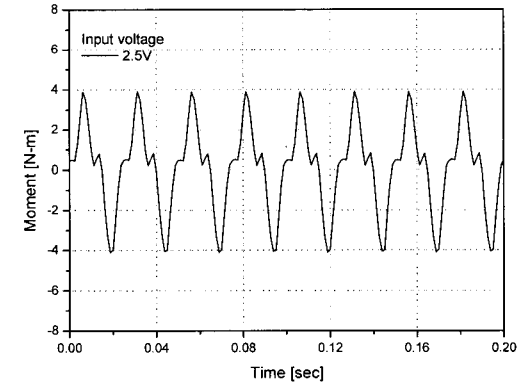
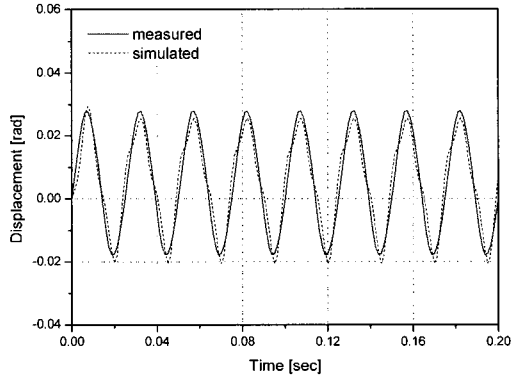


Fig. 8 First six fundamental mode shapes



(a) Input



(b) Response

Fig. 9 Input(a) and responses(b) for tip sine excitation

진력의 시간이력을 보이고 있으며, Fig. 9(b)와 같이 측정된 결과와 예측된 응답 결과가 매우 잘 일치함을 확인할 수 있다.

4. 결 론

비선형 힌지를 가지는 접는 미사일 조종날개의 축약된 동적 모델을 수립하였다. 선행연구로서 비선형 힌지 모델을 수립하였으며, 힌지를 고려한 부구조물 합성을 위해서 Craig-Bampton의 부구조물 합성법을 확장하였다. 각각의 부구조물에 대한 모델 개선과정을 수행하였으며, 확장된 부구조물 합성법을 이용하여 부구조물 모델과 비선형 힌지 모델을 합성하였다. 또한 세가지 검증과정을 통하여 수립된 모델의 타당성을 확인하였다.

이 연구에서 제시된 힌지를 고려하기 위한 Craig-Bampton의 부구조물 합성법의 확장은 보다 실질적이고 다양한 구조모델에 적용이 가능하다. 특히 비선형 힌지와 같은 구조적 비선형성의 파악과 독립적인 비선형 모델수립에 활용될 수 있으며, 각각의 선형 부구조물들의 독립적인 설계와 모델 수립 그리고 모델개선과정 등에 적용이 가능하다. 또한 많은 부구조물들이 존재할수 있는 복잡한 구조물의 모델 수립과 시간영역 및 주파수 영역에서의 공탄성 해석(aeroelastic analysis) 등과 같은 반복적 계산과정을 필요로 하는 동적응답 해석 등에 효율적으로 활용될 수 있을 것이다.

참 고 문 헌

(1) Hunn, B. A., 1955, "A Method of Calculating the Normal Modes of a Aircraft," Quarterly Journal of Mechanics, Vol. 8, pp. 38~58.

(2) Hurty, W. C., 1965, "Dynamic Analysis of Structural Systems Using Component Modes," AIAA Journal, Vol. 3, No. 4, pp. 678~685.

(3) Craig, R. and Bampton, M., 1968, "Coupling of Structures for Dynamic Analyses." AIAA Journal, Vol. 6, No. 7, pp. 1313~1319.

(4) Karpel, M. and Newman, M., 1975, "Accelerated Convergence for Vibration Modes Using the Substructure Coupling Method and Fictitious Coupling Masses," Israel Journal of Technology, Vol. 13, pp. 55~62.

(5) Meirovitch, L. and Hale, A. L., 1981, "On the Substructure Synthesis Method," AIAA Journal, Vol. 19, No. 7, pp. 940~947.

(6) 김대관 등, 2002, "접는 미사일 조종날개의 비선형 동특성," 한국소음진동공학회논문집, 제 12 권, 제 10 호, pp. 808~815.

(7) Lin, R. M. and Ewins, D. J., 1994, "Analytical Model Improvement Using Frequency Response Functions," Mechanical System and Signal Processing, Vol. 8, No. 4, pp. 437~458.