

조종 반력 시스템에서의 액츄에이터 제어 파라미터 조정에 관한 연구

A Study on Control Parameter Tuning for Actuator in Control Loading System

윤태성*, 박승규**, 박준호***, 김태규****

Tae-Sung Yoon, Seung-Gyu Park, Joon-Ho Park, Tae-Kue Kim

Abstract - In this study, a systematic and effective tuning method of the actuator control parameters of the control loading system for aircraft based on control theory is presented. Firstly, to raise the time response of the system, the proportional gain and the integral gain of the velocity control loop is maximized within the range where vibration and noise does not occur. And then the position control loop is composed by getting the transfer function of the control loading system including the velocity control loop. With the root locus of the composed position control loop, the proportional gain of the position control loop that keeps stable transient state and leads good time response of the system is predicted, and the simulations are performed by using the predicted gain. Lastly, the actuator control parameters of actual control loading system are set to the previously obtained gain values. And the experiments to actuate the control loading system are executed. It shows that the tuning method of the actuator control parameter proposed in this study is applied to actual control loading system very well by comparing the results of the experiments with those of the simulations.

Key Words : Control loading system, Root locus, Actuator control parameter

1. 서 론

현재 민수부문과 군수부문에 다수의 항공기 시뮬레이터가 설치 운영되고 있다. 민수부문의 시뮬레이터는 민간 항공기 특성상 전량 수입되고, 군수부문의 항공기는 다수의 수입 시뮬레이터와 최근 몇 년간 국산 시뮬레이터가 개발 운영되고 있다. 그러나 이들 국산 시뮬레이터 제작에서도 조종반력 시스템(control loading system)은 전량 수입되어 장착되고 있다. 그래서 이러한 시뮬레이터 수요에 대응 할 수 있는 조종 반력 시스템의 개발이 요구된다. 현재 국내의 조종 반력 시스템 개발 현장에서는 기구부의 정확한 파라미터들을 갖고 있지 못하므로 엔지니어의 직관이나 시행착오(trial and error) 방식으로 제어기 파라미터를 조정하고 있다. 이는 비효율적이며 신뢰할 수 있는 파라미터 값을 기대할 수 없다. 그러므로 기구부의 파라미터를 모르더라도 조종반력 시스템의 액츄에이터 제어 파라미터를 이론적이고 정량적으로 구하는 방법이 필요하다. 본 논문은 먼저 제어모델인 조종 반력 시스템을 설명하고 액츄에이터 제어기의 구성과 파라미터를 확인한다. 그리고 서보 파라미터 조종 방법을 이용하여 속도 제어 루프의 제어 파라미터를 조정하고 시스템의 전달함수를

구하여 Matlab 시뮬레이션을 통해 위치 제어 루프의 비례 계 인을 조정하고 실제 시스템에서의 실험 결과와 비교한다.

2. 본론

2.1 조종 반력 시스템

조종 반력 시스템은 항공기 시뮬레이터에서 조종사가 훈련 중 실비행기 조종시 조종사가 느끼는 것과 동일하도록 전기, 전자, 유압 등이 이용된 인위적인 장치를 통하여 항공기 제어 느낌이 역으로 제공되도록 해주는 장치이다.[1] 조종 반력 시스템의 동작은 그림 1과 같으며 외부루프는 입력 값으로 조종 변위(control position)를 사용하며, 출력으로 연산된 요구되는 힘(기준 반력)을 발생한다. 내부루프는 조종력 제어장치는 조종사가 가하는 힘(조종력)을 측정하고, 기준반력과 비교한다. 그리고 조종력이 기준반력을 따라가도록 위치신호를 액츄에이터 제어기에 인가한다. 그러므로 조종력이 기준반력을 계속하여 따라가게 하고 조종사는 기준반력을 느낌으로써 역제어의 느낌을 구현하게 된다.

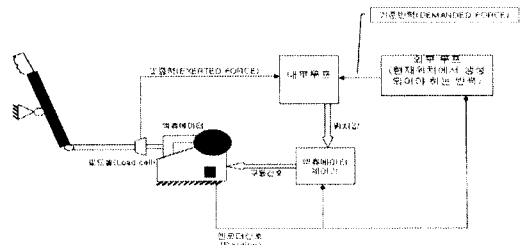


그림 1 조종 반력 시스템 개략도

저자 소개

- * 윤태성 : 昌原大學校 電氣工學科 教授
- ** 박승규 : 昌原大學校 電氣工學科 教授
- *** 박준호 : 昌原大學校 電氣工學科 博士課程
- **** 김태규 : 昌原大學校 電氣工學科 碩士課程

* 본 연구는 산업자원부 지역산업진흥사업 지원으로 수행되었음.

2.2 액츄에이터 제어 파라미터

액츄에이터 제어기는 DSP보드(자체제작)와 모터 드라이브로 구성된다. 제어기에는 그림 2처럼 속도 제어부에 비례, 적분 계인, 그리고 위치 제어부에 위치계인 등의 제어 파라미터가 있다. 본 논문에서는 DSA(Dynamic Signal Analyzer)를 이용하여 속도 루프 제어기의 파라미터를 결정하고 속도루프 제어기를 포함한 시스템 전체의 전달함수를 구하여 Matlab을 이용, 시뮬레이션하여 위치 제어 루프의 비례 계인 값을 조정한다.

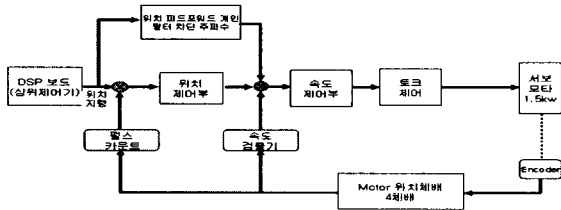


그림 2 조종 반력 시스템 개략도

2.3 속도 제어 루프 계인 조정

속도 제어 루프의 비례 계인은 그림 3와 같이 DSA를 속도 제어 루프에 연결한 후 임의의 비례 계인 값을 설정하고 기구부에 무리가 없으면서 충분한 속도 피드백(feedback)으로 관심 있는 주파수 영역 내에서 응답시험을 통하여 페루프 전달함수의 보드 선도를 얻을 수 있다.

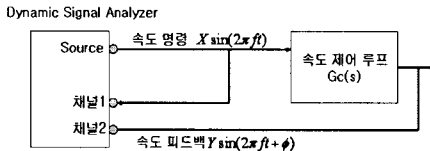


그림 3 DSA와 속도 제어 루프 연결

페루프의 보드선도로부터 M_p (Maximum Peak Gain)는 2차 시스템인 경우 식1과 같이 성립되며 M_p 는 2~6dB 이하가 되도록 설정한다. M_p 의 값이 $0.4 < \zeta < 0.7$ 의 유효 감쇠비에 해당하는 범위 $1.0 < M_p < 1.4$, ($0\text{dB} < M_p < 3\text{dB}$) 일 때 만족스러운 과도응답 성능을 얻을 수 있다.

$$M_p = \left(\frac{1}{\sqrt{\left[\frac{\omega^2 - \omega_n^2(1 - 2\zeta^2)}{\omega_n^2} \right]^2 + 4\zeta^2(1 - \zeta^2)}} \right)_{\max} = \frac{1}{2\zeta\sqrt{1 - \zeta^2}} \quad (1)$$

그러므로 이득 여유는 -6dB~20dB로 사이에 위상여유는 45도 이상이 되도록 비례 계인을 조정한다. 속도 제어 루프의 비례 계인이 $K_v=42$ 일 때 페루프의 M_p 값이 2dB이므로 유효 감쇠비($0\text{dB} < M_p < 3\text{dB}$)에 해당하는 값으로 안정함을 알 수 있고, 개루프의 이득여유가 -6.7dB 위상여유가 55deg임으로 과도 상태의 안정함을 보장 받을 수 있다. 그러므로 액츄에이터 제어기의 속도 제어 루프 비례 계인은 $K_v=42$ 로 정해진다. 적분 시정수는 이득 교차 주파수의 1/10되는 지점에 적

분기의 시정수가 있도록 함으로써 구해질 수 있다. 개루프 보드 선도로부터 이득 교차 주파수는 약 30deg임을 알 수 있다. 그러므로 적분기 시정수는 $T_i=3$ 임을 알 수 있고 식 2에 의해 $K_i=126$ 이 됨을 알 수 있다.

표 1 $K_v=42$ 일 때의 보드선도 특성 값

	M_p	이득여유	위상여유
페루프	2dB		
개루프		-6.7dB	55deg

$$G_{vo} = \frac{Y}{X} = \left(\frac{K_i}{S} + K_v \right) = K_v \left(\frac{\frac{K_v}{K_i} s + 1}{\frac{K_v}{K_i} s} \right) = K_v \left(\frac{T_i s + 1}{T_i s} \right) \quad (2)$$

속도루프의 제어기 계인 값 K_v , K_i 를 넣으면 표2와 같은 속도응답 특성이 나온다. 속도 제어 페루프의 보드선도를 보면 공액 복소극점을 갖는 2차인수의 보드 선도와 아주 유사하므로 보드선도로부터 역으로 전달함수를 유추할 수 있다. 표 2의 M_p 값과 ω_r 만 알면 식 3, 4, 5 그리고 표 3로부터 전달함수를 구할 수 있다.

표2 $K_v=42$, $K_i=126$ 일 때 속도 제어 페루프의 M_p , ω_r

	M_p	ω_r (공진주파수)
페루프	2.3dB	46Hz

$$M_p = |T(\omega_r)| = (2\zeta\sqrt{1 - \zeta^2})^{-1} \quad (3)$$

$$\omega_r = \omega_n \sqrt{1 - 2\zeta^2} \quad (4)$$

$$T(s) = \frac{1}{(s/\omega_n)^2 + 2\zeta s/\omega_n + 1} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (5)$$

표 3 ζ 에 대한 M_p 와 ω_r/ω_n 의 관계

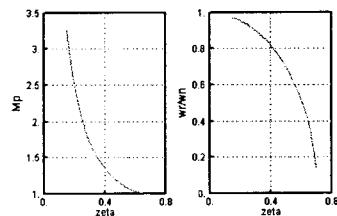


표 1과 표 2에 의해서 $\zeta=0.22$ 를 구할 수 있다. 그리고 식 3과 표 3에 의해서 $\omega_n=74\text{Hz}$ 임을 알 수 있다. 그러므로 식 5에 ζ 와 ω_n 를 넣으면 식 6과 같은 전달함수를 얻을 수 있다.

$$G(s) = \frac{74^2}{s^2 + 32s + 74^2} \quad (6)$$

식 6은 속도 제어기를 포함한 시스템 전체 전달함수이다.

2.4 위치 제어 루프 게인 조정

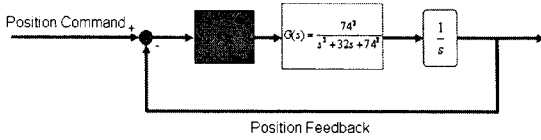


그림 4 위치 제어 블록도

그림 4에서 위치 제어 루프 비례 게인 K_p 값은 소음과 진동이 발생하지 않는 범위에서 최대의 값을 가져야 한다. 그림 5의 근궤적에서 K_p 값이 30을 지나면서 불안정해 짐을 볼 수 있다. 그러므로 위치 제어 루프의 비례 게인은 크게 하되 30을 넘지 않아야 한다.

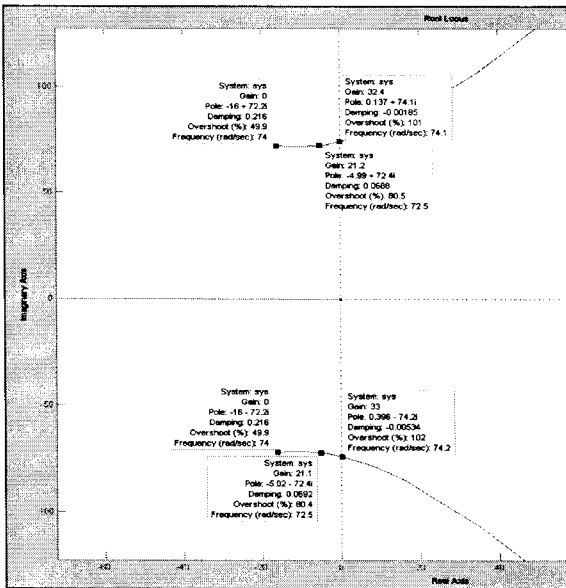


그림 5 위치 제어 루프 근궤적

2.5 시뮬레이션 및 실험결과

시뮬레이션 결과와 비교하기 위한 실제 장치의 위치응답 실험을 그림 6과 같은 순서로 수행하였다.

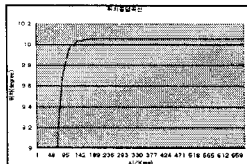


그림 6 위치응답 실험 흐름도

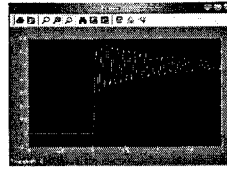
그림 7은 실험 결과와 시뮬레이션 결과를 비교한 것이다.



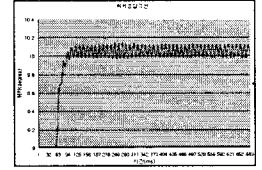
(a) $K_p=20$ 일 때 스텝응답



$K_p=42, K_1=126, K_p=20$



(b) $K_p=30$ 일 때 스텝응답



$K_p=42, K_1=126, K_p=30$

그림 7 시뮬레이션 결과와 실제 실험결과 비교

그림 7의 (a), (b)를 보면 왼쪽이 시뮬레이션이고 오른쪽이 실제 실험결과이다. 그림 7의 (a)는 제어기 게인 값이 30을 넘지 않는 범위이므로 안정함을 유지함을 알 수 있고, 그림 7의 (b)는 게인의 값이 30이 되어 시스템에서 진동과 소음이 발생함을 알 수 있다. 시뮬레이션의 결과와 실제 실험의 결과가 거의 일치함을 실험을 통해 알 수 있었고 이는 DSA로 구한 조종 반력 시스템의 전달함수가 실제 시스템의 특성을 잘 반영함을 알 수 있다. 이로써 다른 제어기를 구성하더라도 시스템의 전달함수를 알 수 있으므로 추가적인 제어기 설계를 통한 조종 반력 시스템의 성능 향상을 꾀할 수 있다. 그리고 항공기 모델에 따라 조종 반력 시스템에 파라미터를 알 수 없는 새로운 조종간이 부착되더라도 본 논문과 같은 방법으로 제어 파라미터를 조정 할 수 있다.

3. 결론

본 논문에서는 항공기 시뮬레이터용 조종 반력 시스템에서 액추에이터 제어기의 속도 루프에 대한 비례게인, 적분 게인 그리고 위치 제어 루프에 대한 비례 게인을 체계적으로 조정하는 방법에 대해 연구 하였다. 먼저, 속도 제어 루프게인을 조정하여 응답성을 높인다. 이렇게 조정된 게인값을 제어기에 넣고 시스템의 보드 선도를 구한다. 그 보드 선도로부터 속도 제어 루프가 포함된 시스템의 전달 함수를 구하게 된다. 속도 제어 루프의 전달함수를 알면 위치제어루프를 구성할 수 있고 Matlab시뮬레이션이 가능하다. 적절한 K_p 값의 범위를 결정하기 위하여 근궤적을 그려보고 어떤 K_p 값들이 위치응답에 중요한 영향을 미치는지 판단 할 수 있다. $K_p=30$ 이 되는 지점부터 시스템이 불안정해 짐으로 그 부분을 중심으로 시뮬레이션을 하였다. 그리고 실제 조종 반력 시스템의 액추에이터 구동 시에도 시뮬레이션과 같은 결과가 나타남을 알 수 있었다. 그러므로 본 논문에서 제시한 제어 파라미터 조정 방법이 실제 시스템에 잘 적용됨을 알 수 있다.

참고 문헌

- [1] 방경호, "항공기 시뮬레이터 조종력 제어시스템의 건설 μ -제어기 설계", 대우중공업 항공지상 연구소, 1998.
- [2] 박홍배 외 역, "최신제어시스템", (원저 Modern Control Systems, Richard C.Dorf & Robert H.Bishop), ADDISON WESLEY, p472, 1996.
- [3] 강철구 외 역, "현대제어공학", (원저 Modern Control Engineering, Katsuhiko Ogata), 사이텍미디어, p591, 1994.
- [4] 김정환, "DSP로 리니어 모터 제어하기". 동일출판사, 2003.