

시간지연제어 기법을 이용한  
모형헬리콥터의 정지비행제어기 설계

A Study on the Design of a Hovering Flight Controller  
for a Model Helicopter using Time Delay Control

° 안현식\*, 박철규\*, 이교일\*

\*서울대학교 기계설계학과( Tel:880-7143; Fax:888-4128;E-mail:ahs@fapa.snu.ac.kr)

**Abstract** : A model helicopter is an unstable, multi-input multi-output nonlinear system exposed to strong disturbances and its system parameters change continually. In this paper, Time Delay Control(TDC) is adopted for these reasons. TDC uses past observation of the system's response and the control input to directly modify the the control action rather than adjusting the controller gains leading to a model independent robust controller. TDC can force the plant to follow an appropriate reference model, but the reference model cannot be chosen arbitrarily. In this paper the procedure of choosing a reference model and the performance of the controller are presented.

**Keywords** : model helicopter, time delay control, robust control

1.서론

모형헬리콥터는 돌풍과 같은 심한 외란에 노출되어 있고, 로터의 회전속도에 따라 파라미터값이 계속 변하는 특성을 가지며, 선형운동 및 각운동들 사이의 간섭이 심한 비선형 다변수 입출력 시스템이다.

그러므로 모형헬리콥터의 정지 비행 제어기는 이러한 점들을 극복할 수 있는 견실한 제어이론에 의해 설계되어야 한다.

최근까지 LQG/LTR,  $H_\infty$ , SMC(Sliding Mode Control) 등 여러 가지 다변수 견실 제어이론이 적용, 정지비행제어기가 설계되어 왔다. 국내에서는 KAIST에서 퍼지이론을 사용한 진동 모형 헬리콥터의 정지비행제어기를 구현하였고, 서울대학교에서는 LQG/LTR 제어기와 SMC 를 이용한 정지비행제어기를 설계, 3자유도 운동을 제어하였다.

근래에 제안된 시간지연제어기법(TDC: Time Delay Control)은 외란과 모델링 되지 않은 비선형 동역학의 영향을 추정하고 피드백하여 기준모델의 궤적을 추종 시키는 알고리즘으로, 이 제어 기법의 가장 큰 특징은 모델링 오차가 제어기 성능에 거의 영향을 주지 않는다는 점, 즉 플랜트의 정확한 모델링이 필요하지 않고 모델 파라미터변화에 영향을 받지 않는다는 점이다.[2,4]

이 논문에서는 모형헬리콥터의 정지 비행 제어기에 시간지연제어기법을 이용, 5자유도 정지비행제어기를 설계하고 그 성능을 평가해 본다.

2. 모형헬리콥터의 모델링

헬리콥터는 3차원공간상에서 6자유도 운동을 하며 이 운동들은 메인로터의 사이클릭피치(Longitudinal & Lateral Cyclic Pitch)각과 테일로터의 피치각에 의해 조종된다. 그러나 센서설치 및 안전상의 이유로 헬리콥터가 5자유도 점벌위에서 움직이므로 수직 방향의 선형운동을 제외한 운동방정식을 유도하고 시스템을 모델링한다.[1,3]

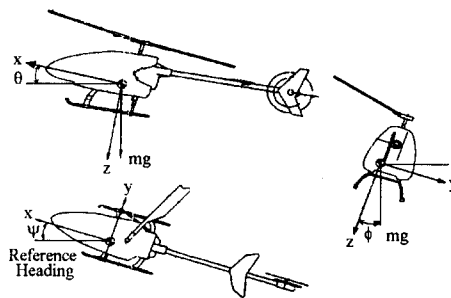


그림 1. 모형헬리콥터 좌표계  
Fig1. Coordinates of a Model Helicopter

힘과 모멘트 평형으로부터

$$\begin{aligned} \sum X &= mg \sin \theta + m(\ddot{x} - \dot{y}r) \\ \sum Y &= -mg \sin \phi + m(\ddot{y} + \dot{x}r) \\ \sum R &= I_{xx} \dot{p} - qr(I_{yy} - I_{zz}) \\ \sum M &= I_{yy} \dot{q} - pr(I_{zz} - I_{xx}) \\ \sum N &= I_{zz} \dot{r} - pq(I_{xx} - I_{yy}) \end{aligned} \quad (1)$$

힘 X,Y 와 모멘트 R,M,N 은 공력학적 비선형항들로서 동작점 부근에서 상태변수와 입력변수에 대해 식(2)와 같이 테일러급수로 전개하여 식(3)의 5자유도 운동방정식을 얻는다.

$$\begin{aligned} X &= \frac{\partial X}{\partial x} \dot{x} + \frac{\partial X}{\partial y} \dot{y} \\ &+ \frac{\partial X}{\partial p} \dot{p} + \frac{\partial X}{\partial q} \dot{q} + \frac{\partial X}{\partial r} \dot{r} \\ &+ \frac{\partial X}{\partial \theta_1} \dot{\theta}_1 + \frac{\partial X}{\partial A_1} \dot{A}_1 + \frac{\partial X}{\partial B_1} \dot{B}_1 \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} m\ddot{x} &= \frac{\delta X}{\delta x} \dot{x} + \frac{\delta X}{\delta y} \dot{y} - mg\theta + \frac{\delta X}{\delta p} p + \frac{\delta X}{\delta q} q \\ &\quad + \frac{\delta X}{\delta r} r + \frac{\delta X}{\delta \theta_t} \theta_t + \frac{\delta X}{\delta A_1} A_1 + \frac{\delta X}{\delta B_1} B_1 + \dot{y}r \\ m\ddot{y} &= \frac{\delta Y}{\delta x} \dot{x} + \frac{\delta Y}{\delta y} \dot{y} + mg\phi + \frac{\delta Y}{\delta p} p + \frac{\delta Y}{\delta q} q \\ &\quad + \frac{\delta Y}{\delta r} r + \frac{\delta Y}{\delta \theta_t} \theta_t + \frac{\delta Y}{\delta A_1} A_1 + \frac{\delta Y}{\delta B_1} B_1 - \dot{x}r \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} I_{xx} \ddot{\phi} &= \frac{\delta R}{\delta x} \dot{x} + \frac{\delta R}{\delta y} \dot{y} + \frac{\delta R}{\delta \phi} \dot{\phi} + \frac{\delta R}{\delta \theta} \dot{\theta} \\ &\quad + \frac{\delta R}{\delta \psi} \dot{\psi} + \frac{\delta R}{\delta \theta_t} \theta_t + \frac{\delta R}{\delta A_1} A_1 + \frac{\delta R}{\delta B_1} B_1 \\ &\quad - (I_{yy} - I_{zz}) \dot{\theta} \dot{\psi} \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} I_{yy} \ddot{\theta} &= \frac{\delta M}{\delta x} \dot{x} + \frac{\delta M}{\delta y} \dot{y} + \frac{\delta M}{\delta \phi} \dot{\phi} + \frac{\delta M}{\delta \theta} \dot{\theta} \\ &\quad + \frac{\delta M}{\delta \psi} \dot{\psi} + \frac{\delta M}{\delta \theta_t} \theta_t + \frac{\delta M}{\delta A_1} A_1 + \frac{\delta M}{\delta B_1} B_1 \\ &\quad - (I_{zz} - I_{xx}) \dot{\phi} \dot{\psi} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} I_{zz} \ddot{\psi} &= \frac{\delta N}{\delta x} \dot{x} + \frac{\delta N}{\delta y} \dot{y} + \frac{\delta N}{\delta \phi} \dot{\phi} + \frac{\delta N}{\delta \theta} \dot{\theta} \\ &\quad + \frac{\delta N}{\delta \psi} \dot{\psi} + \frac{\delta N}{\delta \theta_t} \theta_t + \frac{\delta N}{\delta A_1} A_1 + \frac{\delta N}{\delta B_1} B_1 \\ &\quad - (I_{xx} - I_{yy}) \dot{\theta} \dot{\phi} \end{aligned}$$

식(3)의 편미분 계수들은 Prouty[1] 가 제안한 식에 의하여 구한다.

한편 실험대상으로 하고 있는 모형헬리콥터는 서보모터에 의해 로터의 피치각을 변화시키는 메커니즘으로 구동되므로 서보모터 동특성을 모델링에 첨가시킨다. 계단입력에 대한 과도 응답 및 주파수 응답 실험결과(그림.2.1, 2.2)로부터 서보모터를 1차 시스템으로 모델링하여 얻은 식은 식(4)와 같다.

$$\theta = \frac{K}{(s + \omega)} u \quad (4)$$

$\theta$  : Servo Motor Output Angle  
 $u$  : Input  
 $\omega$  : 1Hz (6.2832rad/s)  
 $K$  : Servo Gain

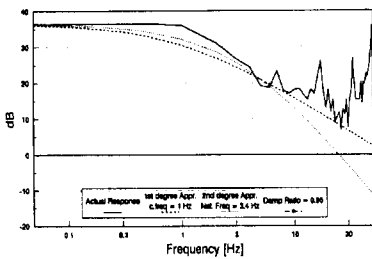


그림 2.1 서보모터의 주파수 응답

Fig.2.1 Frequency Response of Servo-Motor

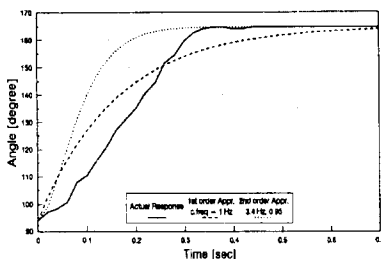


그림 2.2 서보모터의 초기치 과도 응답

Fig.2.2 Transient Response of Servo-motor

식(3)과 (4)로부터 식(5)의 상태방정식을 얻는다.

$$\begin{aligned} \dot{X} &= A X + f + B u \\ Y &= C X \end{aligned}$$

여기서

$$\begin{aligned} X &= [x \ y \ \phi \ \theta \ \psi \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi} \ \theta_t \ A_1 \ B_1]^T \\ u &= [u_\theta, u_{A_1}, u_{B_1}]^T \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} A &= \begin{bmatrix} 0_{(5 \times 5)} & I_{(5 \times 5)} & 0_{(5 \times 3)} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ 0_{(3 \times 5)} & 0_{(3 \times 5)} & B_3' \end{bmatrix} \\ B &= [0_{(3 \times 5)} \ 0_{(3 \times 5)} \ B_3']^T \\ C &= [I_{(10 \times 10)} \ 0_{(10 \times 3)}] \\ f &= [f_1 \ f_2]^T \\ f_1 &= \begin{bmatrix} 0 \\ f_a \end{bmatrix} \\ f_2 &= [0, 0, 0]^T \end{aligned} \quad (5)$$

### 3. TDC 제어기 설계

#### 3.1 TDC 알고리즘

다음과 같은 비선형 동역학 모델에 대하여

$$\dot{x} = f(x, t) + h(x, t) + B u + d(t) \quad (6)$$

여기서  $f(x, t)$  : unknown nonlinear vector  
 $h(x, t)$  : known nonlinear vector  
 $d(t)$  : disturbances

추종시키고자 하는 기준모델로서 다음과 같이 선형 시불변 모델을 정의한다.

$$\dot{x}_m = A_m x_m + B_m r \quad (7)$$

where  $A_m$  : constant stable system matrix

이때 오차벡터  $e$  를 다음과 같이 정의 한다.

$$e = x_m - x \quad (8)$$

식(6)과 식(7)로부터

$$\dot{e} = A_m e + [A_m x + B_m r - f - h - B u - d] \quad (9)$$

여기서 식(10)을 만족하는 입력  $u$  를 얻을 수 있다면

$$K e = A_m x + B_m r - f - h - B u - d \quad (10)$$

식(9)의 오차동역학은

$$\dot{e} = (A_m + K) e = A_e e \quad (11)$$

가 되며  $A_e$  는  $K$  를 조정함으로써 임의의 고유치를 가지도록 할 수 있다.

한편 식(10)으로부터

$$B u = A_m x + B_m r - f - h - d - K e \quad (12)$$

입력  $u$  는  $B$ 가 정방행렬이고 nonsingular 일 때 그 해가 존재한다. 그러나 일반적으로 입력변수가 상태변수 보다 적으므로 다음과 같이 근사해를 얻는다.

$$u = B^+ [A_m x + B_m r - f - h - d - K e] \quad (13)$$

여기서  $B^+ = (B^T B)^{-1} B^T$  (pseudo-inverse)

여기서  $h, d$  는 모르는 항들이나 식(6)으로부터

$$h(x, t) + d(t) = \dot{x}(t) - f(x, t) - B u(t) \quad (14)$$

이고 이 값들은 아주작은 시간 동안 같다고 보면

$$\begin{aligned} \hat{h}(x, t) + \hat{d}(t) &= h(x, t-L) + d(t-L) \\ &= \dot{x}(t-L) - f(x, t-L) - B u(t-L) \end{aligned} \quad (15)$$

이때 제어입력  $u$  는 다음과 같다.

$$u = B^+ [A_m x(t) + B_m r - f(x, t) - K e - \dot{x}(t-L) + f(x, t-L) + Bu(t-L)] \quad (16)$$

오차 벡터 동역학 식은 식(16)을 (9)에 대입하여

$$\dot{e} = (A_m + BB^+K)e + [I - BB^+][A_m x + B_m r - f + \varepsilon] \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \text{여기서 } \varepsilon : & \text{ 시간 지연 추정 오차} \\ & = (h(t-L) + d(t-L) - h(t) - d(t)) \end{aligned}$$

오차벡터가 수렴하려면 식(17) 우변 2번째 항이 0이랴 하고, 이때 플랜트는 기준모델을 추종하게 된다.

### 3.2 모형헬리콥터의 기준모델 선정

일반적으로 MIMO 시스템에 대해 기준모델을 설정하는 것은 쉽지 않다. 모형헬리콥터의 경우  $BB^+$  가 단위행렬이 아니므로 기준모델을 쉽게 설정하기 위해 피드백 이득 행렬  $K$  를 0으로 설정할 때 식 (17) 은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{e} = & A_m e \\ & + \begin{bmatrix} I & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \left[ \begin{bmatrix} A_{m11} & A_{m12} \\ A_{m21} & A_{m22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + B_m r - Ax - \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \end{bmatrix} + \varepsilon \right] \end{aligned} \quad (18)$$

여기서

$$\begin{aligned} x_1 : & [x, y, \phi, \theta, \psi, \dot{x}, \dot{y}, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}] \\ x_2 : & [\theta, A_1, B_1] \end{aligned}$$

정지비행제어의 경우 기준입력  $r$  은 0이고  $\varepsilon$  은 매우 작은 값이라고 가정할 때, 식(18)을 정리하면

$$\dot{e} = A_m e + \begin{bmatrix} A_{m11}x_1 + A_{m12}x_2 \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} f_1 \\ 0 \end{bmatrix} - Ax + \varepsilon \quad (19)$$

이고, 우변의 2번째와 3번째 항 때문에 오차 동역학의 수렴은 보장 할 수 없다. 그러므로 기준모델을 축소,  $B$  를 바꿔서 오차벡터가 수렴하도록 한다.

식(5)로 부터 모형헬리콥터를 다음과 같이 표현하면

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} &= Ax + f + \begin{bmatrix} 0 \\ B_3 \end{bmatrix} u + h + d \\ &= \begin{bmatrix} \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} x_1 + f_1(x_1) + \begin{bmatrix} A_{13} \\ A_{23} \end{bmatrix} x_2 \\ A_{33}x_2 + B_3u \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} h_1 + d_1 \\ h_2 + d_2 \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} f_1'(x_1) + \bar{B}x_2 \\ f_2'(x_2) + B_3u \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} h_1 + d_1 \\ h_2 + d_2 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (20)$$

$$\begin{aligned} \text{여기서 } f_1'(x_1) &= f_1(x_1) + \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} x_1 \\ &= \begin{bmatrix} 0 \\ f_a(x_1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & I \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} x_1 \\ f_2'(x_1) &= A_{33}x_2 \\ \bar{B} &= \begin{bmatrix} A_{13} \\ A_{23} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ A_{23} \end{bmatrix} \end{aligned}$$

제어하고자 하는 주요 상태변수인  $x_1$  에 대하여 식(7)의 기준모델을 설정할 때 오차 벡터를 식(21)과 같이 정의한다.

$$e = x_m - x_1 \quad (21)$$

식(7), (20), (21) 로 부터 오차 동역학 식은

$$\dot{e} = A_m e + [A_m x_1 + B_m r - f_1'(x_1) - \bar{B}x_2 + h_1 + d_1] \quad (22)$$

이다.

식(22)의 우변 2번째 항을 0으로 만드는  $x_2$  를 근사해로서 구하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} x_2 &= \bar{B}^+ [A_m x_1 + B_m r - f_1'(x_1) - h_1(t) - d_1(t)] \\ &\approx \bar{B}^+ [A_m x_1 + B_m r - f_1'(x_1) - h_1(t-L) - d_1(t-L)] \end{aligned} \quad (23)$$

이것을 식(22)에 대입하면

$$\begin{aligned} \dot{e} &= A_m e \\ &+ [I - \bar{B}\bar{B}^+][A_m x_1 + B_m r - f_1'(x_1) + \varepsilon] \\ \left( \bar{B}\bar{B}^+ = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix}, I - \bar{B}\bar{B}^+ = \begin{bmatrix} I & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \right) \\ &= A_m e \\ &+ \begin{bmatrix} I & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} [A_m x_1 + B_m r - \begin{bmatrix} 0 \\ f_a \end{bmatrix}] - \begin{bmatrix} 0 & I \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} x_1 + \varepsilon \end{aligned} \quad (24)$$

기준입력은 0 이므로  $A_{m11} = 0$ ,  $A_{m12} = I$  이면 오차 동역학은  $\dot{e} \approx A_m e$  가 된다.

한편 식(20)에서  $x_2$  역시 동역학을 가지지만 서보모터 상태변수로서 비교적 속도가 빠르므로 동역학을 무시하고  $x_2 \approx k u$  의 관계로 가정한다.

$$u = \frac{\bar{B}^+}{k} [A_m x_1 + B_m r - f_1' - h_1(t-L) - d_1(t-L)] \quad (25)$$

여기서 시간지연 추정치인  $h_1(t-L) + d_1(t-L)$  은 서보모터의 상태변수  $x_2$  값을 알기 어려우므로, 대신  $u$  를 대입하여

$$h_1(t-L) + d_1(t-L) \approx \dot{x}_1(t-L) - \bar{B} u(t-L) \quad (26)$$

식(26) 과 같이 추정한다. 식(25) 에 대입하면

$$u \approx \frac{\bar{B}^+}{k} [A_m x_1 + B_m r - f_1'(x_1) - \dot{x}_1(t-L) + f_1(x_1(t-L)) + Bu(t-L)] \quad (26)$$

기준모델  $A_m$  은 다음과 같은 조건들을 고려하여 선정한다.

1) 오차동역학이 수렴하기 위한 조건으로  $A_{m11} = 0$ ,  $A_{m12} = I$  를 만족해야 한다.

2) 식(5) 에서 각각의 제어 입력을 가장 큰 영향을 미치는 상태변수들에 대하여 다른 상태변수들을 무시하면 decoupling 된 식(27) 로 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} y \\ \dot{y} \\ \phi \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} &= A_1(4 \times 4) \begin{bmatrix} y \\ \dot{y} \\ \phi \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} + B_1 u_{A_1} \\ \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x \\ \dot{x} \\ \theta \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} &= A_2(4 \times 4) \begin{bmatrix} x \\ \dot{x} \\ \theta \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} + B_2 u_{B_1} \\ \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \psi \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} &= A_3(4 \times 4) \begin{bmatrix} \psi \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + B_3 u_{\theta} \end{aligned} \quad (27)$$

각각은 상태변수 되먹임을 통해 고유치를 정하는 방식으로 페루프 모델을 정한다. 그 후 이 모델들로부터  $A_{m21}$ ,  $A_{m22}$  를 얻는다.

모형 헬리콥터 모델로 부터 고유치가 헬리콥터 동역학의 경우 -1 근처이므로 원하는 페루프의 고유치 값을 비슷한 -1, -2, -2.5, -3 으로  $A_1, A_2$  에 대해 설정한다.

$A_3$  는 임계감쇠로서  $\omega_n = 8 \text{ rad/s}$  ( $=1.27 \text{ Hz}$ ) 로 정하면 식(29)의 페루프 시스템 행렬은

$$A_{f1} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ -25.8 & -8.4 & -1.5 & -3.4 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 9.2 & -0.17 & -0.035 & -0.085 \end{bmatrix}$$

$$A_{f2} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ -26.0 & -8.37 & 1.53 & 3.47 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -8.67 & 0.36 & -0.07 & -0.13 \end{bmatrix}$$

$$A_{f3} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -64 & -16 \end{bmatrix}$$

이로부터  $A_{m21}$ ,  $A_{m22}$  는 다음과 같다.

$$A_{m21} = \begin{bmatrix} -0.07 & 0 & 0 & -8.67 & 0 \\ 0 & -0.035 & 9.2131 & 0 & 0 \\ 0 & -1.5 & -25.8 & 0 & 0 \\ 1.53 & 0 & 0 & -26.0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -64 \end{bmatrix}$$

$$A_{m22} = \begin{bmatrix} -0.13 & 0 & 0 & 0.36 & 0 \\ 0 & -0.09 & -0.18 & 0 & 0 \\ 0 & -3.4 & -8.4 & 0 & 0 \\ 3.47 & 0 & 0 & -8.37 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -16 \end{bmatrix}$$

#### 4. 모의 실험

선정된 기준모델의 대해 초기값에 대한 과도 응답은 그림 3. 과 같다.

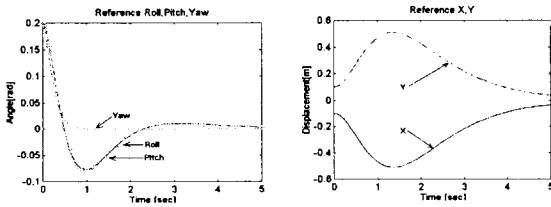


그림 3. 기준모델의 초기치 과도 응답  
Fig. 3. Transient Response of Reference Model

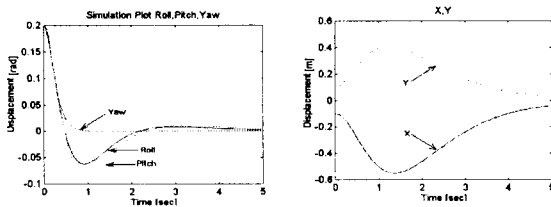
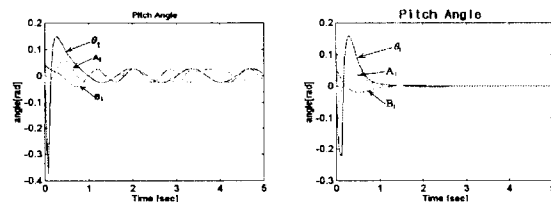


그림 4. 모형헬리콥터의 초기치 과도 응답  
Fig. 4. Transient Response of the Model Helicopter



$\omega = 6.3 \text{ rad/s}$                        $\omega = 26.3 \text{ rad/s}$

그림 5. 서보피치각의 응답  
Fig. 5. Response of the Pitch Angle

기준모델에 대한 페루프 과도 응답은 그림 4. 처럼 기준모델을 잘 추종한다. 그러나 기준모델 설정시에 모델링

에서 제외되었던 서보모터 상태변수가 시뮬레이션 결과 많이 진동함을 알 수 있다(그림 5 좌측). 만약 서보가 더 빠르다면 그림 5의 우측과 같이 진동이 감소함을 알 수 있다.

외란에 대해 페루프의 반응은 그림 6. 처럼 거의 영향을 받지 않는다.

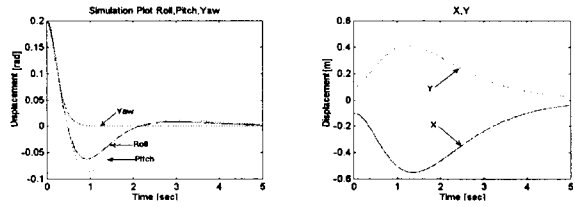


그림 6. rolling( $\phi$ )에 외란 첨가(0.3 Nm)

Fig. 6. Response of the Helicopter under disturbances  
파라미터 변화 대해서도 그림 7. 처럼 영향을 받지 않음을 알 수 있다.

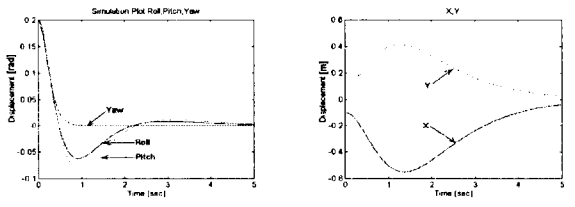


그림 7.  $A_{22}, A_{23}$  변수의 변화(10%)에 대한 반응

Fig. 7. Response with parameter variation

#### 5. 결론.

기준모델의 고유치를 플랜트가 추종할 수 있도록 실제 플랜트를 고려하여 설정하였다. 시뮬레이션 결과 TDC는 원하는 응답을 갖는 기준모델을 설정함으로써 제어를 쉽게 구성할 수 있었고 파라미터 변화와 외란에도 거의 영향을 받지 않는 견실성을 보여주었다.

#### 참고 문헌

- [1] Prouty, R. W., Helicopter Aerodynamics, PJS Publications, 1985
- [2] Youcef-Toumi, K. and Ito, O. "A Time Delay Controller for Systems With Unknown Dynamics" ASME Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control, Vol. 112, March, 1990, pp 133-142
- [3] 심현철, "모형헬리콥터의 정지비행제어기 설계에 관한 연구", 서울대학교 공학석사 학위 논문
- [4] 이정완, 장평훈, 김승호, "TDC를 이용한 서보모터 강인 제어 및 관측기/제어기 안정화에 관한 연구", 춘계계회학회, 1992