

# 구동장치 연동된 조종날개 혼합동강성 실험 및 특성보정

Experiments of Mixed Dynamic Stiffness of a Control Fin and Actuator and  
Correction of Experiment Results

**신영석\***

Shin, Young-Sug

**황철규\***

Hwang, Cheol-Gyu

**양해석\***

Yang, Hae-Seok

**이열화\***

Lee, Yeol-Wha

## ABSTRACT

In order to model a connection part between a control fin and actuator, the related characteristics of a dynamic stiffness were extracted from experiments. These characteristics include the static stiffness of a control fin and the dynamic stiffness of an actuator, so they are called the mixed dynamic stiffness here. This mixed dynamic stiffness is used as the boundary condition of a control fin connected to an actuator when the flutter characteristics are analyzed. The simulated stiffness of an actuator is corrected from the experiment results and the mixed dynamic is finally formulated in the domain of frequencies.

주요기술용어(주제어) : Mixed Dynamic Stiffness(혼합동강성), FRF(전달함수), Rational Function(유리함수),  
Correction of Experiment Results(실험결과 보정), Sine Sweep Excitation(사인함수 가진)

## 1. 머리말

비행체의 조종날개는 구동장치로 작동되므로, 비행 시 조종날개의 플러터 해석을 위해서는 조종날개와 구동장치가 연결되는 부위의 체결강성을 알아야 한다. 이러한 체결강성 값이 조종날개 플러터 해석시 경계조건으로 사용되기 때문이다.<sup>[1,2]</sup> 조종날개 체결부 강성은 구동장치가 작동되는 주파수에 따라 변하므로 동적강성이라고 불리는데, 본 논문에서는 조종날개와 구동장치가 연결되는 정적강성과 구동장치의 동강성이 연동된 것을 혼합동강성이라고 정의하고<sup>[3]</sup> 이를 실험적으로 구했던 방법과 그 결과를 제시하고자 한

다. 또한 실험에서 구한 혼합동강성을 실험 전 모사된 구동장치 동강성과 비교하여 보정한 결과를 제시하고자 한다.

혼합동강성은 조종날개 정적강성과 구동장치의 동강성을 개별적으로 구하여 수식화 할 수도 있으나, 본 연구에서는 전기식 구동장치가 부착된 조종날개를 외부하중으로 가진하여 간단하게 혼합동강성을 추출 할 수 있도록 하였다. 이를 위해 외부 가진기를 이용하여 구동장치가 부착된 조종날개를 사인함수가진(Sine Sweep Excitation)하여 조종날개 회전부에 설치된 위치감지기(Potentiometer)의 되먹임(Feedback) 각과 구동기와 연결되는 크랭크축의 변형률(Strain)을 측정하였다. 측정된 되먹임각을 이용하여 인가한 하중에 대한 전달함수(FRF : Frequency Response Function) 분석을 통해 혼합동강성을 추출하였다. 최종적으로 실험 전 모사된 구동장치 동강성과 실험

\* 2004년 11월 18일 접수~2004년 12월 7일 심사완료

\* 국방과학연구소(Agency for Defense Development)  
주저자 이메일 : hcg4501@hanafos.com

에서 추출된 혼합동강성을 상호 비교 보정하여, 혼합동강성을 유리함수 형태의 주파수에 대한 회전강성 값으로 나타내었다. 또한 측정된 변형률은 하중과의 전달함수 분석을 통해 비행시 조종날개에 작용하는 힌지모멘트를 산출하는 자료로 활용할 수 있도록 하였다.

## 2. 혼합 동강성 개념 및 추출 실험

### 가. 모사 혼합동강성

일반적인 플러터 특성을 분석하기 위한 지배방정식은 다음의 식 (1)과 같다.

$$[M]\{\ddot{u}\} + \left[ [K + K_d] - \frac{1}{2} \rho V^2 [Q] \right] \{u\} = \{0\} \quad (1)$$

여기서  $[Q]$ 는 비정상공기력 상관계수행렬이며,  $[K_d]$ 는 조종날개가 구동장치와 연결되는 부위의 혼합동강성이다. 이러한 혼합동강성은 조종날개 연결부의 정적 강성  $K_s$ 와 구동장치 동강성  $D(s)$ 가 연결된 것으로 식 (2)와 같이 나타낼 수 있다.<sup>[2]</sup>

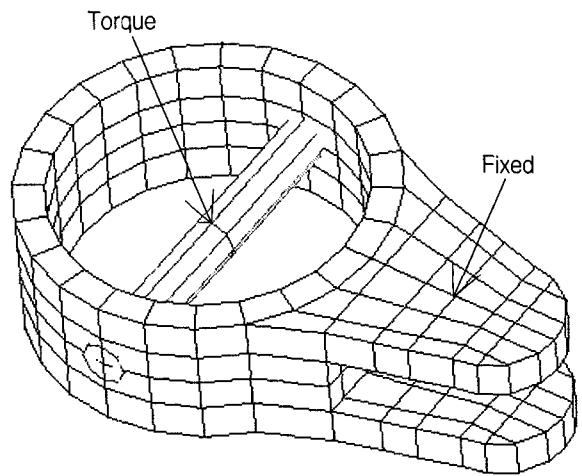
$$K_d = \frac{1}{\frac{1}{K_s} + \frac{1}{D(s)}} \quad (2)$$

날개축과 구동장치가 연결되는 연결부의 유한요소 모델을 그림 1에 나타냈으며, 정적강성  $K_s$ 는 날개에 가해진 토크( $T$ )와 이때의 연결부 비틀림 각도( $\theta$ )로부터 식 (3)과 같이 계산되었다.

$$K_s = T/\theta = 3.13 \times 10^9 \text{ (kgf} \cdot \text{mm/rad)} \quad (3)$$

구동장치 자체의 동강성으로 모사된  $D(s)$ 는 식 (4)와 같으며 단위는 lbf · in/rad 이다.

$$\frac{T}{\theta} = \frac{1.71 \times 10^5 s^3 + 1.49 \times 10^8 s^2 + 1.01 \times 10^{11} s + 1.6 \times 10^{13}}{s^3 + 898.1 s^2 + 6.33 \times 10^5 s + 5.659 \times 10^7} \quad (4)$$

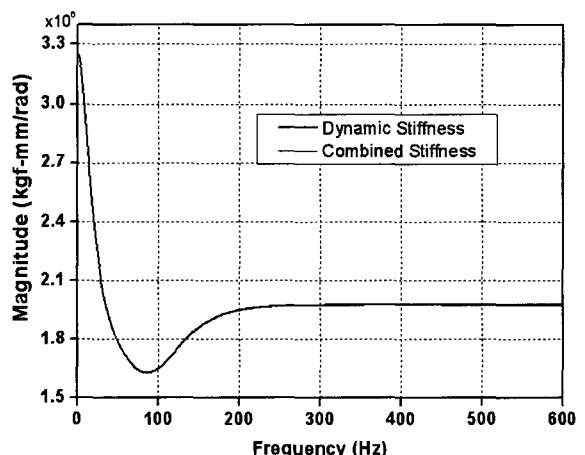


[그림 1] 조종날개/구동장치 연결부 유한요소해석 모델

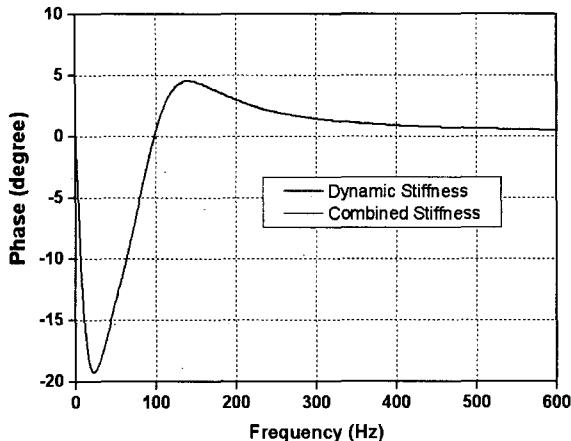
식 (3), (4)를 식 (2)에 대입하여 최종적으로 모사된 혼합동강성은 식 (5)과 같으며 단위는 kgf · mm/rad 이다.

$$K_d = \frac{6.17 \times 10^{15} s^3 + 5.37 \times 10^{18} s^2 + 3.65 \times 10^{21} s + 5.76 \times 10^{23}}{3.13 \times 10^9 s^3 + 2.81 \times 10^{12} s^2 + 1.98 \times 10^{15} s + 1.77 \times 10^{17}}, \quad s=j\omega \quad (5)$$

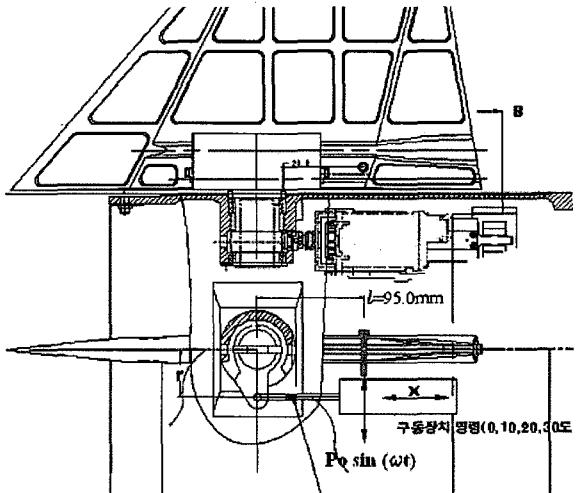
모사된 혼합동강성  $K_d$ 의 강성 및 위상특성은 그림 2, 3과 같다.



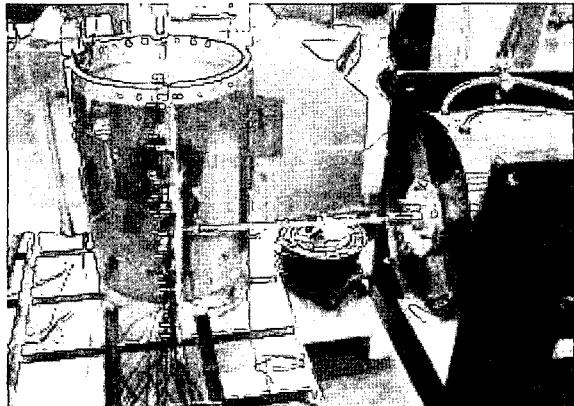
[그림 2] 혼합동강성의 강성특성



[그림 3] 혼합동강성의 위상특성



[그림 5] 혼합동강성 측정 실험 개념도



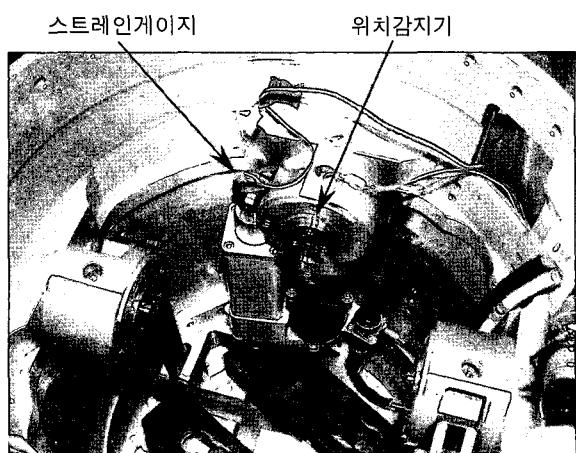
[그림 4] 조종날개 외부가진 실험모습

[표 1] 혼합동강성 시험 종류

시험명	SINE SWEEP 가진 주파수	최대 하중 크기 (kgf)
CASE 6	5~500Hz	23
CASE 7	5~500Hz	14
CASE 8	5~250Hz	23
CASE 9	5~500Hz	42
CASE 10	5~250Hz	42

#### 나. 혼합동강성 추출실험 구성

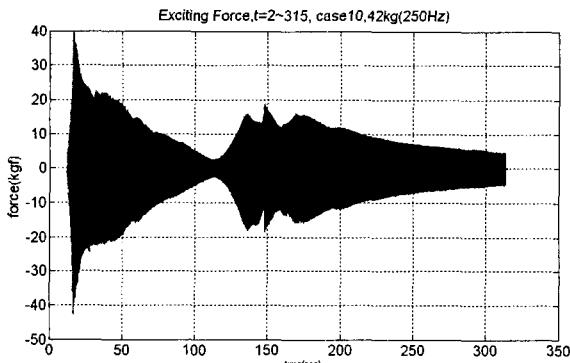
본 실험에서는 식 (2)의 혼합동강성 측정을 위한 실험장치 구성을 그림 4와 같이 구성하였고, 그림 5의 개념도에서와 같이 외부인가 하중은 구동축으로 95mm 후방에 위치한 지점에 부가하였다. 실험하중 및 가진 주파수를 표 1에 수록하였다. 실험에 사용한 구동장치의 사용가능한 이론적 최대 주파수 대역폭은 100kHz 이지만, 플러터 해석시 사용되는 동강성의 범위를 감안하여 가진 범위를 500kHz 까지로 하였다. 이러한 가진 조건들은 구동장치에 작용하는 최대 토크의 10~15% 수준이다. 그림 5, 6과 같이 스트레이인 게이지는 날개 구동축과 구동장치축이 연결되는 부분에 부착하였으며, 인가하중에 대한 조종날개 되



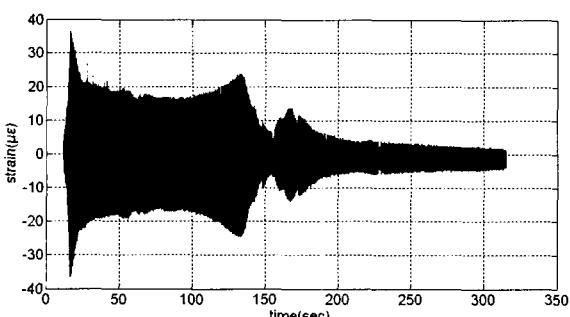
[그림 6] 계측센서 부착 형상

먹임각 측정을 위하여 날개축 끝단에 위치감지기를 부착하였다. 관련 데이터 샘플링주기는 2.56kHz로 하였다.

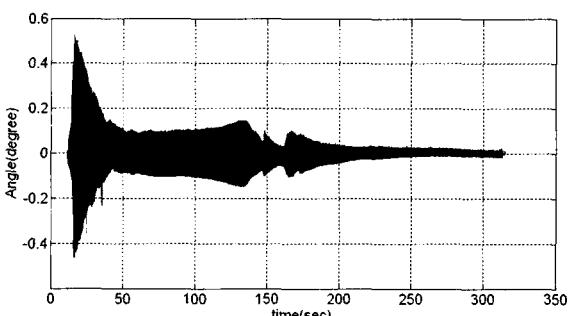
다. 혼합동강성 추출 실험 결과 및 보정  
표 1에서 250Hz Sine Sweep의 경우에 대한 대표적인 것으로 CASE 10에 대한 입력하중을 그림 7,



[그림 7] 입력하중(CASE10)



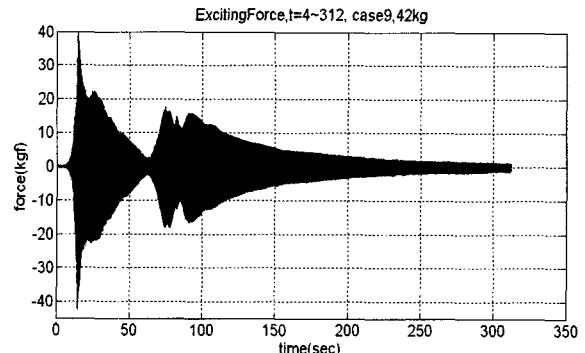
[그림 8] 변형률(CASE 10)



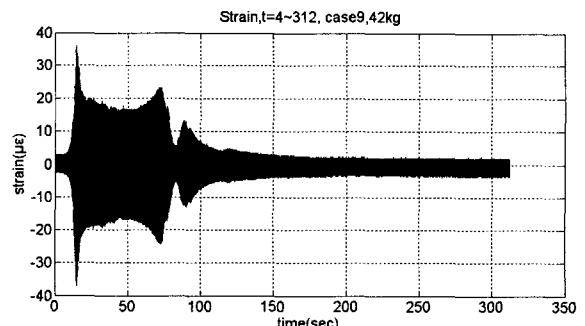
[그림 9] 되먹임각(CASE 10)

변형률 및 되먹임각을 그림 8, 9에 수록하였다. 500Hz Sine Sweep의 대표적인 것으로 CASE 9에 대한 입력하중 을 그림 10, 변형률 및 되먹임각을 그림 11, 12에 수록하였다.

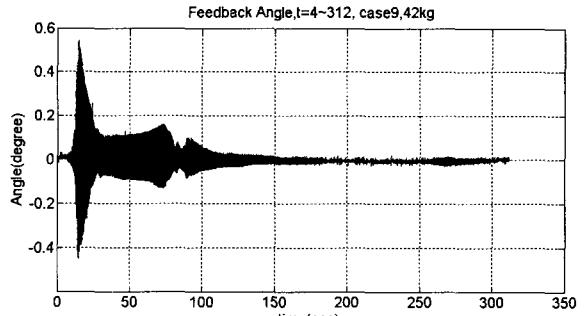
구동축에 대한 비틀림 동강성을 구하기 위해 인가 하중에 그림 5의 팔 길이 95mm를 곱하여 조종날개 구동축에 대한 토크를 구한 다음, 토크 대 되먹임각



[그림 10] 입력하중(CASE 9)



[그림 11] 변형률(CASE 9)



[그림 12] 되먹임각(CASE 9)

의 전달함수를 구하였다. 이러한 전달함수가 구동장치 동강성을 고려한 혼합동강성이 된다.

각 시험 CASE에서 토크 대 되먹임각의 전달함수를 그림 13~17에 수록하였다. 전달함수의 단위는  $\text{kgf} \cdot \text{mm}/\text{rad}$ 이며, 각 그림에는 혼합동강성의 실수부인 강성크기와 허수부인 위상각을 함께 수록하였다.

CASE 6~CASE 10에 대해 추출된 혼합동강성을 그림 18에 동시에 수록하여 비교하였다. 또한 그림 18에는 식 (5)의 모사 혼합동강성(Simulation DS)과 함께 실험결과를 토대로 보정한 혼합동강성(Corrected DS)을 수록하였다. 그림 18에서 실험에서 추출된 혼합동강성과 모사 동강성을 비교해 보면, 80Hz 근방에서 최소 강성을 갖고 있는 경향을 보이고 있으나 100Hz 이하의 저주파수 영역에서는 실험으로 구한 동강성은 식 (5)에서 모사한 동강성 특성에 비해 20% 미만임을 알 수 있다. 따라서 모사한 혼합동강성에 대한 보정은 식 (5)의 극(Pole) 값들이 음수 영역에 있고 80Hz 근방에서 최소 강성을 갖고 있는 특성을 유지하면서 저주파수 영역에서 실험값과 유사하도록 하였다. 이러한 보정을 위하여 식 (5)을 영(Zero), 극(Pole), 이득(Gain) 형태로 표시하면 다음의 식 (6)과 같다.

$$K_d = \frac{1.97 \times 10^6 (s + 205.3)(s^2 + 665s + 4.5 \times 10^5)}{(s + 102.6)(s^2 + 795.5s + 5.5 \times 10^5)} \quad (6)$$

식 (6)의 근과 이득에 대해 다음의 표 2와 같은 보정계수를 시행착오(Trial and Error) 방식으로 구하여 실험에서 구한 동강성을 모사하도록 하였다.

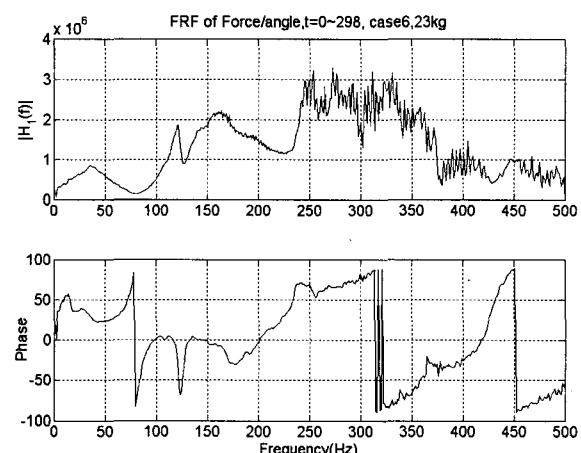
[표 2] 보정 동강성 식을 위한 보정계수

	근 형태	보정 계수
Zero	복소수	0.7
	정수	0.8
Pole	복소수	1.8
	정수	0.5
Gain	정수	0.8

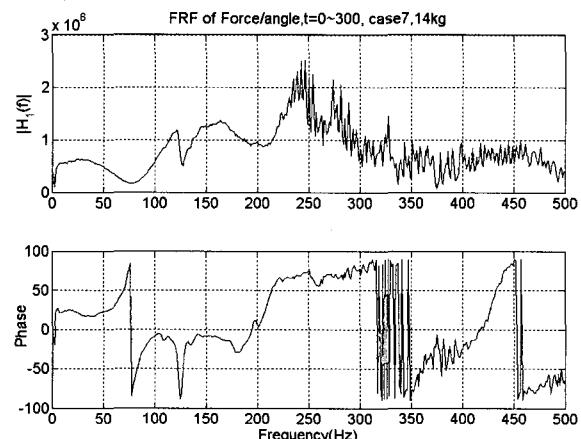
표 2의 보정계수를 사용하여 구한 최종적인 보정 동강성식은 다음의 식 (7)과 같다.

$$K_d = \frac{1.58 \times 10^6 (s + 164.3)(s^2 + 465.5s + 2.227 \times 10^5)}{(s + 51.28)(s^2 + 1432s + 1.79 \times 10^6)} \quad (7)$$

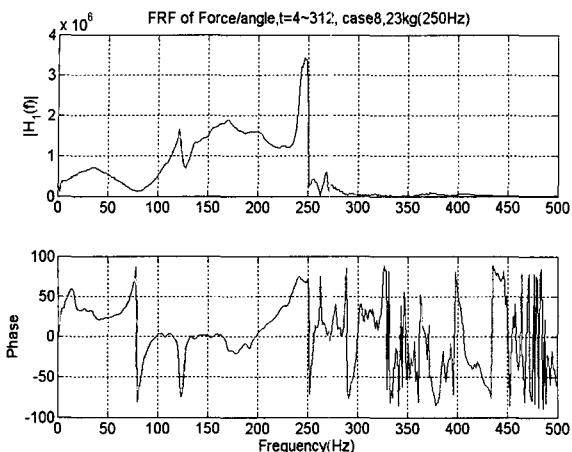
변형률의 경우 CASE 6~CASE 10에서 계측한 변형률값과 인가하중을 이용하여, 변형률에 대한 힌지모멘트 특성을 그림 19에 제시하였다. 여기서 힌지모멘트는 동강성을 구할 때 사용한 토크 스펙트럼을 동일하게 사용하였다. 이러한 특성은 비행시험 시 계측



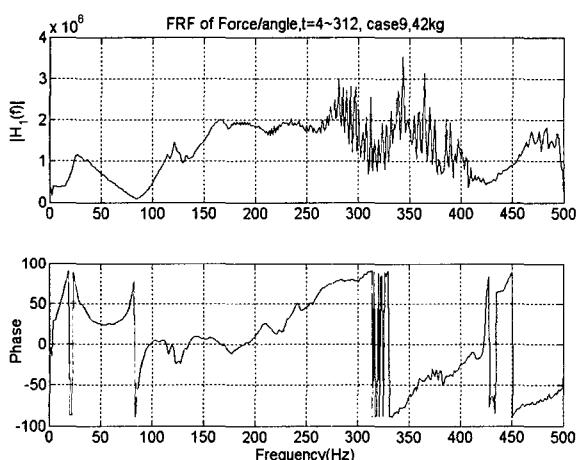
[그림 13] 토크대 변형률 전달함수(CASE 6)



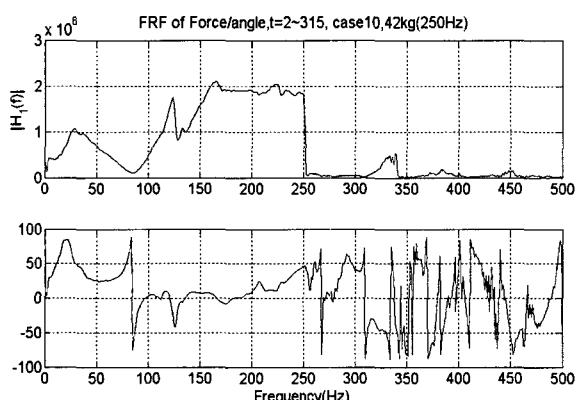
[그림 14] 토크대 되먹임각 전달함수(CASE 7)



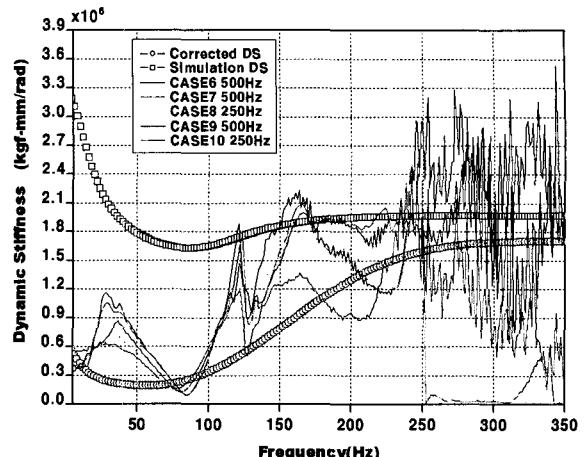
[그림 15] 토크대 되먹임각 전달함수(CASE 8)



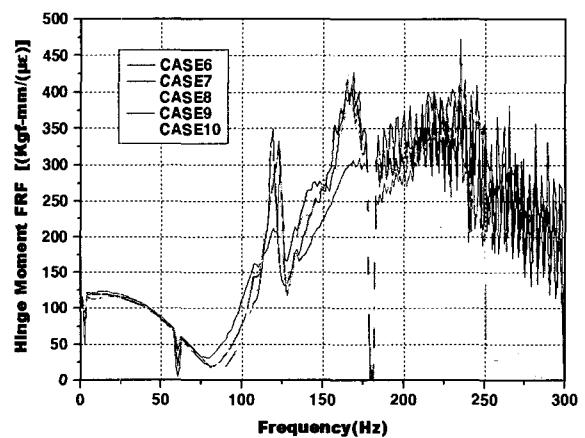
[그림 16] 토크대 되먹임각 전달함수(CASE 9)



[그림 17] 토크대 되먹임각 전달함수(CASE 10)



[그림 18] 실험 및 모사 혼합동강성 특성 비교



[그림 19] 힌지모멘트대 변형률 전달함수 비교

된 변형률로 부터 실제 조종날개에 작용하는 힌지모멘트를 추정하는 데 활용할 수 있다.

### 3. 결론

조종날개 체결부의 정적강성과 구동장치의 동강성이 연동된 혼합동강성 측정을 위해 개별적으로 각각의 강성을 측정하는 대신, 구동장치가 부착된 조종날개 조립체에 대해 혼합동강성을 한꺼번에 실험적으로 추출할 수 있는 기법을 본 연구에서 제시하였다.

이를 위해 가진기를 이용하여 조종날개 조립체에

대해 사인함수 가진하여 조종날개 구동축 끝단부위에 부착된 위치감지기의 되먹임각을 측정한 다음, 측정된 되먹임각과 인가하중에 대한 전달함수 분석을 통해 혼합 동강성을 추출할 수 있도록 하였다.

또한, 실험에서 구한 혼합동강성 특성을 이용하여 모사 혼합동강성 식을 실험결과에 대해 보정하여 향후 플러터 해석 시 조종날개의 경계조건으로 활용할 수 있도록 하였다.

한편, 구동기와 연결되는 크랭크축에 부착된 스트레이인 게이지로부터 측정된 변형률은 인가하중과의 전달함수 분석을 통해 비행 시 조종날개에 작용하는 힌지모멘트 산출자료로 활용할 수 있도록 하였다.

## 참 고 문 헌

- [1] 신영석 외 3명, “휴대용 대공유도탄의 전기체 및 구동장치 연동 플러터 특성연구”, 제10회 지상무 기체계 발전세미나, 2002, 10.
- [2] Stephen. C. Cayson, Roger P. Berry, “Analysis of The Flutter Characteristics of the Advanced Kinematic Energy Missile Control Surface”, Technical Report RD-GC-90-10, 1990, August.
- [3] 신영석 외 2명, “M0206 조종날개 구동장치 동강성 연동 플러터 특성 연구”, ADD보고서, 2003. 12.