

유도 무기 구동 장치의 동특성 실험을 위한 공력부하 시뮬레이터의 설계

이 성 래 ° 구 자 용 문 의 준

국 방 과 학 연 구 소 4 - 2 - 5

Design of Aero-load Simulator for the Test of Guided Missile Servoactuation System

Seong-Rae Lee Ja-Yoeng Koo Eui-Joon Moon

Agency for Defense Development

ABSTRACT

A design of aero-load simulator is proposed which is used for the dynamic test of guided missile servoactuation system. Since the simulator is linked to the servoactuation system, it is a two-input one-output system. The mathematical model of the aero-load simulator is derived and the root-locus method is applied to design compensator to improve the stability, response speed and accuracy of the system. Computer simulations are done to verify the goodness of the system design.

1. 서 론

유도 무기의 구동 장치는 날개의 회전각을 제어하는 서보시스템으로 구성되며 미리 정해진 요구조건 (Design requirements)인 안정성, 응답속도, 정확도등을 만족해야 한다. 이러한 안정성이나 응답속도, 정확도 등은 공력부하에 크게 좌우되므로 구동 장치의 동특성 실험시 적절한 공력부하를 발생시키는 공력부하 시뮬레이터가 필요하다. 그리하여 실제와 같은 공력부하를 구동 장치의 날개에 가함으로써 실제 비행 시험과 같은 결과를 지상에서 얻을 수 있다.

공력부하는 공기에 의해 날개에 가해지는 회전 모멘트로서 구동 장치의 날개각도, 유도 무기의 받음각과 마하수의 복잡한 함수이다. 따라서 단순히 스프링을 사용하여 공력부하를 발생시키는 기계적인 장치는 날개각도에 비례되는 공력부하를 발생시키므로 실제적인 공력부하와는 큰 차이가 날 수 있다. 그러므로 더 높은 정확도가 요구되는 경우의 공력부하 시뮬레이터는 서보시스템으로 구성되어야 한다.

공력부하 시뮬레이터의 구조는 구동 장치의 무게, 크기, 최대 발생 토크에 따라 약간씩은 차이가 있지만 기본적으로 구동 장치 설치 테이블, 유압공급 장치, 전기 제어장치로 분리된다. 일반적으로 구동 장치는 내개의 회전날개를 회전시키므로 공력부하 시뮬레이터는

내개의 독립된 서보시스템을 갖고 있다 [1] [2] 그림 1.1은 구동 장치의 한 회전축에 공력부하를 가하는 실험장치를 보여 준다. 테이블 위에는 서보벨브, 유압모터, 회전각 감지기, 토크 스프링, 유연 커플링 (Flexible coupling), 토크 감지기 등이 문치로 연결되어 유압모터의 회전속과 구동 장치의 날개는 같이 회전한다.

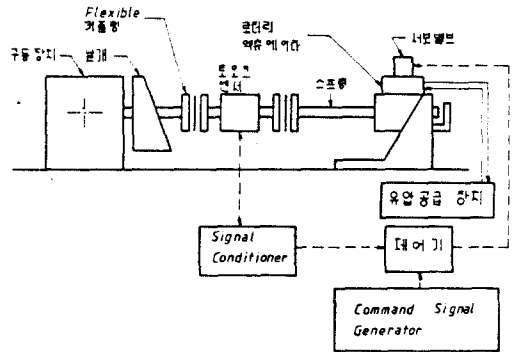


그림 1.1 공력부하 시뮬레이터 실험장치 Fig 1.1 Aero-load simulator test setup

공력부하 시뮬레이터를 설계하기 위해서는 실험 대상인 구동 장치의 특성 중에서 주파수 반응대역, 최대 토크, 최대 각변위, 최대 각속도를 알아야 한다. 실험 대상인 구동 장치의 특성은 참고문헌 [3]에 있으며 공력부하 시뮬레이터의 응답대역은 100 Hz, 정상상태 오차는 1% 이하, 최대 발생 토크는 500 lbf-in 를 설계 요구 조건으로 정하였다.

시뮬레이터의 설계에서 첫째로 공력부하 시뮬레이터의 수학적 모델을 유도하였고 근거리적 방법을 이용하여 선형화된 시스템의 안정성, 응답속도, 정확도등을 조사하였다. 둘째로 보상회로를 설계하여 시스템의 동특성을 향상시켰으며, 마지막으로 전산 시뮬레이션에 의한 주요 비선형 요소들이 모두 고려된 전체 시스템의 동특성을 조사하였다.

## 2. 공력부하 시뮬레이타의 수학적 모델

구동장치와 공력부하 시뮬레이타는 각각 독립된 서보시스템으로서 구동장치는 위치제어 시스템이며 공력부하 시뮬레이타는 토오크 제어 시스템이다. 그러나 그림 1.1에서 구동장치와 공력부하 시뮬레이타는 토오크 감지기를 중간에 두고 서로 연결되어 있다. 그러므로 구동장치는 공력부하 시뮬레이타로부터 받은 공력부하를 극복하면서 날개의 회전각을 제어해야 하며 반대로 공력부하 시뮬레이타는 구동장치로부터 받은 회전각의 영향을 극복하면서 토오크 제어를 해야 한다. 만일 토오크의 기준입력  $T_R$  과 출력  $T_L$  에 차이가 생기면 그에 비례하는 전기적인 오차신호가 발생하며 그 오차신호는 증폭기와 보상회로를 거쳐서 보밸브를 작동시키는 입력전압  $U_c$  가 된다.

$$U_c = G_c(s) \cdot K_k \cdot H_{LO} \cdot (T_R - T_L) \quad (2.1)$$

$H_{LO}$  : 토오크 감지기 변환값 (volt/lbf-in)

$K_k$  : 증폭기 증폭비 (volt/volt)

$G_c(s)$  : 보상회로의 전달함수 (volt/volt)

서보밸브의 특성식은 일반적으로 일차 또는 이차 전달함수로 표현되는데 시뮬레이타의 설계요구 주파수 응답 대역이 100 Hz 이므로 아래와 같이 이차 전달함수로 해야지만 더 정확한 결과를 얻을 수 있다.

$$\frac{x_v}{U_c}(s) = \frac{K_v}{\frac{s^2}{\omega_v^2} + \frac{2\xi_v s}{\omega_v} + 1} \quad (2.2)$$

$x_v$  : 서보밸브의 스톱 변위 (in)

$K_v$  : 서보밸브 이득 (in/volt)

$\omega_v$  : 서보밸브의 비감쇄 고유 진동수 (rad/sec)

$\xi_v$  : 서보밸브의 감쇄비

서보밸브의 유량은 스톱 변위와 오리피스 양단 압력차의 비선형 함수로 표현된다.

$$Q_1 = Cd \cdot w \cdot x_v \sqrt{\frac{2(P_s - P_1)}{\rho}} \quad (2.3)$$

$$Q_2 = Cd \cdot w \cdot x_v \sqrt{\frac{2P_1}{\rho}} \quad (2.4)$$

여기서  $Q_1$  은 서보밸브에서 유압모터로 가는 유량이며  $Q_2$  는 유압모터에서 탱크로 가는 유량이다.

유압모터 내부는 배인을 경계로 하여 두개의 공간으로 나눌 수 있다. 각각의 공간에 대해서 유량 보존식 (Continuity equation)은 다음과 같다.

$$Q_1 + A \dot{\theta}_2 - C_{ip}(P_1 - P_2) - C_{ep}P_1 = \frac{V_1}{\beta} \dot{P}_1 \quad (2.5)$$

$$-Q_2 - A \dot{\theta}_2 + C_{ip}(P_1 - P_2) - C_{ep}P_2 = \frac{V_2}{\beta} \dot{P}_2 \quad (2.6)$$

토오크 평형식을 유도하기 전에 그림 2.1에 구동장치와 공력부하 시뮬레이타의 회전 부분에 대해서만 자유 물체도를 나타냈다.

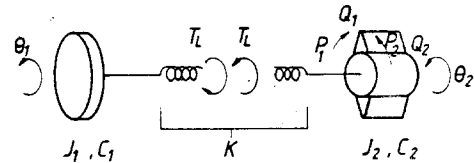


그림 2.1 구동장치와 공력부하 시뮬레이타의 자유 물체도  
Fig 2.1 Free body diagram of the servoactuation system and aeroload simulator

$\theta_1$ ,  $J_1$ ,  $C_1$  은 구동장치의 회전각, 관성, 점성 계수이며  $\theta_2$ ,  $J_2$ ,  $C_2$  는 공력부하 시뮬레이타 회전체의 회전각, 관성, 점성 계수이다.  $K$  는 구동장치와 공력부하 시뮬레이타 연결축의 등가 스프링 상수이다. 그러므로 토오크 평형식은 다음과 같이 표현된다.

$$T_L - (P_1 - P_2) \cdot A = J_2 \ddot{\theta}_2 + C_2 \dot{\theta}_2 \quad (2.7)$$

$$T_L = K \cdot (\theta_1 - \theta_2) \quad (2.8)$$

식(2.1)에서 식(2.8)까지를 종합하여 선형화 시키면 구동장치와 공력부하 시뮬레이타의 블록선도는 그림 2.2와 같다. 자세한 선형화 과정이나 기호 설명은 참고문헌 [4] 에 잘 나타나 있다.

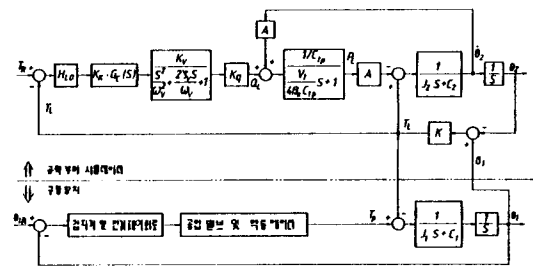


그림 2.2 구동장치 및 공력부하 시뮬레이타의 블록선도  
Fig 2.2 Block diagram of the servoactuation system and aeroload simulator

### 3. 시스템 설계

그림 2.2에 나타난 공력부하 시뮬레이타의 블록선도는 두개의 입력신호  $T_R$  과  $\theta_1$ , 한개의 출력신호  $T_L$  을 포함한다. 입력신호  $\theta_1$  은 외란신호(disturbance signal)로 간주할 수 있다. 따라서 공력부하 시뮬레이타는 첫째 그림 3.1과 같이 구동장치의 회전각이 영일때 입력 토오크  $T_R$  과 토오크 감지기에서 감지된 출력 토오크  $T_L$  의 관계를 나타내는 블록선도와 둘째 입력 토오크가 영인 경우 구동장치의 회전각  $\theta_1$  과 토오크 감지기의 출력 토오크  $T_L$  과의 관계를 나타내는 블록선도로 구분된다. 출력 토오크,  $T_L$  은 식(2.8)에 나타난 것처럼  $\theta_1$  과  $\theta_2$  의 차에 비례하므로 이론 분석의 편의상  $\theta_1$  과  $T_L$  의 관계를 나타내는 블록선도 대신에  $\theta_1$  과  $\theta_2$  의 관계를 나타내는 블록선도를 그림 3.2에 표시하였다. 따라서 이상적인 설계는 전자의 경우 입력 신호에 상응하는 토오크를 빠르고 정확하게 발생시키는 것이며 후자의 경우에는 구동장치의 회전각의 영향을 가능한 적게 받아 출력 토오크가 영에 가깝도록 해야 한다. 즉 공력부하 시뮬레이타의 회전각  $\theta_2$  가 구동장치의 회전각  $\theta_1$  을 빠르고 정확히 따라가야 한다.

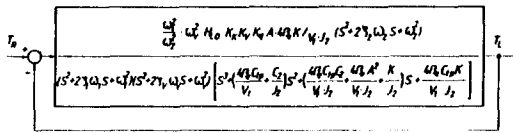


그림 3.1 공력부하 시뮬레이타의 선형화된 블록선도 ( $T_R$  과  $T_L$  의 관계)  
Fig 3.1 Linearized block diagram of the aeroload simulator ( $T_R$  vs.  $T_L$ )

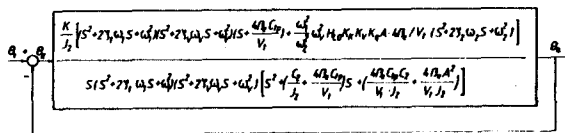


그림 3.2 공력부하 시뮬레이타의 선형화된 블록선도 ( $\theta_1$  과  $\theta_2$  의 관계)  
Fig 3.2 Linearized block diagram of the aeroload simulator ( $\theta_1$  vs.  $\theta_2$ )

일반적으로 예비설계에서 서보밸브, 유압모터, 토오크 감지기, 작동유 등이 결정되므로 그에 해당되는 상수값은 고정되어 있다. 따라서 결정할 상수값은 토오크 감지기의 변환값  $H_{LO}$ , 증폭기의 증폭비  $K_K$ , 보상회로  $G_C(s)$ 의 계수, 스프링 상수  $K$  이며 아래에서는 위 상수값 들의 영향을 살펴 본다. 편의상 그림 3.1과 그림 3.2의 블록선도에 아래와 같은 보상회로 포함시켰으나 그 계수 결정은 시행착오(trial-and-error)의 결과이며 시스템을 안정시키는 역할을 한다.

$$G_C(s) = \frac{\frac{s}{\omega_2^2} + \frac{2\xi_2 s}{\omega_2} + 1}{\frac{s}{\omega_1^2} + \frac{2\xi_1 s}{\omega_1} + 1} \quad (3.1)$$

$$\omega_1 = 6280 \text{ rad/sec}, \quad \zeta_1 = 0.9$$

$$\omega_2 = 628 \text{ rad/sec}, \quad \zeta_2 = 0.9$$

첫째로 정상상태에서의 오차를 식으로 표현한다. 그림 3.1에서 단위 계단입력에 대한 토오크 출력은 다음 식으로 표현된다.

$$T_L(t=\infty) = \frac{K_L}{1 + K_L} \quad (3.2)$$

$$K_L = H_{LO} K_K K_V K_Q A / C_{tp} \quad (3.3)$$

그림 3.2에서 구동장치의 회전각  $\theta_1$  에 대해서  $\theta_E = \theta_1 - \theta_2$  값이 영에 가까울수록 원하지 않는 토오크  $T_L$  값이 작아지므로 오차도 작아진다고 할 수 있다.

그림 3.2의 블록선도는 한개의 적분항을 포함하므로  $\theta_1$  이 계단입력이면  $\theta_E$  는 영이 된다. 그러나  $\theta_1$  이 램프 입력이면  $\theta_E$  는 다음과 같이 표현된다.

$$\theta_E(t=\infty) = \frac{(A^2 + C_{tp} \cdot C_2) \cdot \dot{\theta}_1}{K(H_{LO} \cdot K_K \cdot K_V \cdot K_Q \cdot A + C_{tp})} \quad (3.4)$$

$$\theta_1 = \dot{\theta}_1 \cdot t \quad (3.5)$$

$C_{tp}$  값이 작다고 가정하면 식(3.4)와 식(2.8)에 의해

$$T_L(t=\infty) \approx \frac{A \cdot \dot{\theta}_1}{H_{LO} \cdot K_K \cdot K_V \cdot K_Q} \quad (3.6)$$

그러므로 식(3.2)와 식(3.6)에서 정' 상태오차를 작게하거나 방해신호  $\theta_1$  에 대한 영향을 작게하기 위해서는  $H_{LO}$  나  $K_K$  의 값을 크게해야 한다.

둘째로 시스템의 안정성과 응답 속도를 분석한다. 그림3.1에서 보상 회로를 제외하면 토오크 제어 시스템은 다섯개의 개회로 극점(open-loop pole)을 포함하므로 시스템 루프 민감도(system loop sensitivity),  $K_{S1}$  값이 커질수록 시스템은 불안정해 질 수 있다.

$$K_{S1} = H_{LO} \cdot K_k \cdot K_v \cdot K_q \cdot A \cdot 4 \beta e \cdot K \cdot \omega_v^2 / Vt \cdot J \quad (3.7)$$

마찬가지로 그림3.2에서  $\theta_1$  과  $\theta_2$  의 관계를 나타내는 블록선도는 보상회로를 제외할 경우 다섯개의 극점(pole)과 세개의 영점(zero)을 포함한다. 세개의 영점 중에서 두개의 영점이 우상한에 위치하므로 시스템 루프 민감도,  $K_{S2}$  가 커질수록 시스템은 불안정 해질 수 있다.

$$K_{S2} = \frac{K}{J_2} \quad (3.8)$$

보상회로가 없는 경우에 그림3.1과 그림3.2에 나타난 시스템의 근궤적을 그리면 각각 그림3.3과 그림3.4 와 같다.

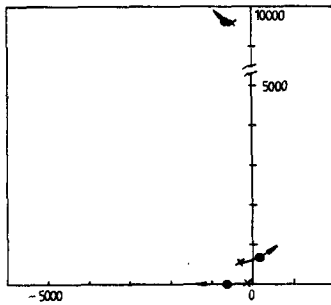


그림3.3 선형화된 공력부하 시뮬레이터의 근궤적 ( $T_R$  과  $T_L$  의 관계)  
Fig 3.3 Root locus of the linearized aeroload simulator ( $T_R$  .vs.  $T_L$  )

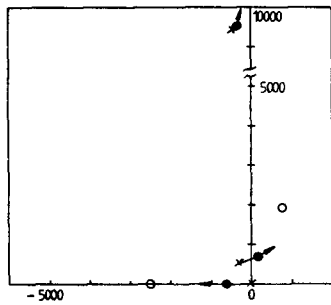


그림3.4 선형화된 공력부하 시뮬레이터의 근궤적 ( $\theta_1$  과  $\theta_2$  의 관계)  
Fig 3.4 Root locus of the linearized aeroload simulator ( $\theta_1$  .vs.  $\theta_2$  )

시스템 상수값이  $K_k = 10$  v/v,  $H_{LO} = 0.01$  v/v,  $K = 7360$  lbf-in/rad 일때 궤적으로 극점이 우상한으로 접근하며 시스템이 불안정해진다. 그리고 위 상수값을 가진 시스템은 식(3.2)에 의해서 토오크 기준입력  $T_R$  의 계단입력에 대한 정상상태의 오차는 1.3% 으로서 설계요구조건에 근접하나 식(3.6)에 의해서 구동 장치의 날개각  $\theta_1 = 7$  rad/sec  $\cdot t$  에 대한 토오크 출력  $T_L$  은 75.7 lbf-in 로서 외란입력에 대한 강건성이 낮다.

결과적으로  $K_k, H_{LO}$  값을 크게하면 외란입력에 대한 강건성이 향상되나 시스템은 더욱 불안정해지고  $K_k, H_{LO}$  값을 작게하면 시스템은 안정되나 외란입력에 대한 강건성이 더욱 약해진다. 따라서 식(3.1)에 표시된 이차 전달함수 형태의 보상회로를 포함시켜 근궤적을 그리면 그림3.5와 그림3.6과 같다.

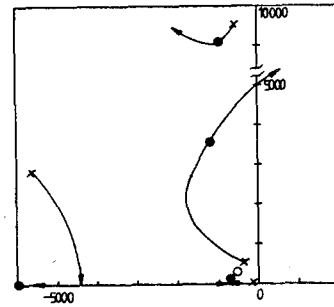


그림3.5 선형화된 공력부하 시뮬레이터의 근궤적 ( $T_R$  과  $T_L$  의 관계; 보상회로 포함)  
Fig 3.5 Root locus of the linearized aeroload simulator ( $T_R$  .vs.  $T_L$  ;with compensator)

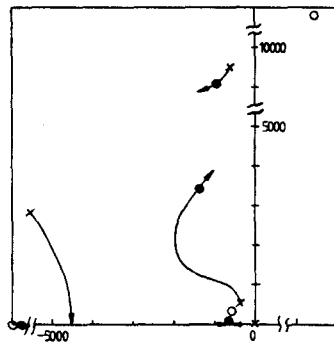


그림3.6 선형화된 공력부하 시뮬레이터의 근궤적 ( $\theta_1$  과  $\theta_2$  의 관계; 보상회로 포함)  
Fig 3.6 Root locus of the linearized aeroload simulator ( $\theta_1$  .vs.  $\theta_2$  ;with compensator)

보상회로는 시스템의 안정성을 증가시키므로  $K_k$  값과  $H_{LO}$  값을 증가시킬 수 있으며 이에 따라 정상상태 오차를 줄이고 외란입력에 대한 강건성을 향상시킨다. 이때의 시스템 상수값은  $K_k = 50 v/v$ ,  $H_{LO} = 0.04 v/v$ ,  $K = 1472 \text{ lbf-in/rad}$  이며 정상상태의 오차와 가장 중요한 폐회로 극점의 값은 표3.1과 같다.

표3.1 공력부하 시뮬레이터의 특성

	$T_R - T_L$ 시스템	$\theta_1 - \theta_2$ 시스템
정상상태 오차	0.07%	$T_L = 3.78 \text{ lbf-in}$ at $\dot{\theta}_1 = 7 \text{ rad/sec}$
폐회로 극점	$\omega = 689 \text{ rad/sec}$ $\xi = 0.99$	$\omega = 699 \text{ rad/sec}$ $\xi = 1$

스프링 상수값을 7360 lbf-in/rad 에서 1472 lbf-in/rad 로 줄인 이유는 식(3.8)에서 알 수 있듯이  $K$  값이 직접적으로  $\theta_1 - \theta_2$  시스템의 안정성에 연관되는데 그림3.6에서  $K$ 값이 1472 lbf-in/rad 보다 다섯배 정도 커지면 시스템이 불안해 진다는 것을 짐작할 수 있다.

근래적 방법에 의한 설계 결과, 시스템을 안정시키며 정상상태 오차를 일퍼센트 이하로 줄이고 주파수 응답대역을 100 Hz 이상으로 하기 위해서는 이차 미방의 보상회로가 필요하며 연결축의 스프링 상수를 고의적으로 작게 하여 500 lbf-in 의 토오르크에 20°의 비틀림각( $K = 1472 \text{ lbf-in/rad}$ )이 생기도록 해야 된다는 것을 파악하였다. 실제로 구동장치와 공력부하 시뮬레이터의 연결축에 봉 스프링을 설치한 것이 참고문헌 [5] 에 나타나 있다.

#### 4. 시뮬레이션

근래적 방법에 의한 설계는 선행화된 블록선도에 의한 것이므로 설계의 타당성을 확인하기 위해서 전체 시스템의 비선형을 고려한 전산 프로그램을 작성하고 시뮬레이션을 수행하였다.

구동장치의 회전축이 고정된 경우, 그림4.1에서 크기 45 lbf-in, 주파수 100 Hz의 정현파 입력에 대해서 약 36°의 위상차를 보여 90° 위상차보다 작으므로 설계요구조건을 만족한다. 그림4.2에서 크기 200

lbf-in 의 계단입력에 대한 90퍼센트 반응 시간은 약 0.019 초이며 정상상태오차는 0.2%로서 설계요구조건인 1% 이하를 만족한다. 입력토오르크가 영인 경우, 구동장치의 날개가 최대 각속도 7 rad/sec 로 회전할 때 즉 방해입력에 대해 연결축에 발생하는 토오르크는 그림4.3과 같이 과도기 상태에서 최대 14 lbf-in를, 정상상태에서는 4 lbf-in를 나타냈다.

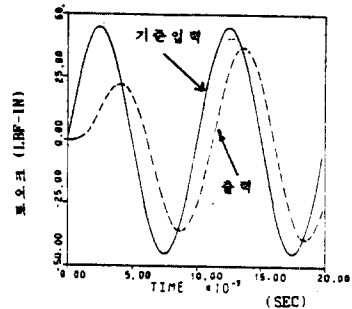


그림4.1 공력부하 시뮬레이터의 정현파 토오르크 입력에 대한 반응  
( $\theta_1 = 0 \text{ rad}$ ,  $T_R: \pm 45 \text{ lbf-in}$ , 100 Hz)  
Fig 4.1 Torque response of the aero-load simulator

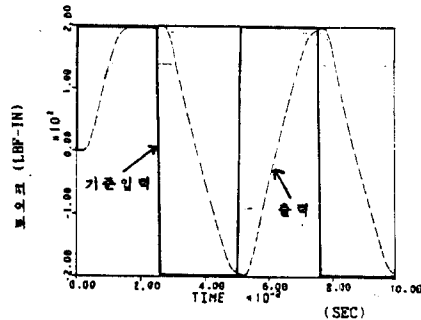


그림4.2 공력부하 시뮬레이터의 계단파 토오르크 입력에 대한 반응  
( $\theta_1 = 0 \text{ rad}$ ,  $T_R: \pm 200 \text{ lbf-in}$ , 100 Hz)  
Fig 4.2 Torque response of the aero-load simulator

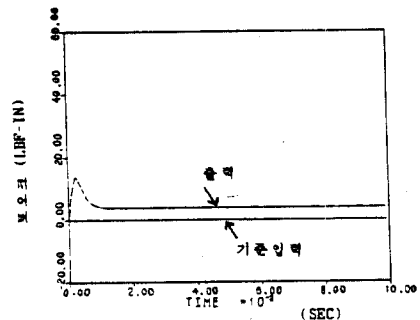


그림4.3 공력부하 시뮬레이터의  $\theta_1$  입력에 대한 반응  
( $T_R = 0 \text{ lbf-in}$ ,  $\theta_1 = 7 \text{ rad/sec} \cdot t$ )  
Fig 4.3 Torque response of the aero-load simulator

구동장치와 시뮬레이타가 결합되었을 때 전체 시스템에 대한 시뮬레이션을 수행하였다. 구동장치에 대한 입력신호는 크기  $\pm 15^\circ$  의 계단파이고 공력부하 시뮬레이타의 입력신호는 구동장치의 회전각에 비례하는 토크(450 lbf-in/ $20^\circ$ )라 가정하였다. 시뮬레이션 결과 그림4.4에서 최대 출력토크는 약 350 lbf-in 이며 최대 토크 오차는 2 lbf-in 미만으로서 기준입력과 출력이 거의 같으며 설계된 시뮬레이타의 성능이 우수하다는 것을 알 수 있다. 만일 스프링 상수가 설계치의 다섯배가 되면 외란입력  $\theta_1$  에 대한 강건성이 낮아져 토크 오차가 커지는 것을 그림4.5에서 알 수 있다.

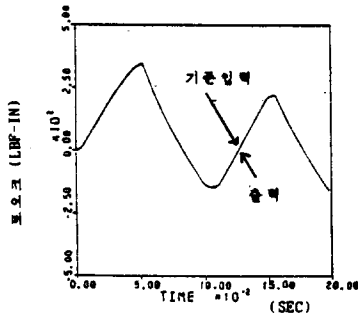


그림4.4 공력부하 시뮬레이타의 토크 입력에 대한 반응  
 $(T_R = K \cdot \theta_1 \text{ lbf-in, } K = 1472 \text{ lbf-in/rad, } \theta_1 : \pm 15^\circ, \text{ 계단파, } 10 \text{ Hz})$   
 Fig 4.4 Torque response of the aeroload simulator

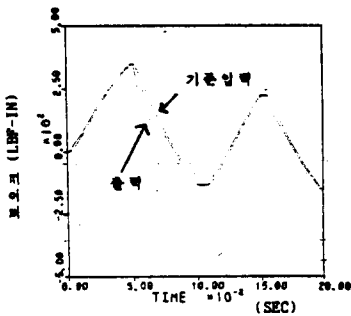


그림4.5 공력부하 시뮬레이타의 토크 입력에 대한 반응  
 $(T_R = K \cdot \theta_1 \text{ lbf-in, } K = 7360 \text{ lbf-in/rad, } \theta_1 : \pm 15^\circ, \text{ 계단파, } 10 \text{ Hz})$   
 Fig 4.5 Torque response of the aeroload simulator

공력부하 시뮬레이타의 수학적 모델을 유도하고 근대적 방법과 전산 시뮬레이션을 이용하여 보상회로를 설계하였고 또한 연결축의 스프링 상수도 결정하였다. 최종 설계 결과, 설계요구조건인 주파수 응답 대역 100 Hz, 정상상태오차 1% 이하를 만족하였으며 또한 외란신호  $\theta_1$  에 대한 강건성이 충분하였다. 구동장치가 작동하는 상태에서 최대 발생토크 350 lbf-in 의 입력에 대한 토크 오차는 2 lbf-in 로서 설계된 시뮬레이타의 성능이 우수하다는 것을 알았으며 이러한 설계자료 및 수치를 근거로 공력 부하 시뮬레이타를 제작하고 있다.

시뮬레이타가 완성되면 실험에 의한 성능결과와 이론에 의한 성능 결과를 비교함으로써 이론적 설계 방법의 타당성을 증명하고 아울러 시뮬레이타의 성능을 향상시킬 것이다.

참 고 문 헌

- [1] Anonymous, Instruction manual for S-102-7.2 Aeroload Simulator, Carco Electronics, 1976.
- [2] Anonymous, Model 220 aerodynamic fin loader, Contraves Goerz Co., 1987.
- [3] 이동우, 안병홍, 문의준, "공압구동장치를 위한 PWM 제어기 설계", 1989 한국 자동제어 학술회의 논문집, 제 1 권, 7-12 쪽, 1989.
- [4] H.E. Merritt, Hydraulic control systems, 1967.
- [5] Anonymous, An updated on Moog, Moog Inc., Missile Systems Division, East Aurora, N.Y. 14052.