

외란제거와 목표치 추종특성을 가진 자기동조법에 의한 헬리콥터 트레이닝 시뮬레이터의 제어

이근유* , 안희웅**, 김상봉*
 *부경대학교 메카트로닉스공학과, **항공기능대학교 메카트로닉스공학과

Control of Helicopter Training Simulator by Self-Tuning Control Method with Known Disturbance Rejection and Reference Tracking Characteristics

Gun-You Lee*, Hwi-Ung Ahn** and Sang-Bong Kim**
 *Dept. of Mechanical Eng., College of Eng., Pukyong National University
 **Dept. of Mechatronics Eng., Aviation Polytechnic College

Abstract - R/C helicopter has been used to several fields of military affairs, investigation, searching and toys because it has small size, hovering and vertical take-off characteristics etc. Therefore it needs more realizable control method. The paper introduces simulation and experimental results for control of a helicopter training simulator by self tuning control method. To realize the disturbance rejection and the given reference tracking, a least common multiple polynomial between the reference and disturbance model polynomials is operated to the plant model. The effectiveness of the method is shown by simulation and experimental results for a helicopter training simulator with two degree of freedom.

1. 서 론

R/C 헬리콥터는 소형이면서 영속도 비행(hovering)이나 수직 이착륙이 가능하여, 다방면에서 이용되어지고 있다. 헬리콥터도 최근 눈부시게 발달되어 군사목적 뿐만 아니라, 영속도 비행의 특성을 살려 탐사, 운반에 이용되게 되어 보다 고도의 제어칙(control law)에 관한 연구가 필요하다고 할 수 있다. R/C 헬리콥터에서는 실제의 비행기에 비해 기체의 규모가 작기 때문에, 응답의 시정수가 빠르고, 또 메인 로터(main rotor)의 다이내믹스가 기체에 직접 간섭을 주게 되어 조종사가 원격 조종한다는 것은 대단히 어려우므로, 이것을 해결하기 위한 안정화 제어계가 요구된다^[3].

본 논문에서는, 미지 플랜트를 대상으로 하여 변화하는 환경에 적응할 수 있는 능력을 가진 적응제어이론에 의한 제어계 설계법 중의 하나인 자기동조 제어법을 이용하여^{[1][2]}, 외란과 목표치가 기체의 차분 다항식 형태로 주어진 경우, 페루프 시스템이 바람직한 제어 특성을 갖게 하는 강인한 서보 제어기 설계법을 제안하고, R/C 헬리콥터의 실험을 위해 제작된 시뮬레이터에 적용하였다.

강인한 서보 제어기 설계법은 플랜트의 시스템 다항식에 외란과 목표치 다항식의 최소공배다항식을 적용시켜 외란 제거와 내부모델 원리의 효과를 동시에 얻고, 오차 함수를 영으로 만드는 제어입력을 구하여 제어칙을 결정하였다^{[4][5]}.

본 논문에서 제안된 강인한 서보 제어기의 검증을 위해, R/C 헬리콥터가 공중에 정지하고 있는 호버링 상태를 가정하여, 롤링 및 피칭의 2축에 관해 안정하게 되도록 하는 제어계 설계를 본 연구에서 제안되는 방법을 이용하여 행하도록 한다. 그러나, 실제적인 R/C 헬리콥터를 사용하여 실험을 행하는데는 어려움이 있으므로, 본 연구에서는 2축이 자유스러운 짐발(gimbals)을 만들어

실험하였다.

2. 헬리콥터 트레이닝 시뮬레이터의 구성

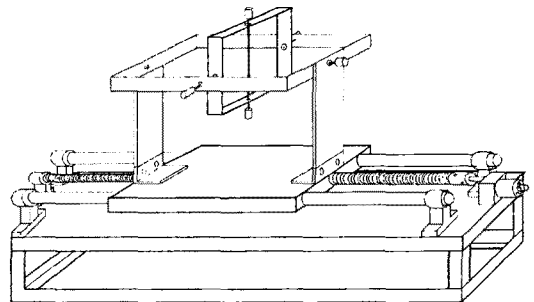


Fig. 1 Composition of helicopter-training simulator

본 논문에서 제안된 강인한 서보 제어기 설계법을 검증하기 위하여 Fig. 1과 같이 헬리콥터 트레이닝 시뮬레이터가 구성되었다. 시뮬레이터는 직선방향 구동을 위한 1축의 볼-스크류장치와 롤링(rolling), 피칭(pitching), 회전(rotating)의 움직임을 위한 3축의 짐발로 구성된다. 짐발의 구동을 위해서 3개의 모터(DC 12V, 300rpm, 4W)가 사용되었고, 각축의 변위를 측정하기 위해서 포토센서메타가 각축에 부착되었다. 개발된 헬리콥터 트레이닝 시뮬레이터를 Photo. 1에 보인다.

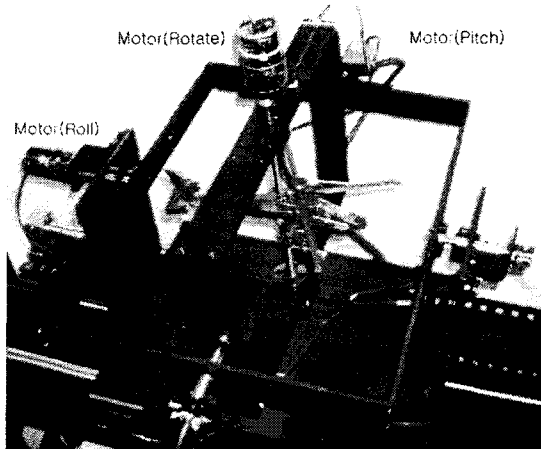


Photo. 1 Developed helicopter training simulator

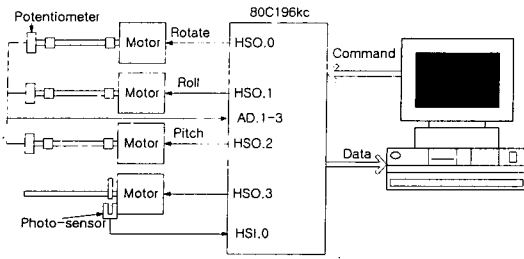


Fig. 2 Schematic diagram of helicopter training simulator

본 연구에서는 강인한 서보 제어기 설계법에 따라 시뮬레이터를 구동하기 위해 80C196kc 마이크로프로세서를 이용하여 Fig. 2와 같은 시뮬레이터 컨트롤러를 구성하였다. 마이크로프로세서는 짐벌의 구동방향과 각도를 RS232c 통신을 이용하여 입력받고 PC로 출력한다. HSO(High Speed Output)기능을 사용하여 마이크로프로세서는 DC 모터를 구동하기 위한 PWM(Pulse Width Modulation)파형을 출력한다. 또한, 10-bit A/D 변환 기능을 사용하여 짐벌에 부착된 포텐쇼메터의 출력을 측정하고 그 결과를 제어 알고리즘에 이용한다. 제어용 프로그램은 C-언어에 의해 구성되었으며, 샘플링 시간은 1ms로 하였다. 시뮬레이터의 상태와 실험결과는 Visual Basic으로 구성된 모니터프로그램을 통해 출력된다.

3. 제어기 설계

3.1 플랜트 모델 및 문제 설정

플랜트는 다음과 같은 1입력 1출력의 선형이산시간 시스템으로 주어지는 것으로 한다.⁽⁵⁾⁽⁶⁾

$$A(q^{-1})y(k) = q^{-d}B(q^{-1})u(k) + \omega(k) \quad (3.1)$$

단,

$$\begin{aligned} A(q^{-1}) &= 1 + a_1q^{-1} + \dots + a_nq^{-n} \\ B(q^{-1}) &= b_0 + b_1q^{-1} + \dots + b_mq^{-m} \end{aligned} \quad (3.2)$$

여기서, $\omega(k)$ 는 기저외란이며 다음을 만족한다고 한다.

$$P_\omega(q^{-1})\omega(k) = 0 \quad (3.3)$$

단,

$$P_\omega(q^{-1}) = 1 + c_1q^{-1} + \dots + c_rq^{-r} \quad (3.4)$$

또한, $P_\omega(q^{-1})$ 은 안정한 다항식이라고 한다.

식(3.1)의 플랜트는 다음과 같은 이상상태 조건을 만족하는 것으로 한다.

- ① 다항식 $A(q^{-1})$, $B(q^{-1})$ 은 기약이다.
- ② 계수 a_i , b_i 는 미지의 정수이다. 단, $b_0 \neq 0$.
- ③ $A(q^{-1})$ 와 $B(q^{-1})$ 의 차수 n 과 m 은 기지이다.
- ④ $B(q^{-1})$ 은 안정한 다항식이다.

플랜트 (3.1)에 대해 다음을 만족하는 목표치 입력 $y_m(k)$ 가 주어진다고 한다.

$$P_m(q^{-1})y_m(k) = 0 \quad (3.5)$$

$$P_m(q^{-1}) = 1 + m_1q^{-1} + \dots + m_lq^{-l} \quad (3.6)$$

단, $P_m(q^{-1})$ 은 안정한 다항식이라고 한다. 식(3.4)와 (3.6)의 최소공배다항식을 다음과 같이 정의한다.

$$P(q^{-1}) = 1 + a_1q^{-1} + \dots + a_lq^{-l} \quad (3.7)$$

식(3.1)의 양변에 식(3.7)을 작용(operating)시킨 후, 식(3.3)의 관계를 이용하면

$$P(q^{-1})A(q^{-1})y(k) = q^{-d}P(q^{-1})B(q^{-1})u(k) \quad (3.8)$$

와 같은 관계식을 얻을 수 있다. 식(3.8)은 외란에 대한 영향을 제거한 형태의 시스템 표현임을 알 수 있다. 본 논문에서는, 외란 식(3.3) 하에서 식(3.5)의 출력으로 주어지는 목표치에 대해 오차함수

$$e(k) = y_m(k) - y(k) \quad (3.9)$$

가 $k \rightarrow \infty$ 에 대해 $e(k) \rightarrow 0$ 로 되는 제어계를 설계함에 본 논문의 목적이 있다.

3.2 서보제어기 설계

먼저 플랜트의 파라미터는 기지인 것으로 하며, 자기동조형 서보계 설계에 편리한 플랜트의 시스템 표현을 유도하며, 오차함수 (3.9)를 실현하는 제어기의 구조를 결정하여, 제어칙을 도출한다.

식(3.8)을 다시 정리하여,

$$\tilde{A}(q^{-1})y(k) = q^{-d}\tilde{B}(q^{-1})u(k) \quad (3.10)$$

와 같이 나타낼 수 있다. 단,

$$\begin{aligned} \tilde{A}(q^{-1}) &= P(q^{-1})A(q^{-1}) \\ &= 1 + (\alpha_1 + a_1)q^{-1} + (\alpha_1a_1 + \alpha_2 + a_2)q^{-2} \\ &\quad + \dots + (\alpha_{l-1}a_n + \alpha_l a_{n-1})q^{-(l+n)+1} \\ &\quad + \alpha_l a_n q^{-(l+n)} \\ &= 1 + \beta_1q^{-1} + \dots + \beta_{(n+d)}q^{-(n+d)} \end{aligned} \quad (3.11)$$

$$\begin{aligned} \tilde{B}(q^{-1}) &= P(q^{-1})B(q^{-1}) \\ &= b_0 + (\alpha_1 b_0 + b_1)q^{-1} \\ &\quad + (\alpha_2 b_0 + \alpha_1 b_1 + b_2)q^{-2} \\ &\quad + \dots + (\alpha_{l-1} b_m + \alpha_l b_{m-1})q^{-(l+m)+1} \\ &\quad + \alpha_l b_m q^{-(l+m)} \end{aligned}$$

[정리 1]

기지 파라미터를 지닌 플랜트 식(3.1)에 대해 $u(k)$ 를

$$\begin{aligned} u(k) &= \frac{1}{b_0} [y_m(k+d) - \bar{\theta}^T \xi(k)] \\ &= \frac{1}{b_0} [y_m(k+d) + \{\beta_1 q^{-1} + \beta_2 q^{-2} \\ &\quad + \dots + \beta_{(n+d)} q^{-(n+d)}\} y(k+d) \\ &\quad - \{(\alpha_1 b_0 + b_1) q^{-(1+d)} + \dots \\ &\quad + \alpha_l b_m q^{-(l+m+d)}\} u(k+d)] \end{aligned} \quad (3.12)$$

와 같이 가하면, 식(3.3)과 같이 주어지는 외란 하에서도 $k \rightarrow \infty$ 에 대해 $e(k) \rightarrow 0$ 이 만족하므로 제어목표를 달성할 수 있다.⁽⁶⁾

여기서, 플랜트의 파라미터 θ 와 기지신호 ξ 는 각각 다음과 같이 주어진다.

$$\begin{aligned} \theta^T &= [b_0 \quad \bar{\theta}^T] \\ &= [b_0 \quad \alpha_1 b_0 + b_1 \quad \dots \quad \alpha_l b_m \quad \beta_1 \quad \beta_2 \quad \dots \quad \beta_{n+l}] \end{aligned} \quad (3.13)$$

$$\begin{aligned} \xi^T(k) &= [u(k) \quad \bar{\xi}^T(k)] \\ &= [u(k) \quad \dots \quad u(k-l-m) - y(k+d-1) \\ &\quad \dots \quad -y(k-l-n+d)] \end{aligned} \quad (3.14)$$

플랜트 파라메타가 미지인 경우에는 아래와 같이 가조정 파라메타를 이용하여 제어치를 구성할 수 있다^{[5][6]}.

$$u(k) = \frac{1}{b_0} \{ y_m(k+d) - \widehat{\theta}^T \xi(k) \} \quad (3.15)$$

식(3.15)의 파라메타 조정방법을 결정하기 위한 동정오차 모델은 다음의 순서로 구성된다.

출력 $y(k)$ 의 추종치 $\widehat{y}(k)$ 는 다음과 같이 나타내어진다.

$$\widehat{y}(k+d) = \widehat{\theta}^T \xi(k-d) \quad (3.16)$$

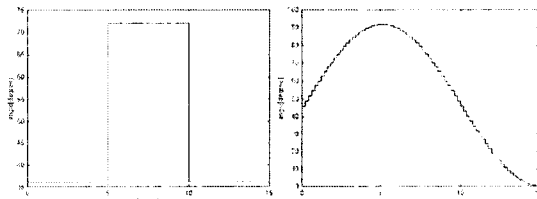
$\widehat{y}(k)$ 의 동정오차 $\epsilon(k)$ 를 구하면, 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \epsilon(k) &= \widehat{y}(k+d) - y(k+d) \\ &= [\widehat{\theta}^T - \theta^T(k)] \xi(k-d) \\ &= \phi^T(k) \xi(k-d) \end{aligned} \quad (3.17)$$

단,

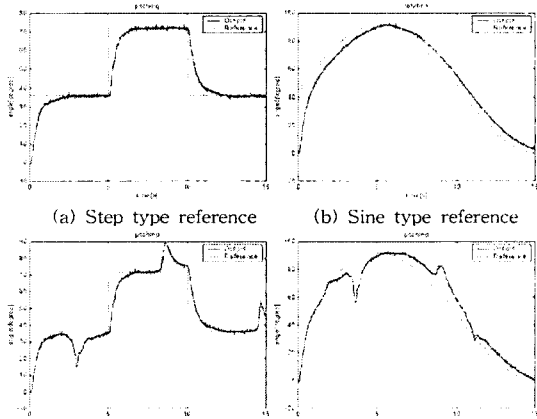
$$\phi^T(k) = \widehat{\theta}^T - \theta^T(k)$$

4. 실험 및 결과



(a) Step type reference (b) Sine type reference
Fig. 3 Reference of simulator

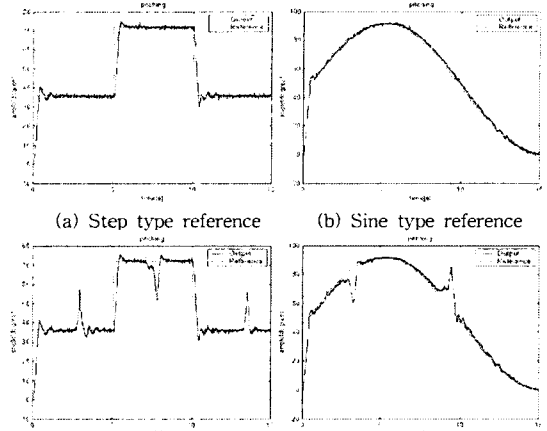
본 논문에서 제안된 강인한 서보 제어기 설계법의 검증을 위해 Fig. 3에 나타난 스텝형태의 목표치와 사인형태의 목표치가 시뮬레이터에 입력되었다.



(a) Step type reference (b) Sine type reference
(c) Under disturbance(step) (d) Under disturbance(sine)
Fig. 4 Experimental result by PID controller

헬리콥터 트레이닝 시뮬레이터에 대한 실험결과를 Fig. 4와 5에 각각 나타내었다. Fig. 4는 PID 제어기를 이용한 결과를 나타내고, Fig. 4 (a), (b)는 각각 외란의 입력이 없는 상태에서 스텝과 사인형의 목표치에 대한 실험결과를 보이고 있다. 각각의 목표치에 대해 외란이 가해진 경우의 결과를 Fig. 4 (c), (d)에 나타내었다. PID 제어기에 의한 실험에서 시스템의 출력은 지연시간과 느

린 추적속도를 확인할 수 있다.



(a) Step type reference (b) Sine type reference
(c) Under disturbance(step) (d) Under disturbance(sine)
Fig. 5 Experimental result by self-tuning controller

Fig. 5에 자기동조법을 이용한 강인한 서보 제어기 설계법에 의한 실험결과를 나타내었다. PID 제어기에 의한 결과에 비교하여 목표치 추종특성과 외란제거의 효과를 확인할 수 있다.

5. 결론

본 논문에서는 자기동조법을 이용하여 외란에 강인한 서보계 설계 알고리즘을 제안하고, R/C 헬리콥터 트레이닝 시뮬레이터를 응용대상으로 실험하였다. 시뮬레이터에 본 방법을 적용하여 마이크로프로세서로서 실시간 제어를 행한 결과, 임의의 외란하에서도 주어진 목표치에 추종하는 강인성을 가진 제어계가 구성됨을 확인할 수 있었으며, 보다 실제적인 제어계 설계를 위해 유효하게 응용될 것으로 기대된다.

Acknowledgement

This work was supported by the Brain Korea 21 Project in 2002.

[참고 문헌]

- [1] F. A. Cameron, D.E. Seborg, (1983), "A Self-Tuning Controller with PID Structure", Int. J. Cont., Vol.38, No.2, pp.401-417.
- [2] Terawa M., Kanai K. (1990), "Enterence to Robust Adaptive Control", Ohm.
- [3] 김상봉, 박순실, "강인한 서보계설계와 R/C 헬리콥터 트레이닝 시뮬레이터 제어에의 응용", 대한기계학회논문집 제 15권, 제2호, pp.497-506, 1991.
- [4] S. B. Kim, B. H. Jeon, S. K. Jeong, "A Robust Speed Control System Design of Induction Motors Using Self-Tuning Control Method", KSP&E, Vol. 12, No. 8, pp. 168-175, 1995.
- [5] S. B. Kim, H. U. Ahn, T. K. Yeu, J. H. Suh, "Design of Self-Tuning Type Servo Controller for Systems with Known disturbance", ICASE, Vol. 6, No. P, pp. 739-744, 2000.
- [6] H.U. Ahn, S.S. Park, G.Y. Lee, S.J. Oh, and S.B. Kim, "Control of Helicopter Training Simulator by Self Tuning Control Method", ICCAS 2001, International Conference on Control, Automation and Systems, pp. 2015-2918, Jeju, 2001, 10.