

상부공격 지능탄의 회전각 적응제어 기법 연구

A Study on the Adaptive Roll Control Scheme for the Top Attack Smart Projectile

홍종태* 정수경* 최상경*
 Hong, Jong-Tai Chung Soo-Kyung Choi Sang-Kyung

ABSTRACT

An Adaptive Positive Position Feedback method is presented for controlling the roll of the supersonic smart projectile. The proposed strategy combines the attractive attributes of Positive Position Feedback(PPF) of Goh and Caughey, and Lyapunov stability theorem. The parameters of Adaptive-PPF controller are adjusted in an adaptive manner in order to follow the performance of an optimal reference model. In this way, optimal damping and zero steady-state errors can be achieved even in the presence of uncertain or changing plant parameters.

The performance obtained with the Adaptive-PPF algorithm is compared with conventional PPF control algorithm. The results obtained emphasize the potential of Adaptive-PPF algorithm as an efficient means for controlling plants such as supersonic flight systems with uncertainties in real time.

주요기술용어 : Adaptive Roll Control(적응회전제어), Smart Projectile(지능탄), MMW(밀리미터 파), Explosively Formed Penetrator(폭발성형관통자)

1. 서론

전차포용 상부 공격지능탄은 장갑표적을 탄두가 직접 타격하지 않고 2종류의 MMW센서를 부착하여 발사후에 획득되는 각종센서의 정보를 이용, 표적의 위치를 감지하고 주 컴퓨터의 명령에 따라 탄두의 회전각(roll angle)을 제어하여 표적상부에 EFP자탄을 발사하는 Fire & Forget형 탄약이다. 일반적으로 미사일 등 비행체의 비행 및 각도제어는 6자유도 운동방정식을 적용하고, 조향날개 또는 비행체 측면에 부착

된 추력기를 작동하여 요구되는 비행특성을 획득한다. 그러나 전차포용 지능탄은 초고속(mach 3~4)이며, 발사시 30,000G 수준의 관성력을 받게되고 수초 이내의 짧은 비행시간내에 표적탐지, 회전각 제어, 자탄 발사가 이루어져야 하기 때문에 날개안정식 탄체의 전방부에 EFP자탄을 적재하여 하방으로 발사될 수 있도록 어떠한 내·외부 외란 또는 비행상태에서도 지시된 각도로 제어토록 요구되고 있다.

이러한 극심한 조건에도 불구하고 운용 요구되는 지능탄의 장점은 사격후 바로 이동할 수 있고, 이동간 사격이 가능하며, 직접 명중 시킬 필요가 없고 표

* 국방과학연구소

적상부를 공격하므로 엄폐된 표적은 물론 은폐된 것으로 의심되는 표적을 공격할 수 있는 점이다. 또한 전투사거리는 2~3km 연장될 수 있으며 방어작전시에는 초탄명중을 위하여 적전차가 2km 부근에 접근할때까지 기다릴 필요가 없고, 공격시에도 원거리에서 이동간 사격이 가능하다.

불확실한 내·외부 상태변화와 교란에도 불구하고 요구되는 제어조건을 획득할 수 있는 방안으로 적응제어 기법이 활발히 연구되고 있으나, 일반적으로 회전체의 구동제어는 PID등 재래식 제어기법이 가장 많이 사용되고 있으며, 목적에 따라 관측기 적용 또는 최적제어 기법이 사용되고 있다. 본 연구에서는 요구되는 회전각 제어의 특수성을 고려하여 어떠한 상황에서도 표준모델의 응답을 따르는 MRAC형 Adaptive-PPF 기법을 제안한다.

2. 탄두회전 제어장치

2.1 구조특성 및 작동개념

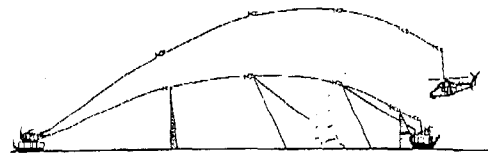
제어장치의 관점에서 지능탄의 구조를 세부적으로 구분하면 날개결합체, 구동장치부 및 살상기구와 센서가 조립되어 있는 전방탄두부로 분류할 수 있다.

날개안정식 탄두의 회전은 제조상의 공차보정, 공진주파수 회피등을 위해 최소의 회전이 부가되도록 날개에 경사면을 줌으로서 유도하고 있으나, 상부공격탄의 개념상 MMW센서와 Rate센서가 기준점을 설정하기 위해서는 최단시간에 요구되는 회전율로 회전해야만 표적과 살상기구의 위치를 감지할 수 있다. 센서의 기준점(MMW센서로 지면과 하늘의 차이 구분)설정이 종료되면 구동장치부의 탄두회전시 clutch 또는 BLDC모터를 이용하여, 날개결합체와 전방탄두부가 동시에 회전하는 상태에서 날개결합체는 회전하나, 전방탄두부는 정지토록하여 기준점(수직축)으

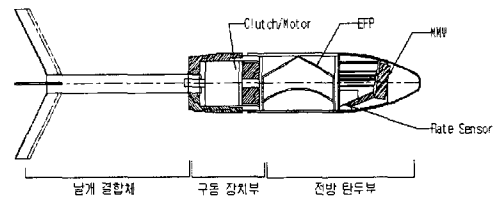
로 제어한 후 자탄(EFP)발사 명령을 위해 요구되는 각도로 전방탄두부의 roll각을 제어하는 개념이다.

구동장치부는 clutch/DC모터를 이용하여 전방탄두부와 날개결합체 운동을 제어하는 방법과 날개결합체는 BLDC모터 자체의 rotor역할을 하고, 전방탄두부를 stator역할을 하도록 하는 방법이 고안되고 있다. 이 때 날개결합체는 계속 회전하면서 전방탄두부를 정지시키는 개념은 BLDC모터로 날개의 회전방향과 같은방향의 토크를 부가함으로써, 전방탄두부가 그 반작용의 토크로서 정지하는 개념이다. 따라서 구동장치부의 역할은 크게 3단계로 나누어 진다.

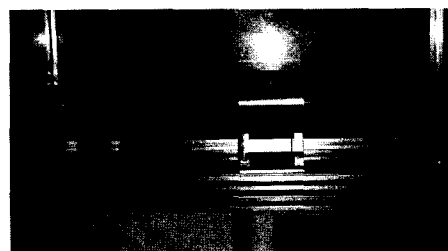
- (1) de-spin
- (2) vertical orientation
- (3) terminal pointing



(그림 1) 상부공격 지능탄 개념도



(그림 2) 상부공격 지능탄 개략도



(그림 3) 회전구동 제어 실험장치

2.2 시스템 모델링

날개가 부착된 비행체의 탄도에 따른 회전각 변화 방정식[1]은

$$\ddot{\phi} + K_1 V \dot{\phi} - K_2 V^2 = 0 \quad (1)$$

로 표현되며, 여기서

$$K_1 = \frac{\rho d^2 S C_{l\dot{\phi}}}{2I_x} \quad (2)$$

$$K_2 = \frac{\rho S d \delta C_{l\delta}}{2I_x} \quad (3)$$

δ : 날개 경사각

$C_{l\dot{\phi}}$: 회전계수의 날개 감쇄

$C_{l\delta}$: 회전계수의 날개 양력

(1) 식의 해에서 비행체의 회전운동을 예측할 수 있는 아래와 같은 상태값들을 구할 수 있다.

- i) 정상상태 회전을 혹은 최대 회전을
- ii) 시간에 대한 회전을
- iii) 최대회전에 도달하는 시간
- iv) 시간에 대한 회전각

또한 6자유도 방정식중 회전각을 제어하는 회전 동력학[2]은 다음과 같다.

$$\dot{P} = \frac{1}{I_x} (L + L_T) \quad (4)$$

$$L = \bar{q} S d [C_l + C_{lp} P (d/V)] \quad (5)$$

L_T = 추력 모우먼트

L = 공기역학적 모우먼트

\bar{q} = 동압

d = 기준길이

S = 기준면적

V = 지능탄 속도

추력이나 공기역학적인 모우먼트로 회전각을 조절하지 않고, 직류전동기에 의한 직접 구동이므로 날개결합체(rear projectile)에 대한 부하방정식은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$J_r \ddot{\Phi} = T_e + T_d + T_b + T_f \quad (6)$$

$$T_e = K_t i$$

$$T_d = \bar{q} s d^2 C_{lp} \frac{P}{V}$$

$$T_b = \bar{q} s d C_l \quad \text{여기서,}$$

J_r : 날개결합체의 회전 관성모우먼트

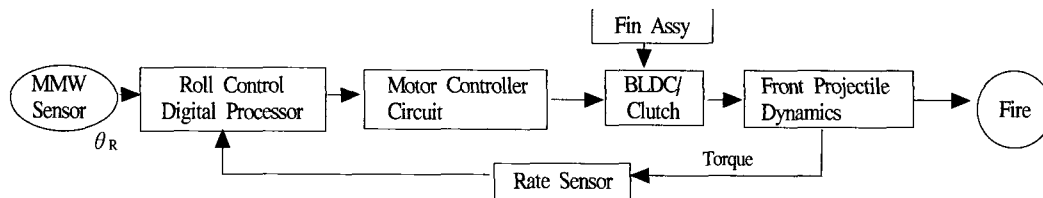
T_e : 직류전동기 모터에 의한 토크

T_d : 공력학적인 감쇄 토크

T_b : 날개 cant에 의한 공력학적인 토크

T_f : 마찰 토크

전방탄두부의 구동제어를 고려할 때 직류전동기, 구동연결기 및 부하등에 대한 모델링[3]에 따른 부하 방정식은 다음과 같이 표현할 수 있다.



(그림 4) 탄두 회전제어 구성도

$$T_M(t) = K_e \dot{\theta}(t)$$

$$J_e \frac{d^2 \theta(t)}{dt^2} = T_M(t) - \beta_e \frac{d\theta(t)}{dt} - K_e \theta(t) \quad (7)$$

J_e : 등가 관성모우멘트

β_e : 등가 감쇄계수

K_e : 등가 공기하중 스프링 강성도

S 영역에서

$$J_e s^2 \theta(s) + \beta_e s \theta(s) + K_e \theta(s) = T(s) \quad (8)$$

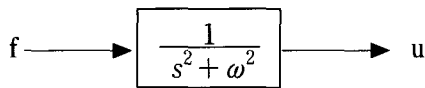
$$\frac{\theta(s)}{T(s)} = \frac{1}{J_e s^2 + \beta_e s + K_e} \quad (9)$$

일반적인 제어 법칙을 위해

$$\omega^2 = \frac{K_e}{J_e}, \frac{T(s)}{J_e} = f, \theta = u$$

감쇠항을 제거하면 구동 플랜트는 다음과 같이 변환될 수 있다.

$$\ddot{u} + \omega^2 u = f$$



3. 적응제어 기법

최근 동적시스템을 효과적으로 제어하기 위한 방안으로 많은 종류의 적응제어 알고리즘이 개발되고 있다. 이러한 방법들의 목적은 동역학 모델의 부정확성, 구조변수의 변화 및 플랜트에 작용하는 비정적인 교란 등으로부터 발생하는 문제점을 해결하는데 있다. 요구되는 제어 성능목표를 충족시키기에는 고정된 이득(gain)은 완전히 부적절한 상태가 될 수 있으므로 이러한 문제점들에 대해 적절히 적응할 수 있

는 방안이 요구된다. 본 논문에서는 기준모델을 이용하는 Adaptive-PPF 제어가 설계되었다. Adaptive-PPF는 안정되고 감쇄된 성능을 획득하는데 위치신호(position signal)만을 사용하며 그러한 성능은 1차계의 필터를 통해 위치신호를 양(positively)으로 귀환시켜 제어기의 이득을 변화시킴으로서 얻어진다.

3.1 PPF의 개념

PPF방법의 기본개념은 그림.5를 상고하면 확실히 이해될 수 있다. 감쇠되지 않은 플랜트를 제어하는 제어기는 시정수 τ 를 갖는 1차계 필터를 통해 처리된 신호 U를 양으로 귀환시켜 이용한다. 필터출력 Y는 요구되는 위치 U_R 과 합하여지고 통합된 신호는 이득 K에 의해 증폭된다. 이 이득은 Goh 및 Caughy's[5]와 유사한 형태의 $\gamma \omega^2$ 로 선정되었다. 여기서 ω 는 플랜트의 고유진동수와 같으며 증폭된 신호 f 즉 제어기 출력은 플랜트 제어를 위해 인가 된다.

수학적으로 플랜트와 제어기의 관계는 다음과 같이 표현된다.

$$\text{Plant: } \ddot{U} + \omega^2 U = f$$

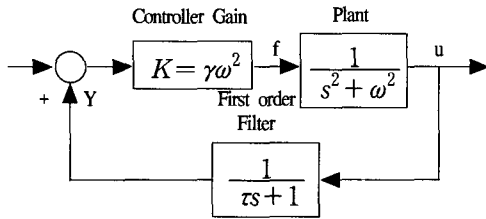
$$= \gamma \omega^2 (Y + U_R) \quad (10)$$

$$\text{Filter: } \tau \dot{Y} + Y = U \quad (11)$$

상기된 시스템의 폐루프 전달함수는 다음과 같다.

$$\frac{U}{U_R} = \frac{\gamma \omega^2 (\tau s + 1)}{[\tau s^3 + s^2 + \tau \omega^2 s + \omega^2 (1 - \gamma)]} \quad (12)$$

여기서 s는 라플라스 연산자이다. Routh's 안정성 판정법을 적용하면 시스템은 $0 \leq \gamma \leq 1$ 및 $\tau \geq 0$ 인 경우 점진적으로 안정됨을 알 수 있다. 따라서, 감쇠되지 않은 시스템에 대하여 속도신호의 귀환없이 단순한 1차계 필터를 통한 위치신호 만으로 안정된 제어특



(그림 5) 페루프 전달함수

성을 얻을수 있다. 이러한점은 PPF 알고리즘의 기본적인 전제조건이다. 개념적으로 이 알고리즘이 선호되는 안정적 성능을 보유하는 이유는 음(negative)으로 귀환되는 적분제어기와 유사한 효과를 갖기 때문이다.여기서 주지할 사항은 1차계 필터를 통한 양의 신호 대신 음의 신호가 공급될 때 시스템은 언제나 불안정하게 된다는 점이다.

3.2 PPF의 변수

3.2.1 Controller gain(\gamma)

이 제어 알고리즘을 실행하려면 2개의 설계변수 즉 \tau와 \gamma를 선정해야 한다. 그러나 final value theorem를 적용하여, 식(10),(11)에서 알수 있는바와 같이 steadystate error를 제거하기 위해서는 \gamma = 0.5로 고정되어야 하며 필터의 시정수 \tau만 선정되어야 한다.

3.2.2 필터 시정수 (\tau)

시정수 \tau의 최적치를 구하기위해 식(12)의 분자,분모를 \tau \omega^2로 나누면 다음과 같은 식을 얻게된다.

$$\frac{U}{U_R} = \frac{\gamma\alpha\left(\frac{s}{\alpha} + 1\right)}{\left[s^3 + \alpha s^2 + s + (1 - \gamma)\alpha \right]} \quad (13)$$

여기서 \alpha = 1/\tau\omega 이며, s = \frac{s}{\omega}이다. 상기 시스템은 아래와같은 특성방정식을 갖는다.

$$\left[s^3 + \alpha s^2 + s + (1 - \gamma)\alpha \right] = 0 \quad (14)$$

\gamma = 0.5 및 0 < \alpha < \infty에대한 근의 궤적은 그림.6과 같으며 시스템의 최대 감쇠비(damping ratio) \zeta는 \alpha = 1.18 일 때 20.07 % 이다.

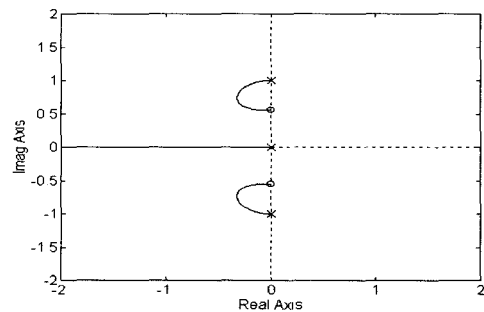
이 최적치는 Fanson 및 Caughey[6]가 2차계 필터를 이용하여 실험적으로 얻은 결과와 유사하다.

종합적으로, Goh 및 Caughey의 2차계 필터를 사용하는 PPF방법을 1차계 필터를 이용하면 설계를 단순화하면서도 제어기의 감쇠비 손실이 없음을 알 수 있다.

3.3 Adaptive-PPF

3.3.1 설계변수의 적응변화

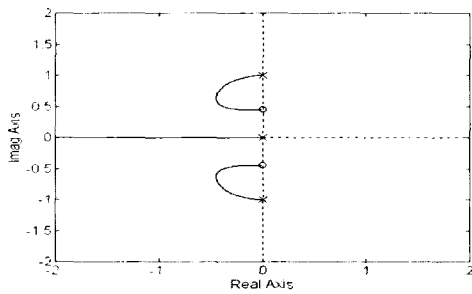
플랜트의 제어에 PPF방법을 효과적으로 사용하기 위해서는 이방법이 갖고있는 고유의 특성을 연구할 필요가 있다. 그러한 특성은 특성방정식(14)에서 \alpha가 0에서 \infty까지 변할 때 이득 \gamma가 변할 때의 근의 궤적을 살펴봄으로서 알 수 있다. \gamma 값이 안정성 한계(\gamma \le 1) 이내에서 0.5 이상으로 변할 때 근의 궤적 형상이 급격하게 변하게 된다.



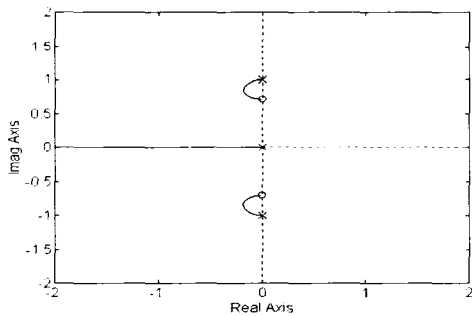
(그림 6) \gamma = 0.5, 0 < \alpha < \infty 일 때 궤적

더욱 중요한점은 근의궤적에서 브랜치가 s plane의

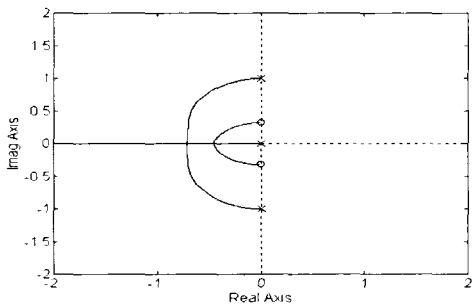
실측으로 수렴하고 있는점이며 이는 폐루프에 대하여 높은 감쇠비를 획득할 수 있음을 보여준다. 또한 어떤 γ 값에 대하여 최대감쇠가 이루어지는 최적 α 값이 있다는 것을 의미한다. γ 값을 0.5로 고정하는 것이 zero steady-state error를 보장한다고 전술한바와 같이 $\alpha = 1.18$ 일 때 최대 감쇠비는 0.207 이다. γ 값이 0.9 일때에는 $\alpha = 1.768$ 이되며 감쇠비는 1.0 이된다.



(그림 7) $\gamma = 0.7, 0 < \alpha < \infty$ 일 때 궤적

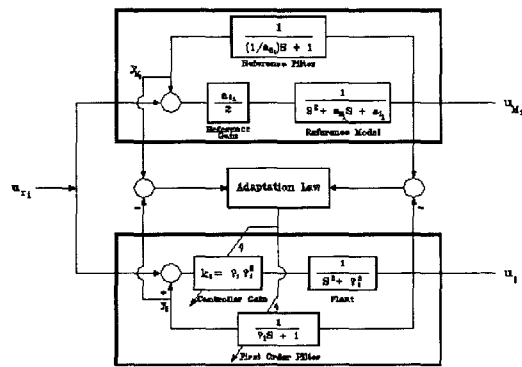


(그림 8) $\gamma = 0.8, 0 < \alpha < \infty$ 일 때 궤적



(그림 9) $\gamma = 0.9, 0 < \alpha < \infty$ 일 때 궤적

이러한 감쇠비의 급격한 증가는 steady-state error, $(1 - U/U_R) = 1 - 1/(1/\gamma - 1)$ 가 800%로 증가하는 비용을 독특히 치루어야 한다. 그러므로 0.207이상의 감쇠비를 얻기 위해서는 steady state error와 타협할 수밖에 없음을 알 수 있다. 이경우는 두변수 γ 와 α 가 전체 제어과정을 통해 각각 0.5와 1.18이 아닌 값으로 유지될 경우이다. 여기에서 변수 γ 와 α 를 적응변화의 방법으로 조절하면 높은 감쇠비와 zero steady-state error의 특성이 조합되어 효과적인 제어가 이루어질 수 있음을 알 수 있다. 특징적으로 제어공정을 가능한 한 최대의 감쇠비(γ 의 최대치)로 제어공정을 시작하여 제어공정이 종료되는 단계에서 γ 가 0.5 가까이 근접하게 될 경우 zero steady state error로 도달할 것을 예측할 수 있다. 전체 제어과정에서 이득 γ 와 변수 α 는 최대감쇠가 얻어지도록 조절된다. 구조체의 변수는 시간에 따라 불변이지만 변수 γ 와 α 가 시간에 따라 변하기 때문에 좋은 transient 응답이 획득된다. 요구되는 time response는 요구되는 기준값을 선택하고 시스템은 기준모델의 응답과의 오차가 최소화되도록 제어기를 조절함으로써 얻어진다. 기준모델과 플랜트의 상호관계는 그림10의 블록 선도에서 보여주고 있다. 제어기 변수 γ 와 α (또는 τ)의 적응변화 법칙은 다음절에서 유도되어진다.



(그림 10) 기준모델과 플랜트의 블록선도

3.3.2 적응제어 법칙

수학적으로 동적시스템과 기준모델은 다음식으로 표현된다.

i) 동적시스템

Plant :

$$\ddot{U}_p + \omega_n^2 U_p = \gamma \omega_n^2 (Y_p + U_{Ri}) \quad (15)$$

$$\text{Filter} : \tau \dot{Y}_p + Y_p = U_p \quad (16)$$

ii) 기준시스템

$$\begin{aligned} \text{기준모델} : \ddot{U}_m - a_2 \dot{U}_m - a_1 u_m \\ = - \frac{a_1}{2(Y_m + U_{Ri})} \end{aligned} \quad (17)$$

$$\text{기준 Filter} : \dot{Y}_m + a_3 Y_m = a_3 U_m \quad (18)$$

식(17)에 기술된 기준모델은 안정성과 정상상태 오차(즉 0.5)가 없이 보장되도록 이득이 선정되어 있다. 상태 벡터 X_p 와 X_m 을 $X_p = [U_p \dot{U}_p Y_p]^T$ 와 $X_m = [U_m \dot{U}_m Y_m]^T$ 로 정의하면 Plant와 기준시스템은 다음과 같이 표현된다.

$$\text{Plant 시스템} : \dot{X}_p = A_p X_p + B_p U_{Ri} \quad (19)$$

$$\text{기준시스템} : \dot{X}_m = A_m X_m + B_m U_{Ri} \quad (20)$$

여기서

$$A_p = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -\omega^2 & 0 & \gamma\omega^2 \\ \frac{1}{\gamma} & 0 & -\frac{1}{\gamma} \end{bmatrix} \quad B_p = \begin{bmatrix} 0 \\ \gamma\omega^2 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$A_m = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ a_1 & a_2 & -0.5a_1 \\ a_3 & 0 & -a_3 \end{bmatrix} \quad B_m = \begin{bmatrix} 0 \\ -0.5a_1 \\ 0 \end{bmatrix}$$

기준모델의 행렬 A_m 과 B_m 은 세 개의 계수 a_1, a_2, a_3 의 함으로 구성되어 진다.

오차 벡터 e 와 그의 미분을 \dot{e} 를 다음과 같이 정의

한다,

$$e = X_m - X_p, \dot{e} = \dot{X}_m - \dot{X}_p \quad (22)$$

식 (20)에서 식(19)을 빼면

$$\begin{aligned} \dot{e} &= A_m e + (A_m - A_p)X_p + (B_m - B_p)U_{Ri} \\ &= A_m e + \bar{f} \end{aligned} \quad (23)$$

여기서,

$$\bar{f} = (A_m - A_p)X_p + (B_m - B_p)U_{Ri} \quad (24)$$

$$A_m - A_p = \bar{\phi}, B_m - B_p = \bar{\psi} \quad (25)$$

$$\dot{e} = A_m e + [\bar{\phi}, \bar{\psi}] \begin{bmatrix} X_p \\ U \end{bmatrix} \quad (26)$$

적용법칙을 계산하기 위해서 Lyapunov 함수를 다음과 같이 정의한다.

$$V = e^T P e + h(\bar{\phi}, \bar{\psi}) > 0 \quad (27)$$

여기서

$$h(\bar{\phi}, \bar{\psi}) = \sum_{i=1}^n \bar{\phi}_i^T \bar{\phi}_i + \sum_{i=1}^m \bar{\psi}_i^T \bar{\psi}_i \quad (28)$$

안정한 적응제어를 위해서 \dot{V} 는 음이여야 한다.[7]

$$\dot{V} = e^T P \dot{e} + e^T P \dot{e} + \dot{h} < 0 \quad (29)$$

식 (23)에서 \dot{e} 를 빼면 다음과 같다.

$$\dot{V} = e^T [A_m^T P + P A_m] e + 2e^T P \bar{f} + \dot{h} \quad (30)$$

안정한 적응제어 ($\dot{V} < 0$)를 가지기 위해서는 아래의 두 조건을 만족해야 한다.

$$i) 2e^T P \bar{f} + \dot{h} = 0 \quad (31)$$

ii) 아래의 Lyapunov 방정식을 만족하는 안정한 기준모델 선택

$$A_m^T + PA_m = -Q \quad (32)$$

여기서 Q는 명확한 양의 행렬이다. 따라서 식 (30)은 다음과 같다.

$$\dot{V} = -e^T Q e \quad (33)$$

식 (31)는 Lyapunov안정성 이론[7]이 만족되도록 γ 과 τ 을 변화시키는 필요적응법칙을 준다. 다음과 같은 기준시스템의 특성방정식을 고려함으로써 적응법칙을 결정할 수 있다.

$$s^3 - (a_2 - a_3)s^2 + [-a_2a_3 - a_1]s + [-0.5a_1a_3] = 0 \quad (34)$$

만약 시스템이 최적 ITAE(Integral of Time multiplied by Absolute Error) 3계 시스템과 같은 거동을 하는 것이 바람직하다면, 다음과 같은 특성방정식[8]을 가져야 한다.

$$s^3 + 1.75\omega_o s^2 + 2.15\omega_o^2 s + \omega_o^3 = 0 \quad (35)$$

식 (34), (35)의 두 특성방정식의 계수를 비교함으로써 a_1, a_2, a_3 를 구할 수 있다.

매개변수 오차행렬은 아래와 같다.

$$\begin{aligned} \bar{\phi} &= A_m - A_p \\ &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ a_1 + \omega^2 & a_2 & -(0.5a_2 + \gamma\omega^2) \\ (a_3 - \frac{1}{\tau}) & 0 & -(a_3 - \frac{1}{\tau}) \end{bmatrix} \\ \bar{\psi} &= B_m - B_p = \begin{bmatrix} 0 \\ -(0.5a_1 + \gamma\omega^2) \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (36)$$

식 (28)을 사용해서 h를 다시 정리하면

$$h = \sum_{i=1}^3 \bar{\phi}_i^T \phi_i \sum_{j=1}^3 \bar{\psi}_j^T \psi_j$$

$$\begin{aligned} &= (a_1 + \omega^2)^2 + 2(a_3 - \frac{1}{\tau})^2 + a_2^2 \\ &\quad + (0.5a_1 + \gamma\omega^2) \end{aligned} \quad (37)$$

식 (37)를 시간에 대해 미분을 하면

$$\begin{aligned} \dot{h} &= 4(a_3 - \frac{1}{\tau}) \frac{\dot{\tau}}{\tau^2} \\ &\quad + 4(0.5a_1 + \gamma\omega^2) \omega^2 \dot{\gamma} \end{aligned} \quad (38)$$

오차벡터 e를 다음과 같이 정의하면

$$\begin{aligned} e &= X_m - X_p \\ &= \begin{bmatrix} X_{1m} \\ X_{2m} \\ Y_m \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} X_{1p} \\ X_{2p} \\ Y_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (39)$$

식 (31)는 다음과 같이 된다.

$$\begin{aligned} &(e_1 p_3 + e_2 p_4 + e_3 p_5) [(a_1 + \omega^2) X_{1p} \\ &\quad + a_2 X_{2p} - (0.5a_1 + \gamma\omega^2)(Y_p + U_R)] \\ &\quad + (e_1 p_3 + e_2 p_5 + e_3 p_6) [(a_3 - \frac{1}{\tau})(X_{1p} - Y_p)] \\ &\quad + 2(a_3 - \frac{1}{\tau}) \frac{\dot{\tau}}{\tau^2} \\ &\quad + 2(0.5a_1 + \gamma\omega^2) \omega^2 \dot{\gamma} = 0 \end{aligned} \quad (40)$$

위 방정식은 아래의 두 적응법칙으로 표시된다.

$$\begin{aligned} \dot{\tau} &= -0.5 \tau^2 (e_1 p_3 + e_2 p_5 + e_3 p_6) (X_{1p} - Y_p) \\ \dot{\gamma} &= -0.5 (e_1 p_2 + e_2 p_4 + e_3 p_5) \times \\ &\quad \left[\frac{(a_1 + \omega^2) X_{1p} + a_2 X_{2p}}{\omega^2 (0.5a_1 + \gamma\omega^2)} \right. \\ &\quad \left. - \frac{(0.5a_1 + \gamma\omega^2)(Y_p + U_R)}{\omega^2 (0.5a_1 + \gamma\omega^2)} \right] \end{aligned} \quad (41)$$

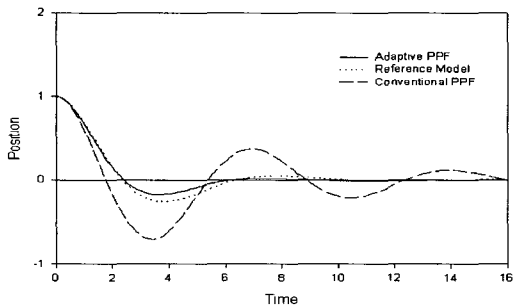
식 (41)은 P 행렬에 종속되고 P 행렬의 원소는 Lyapunov 방정식 (32)의 Q 행렬과 기준모델의 변수 a_1, a_2, a_3 에 연관된다.

3.4 알고리즘의 응용

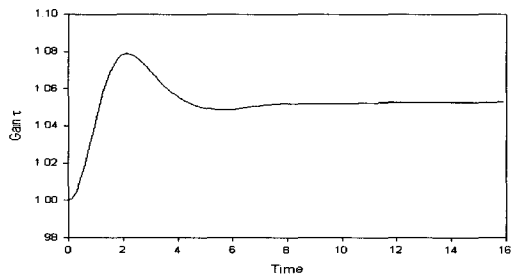
식(41)의 적응법칙에 따라 기준값 $U_R=0$ 및 $U_R=0.5$ 에 대하여 simulation한 결과는 그림 11, 12, 13과 같다. Adaptive PPF의 초기이득은 $\gamma=1.0$, $\tau=1.0$ 으로 하였으며, Conventional PPF는 $\gamma=0.5$, $\alpha=1.18$ 이고, $\omega=1$ 로 선정하였다. 그림 14.에서와 같이 $U_R=0.5$ 일 때 γ 값은 초기치 1.0에서 0.5로 변하고 있음을 볼 수 있다. 표 1. 은 출력값과 기준값에 대한 오차자승의 적분값(Summation of Squared Error : $\int e^2 dt$)의 비교표이다.

[표 1] 출력값 오차 비교

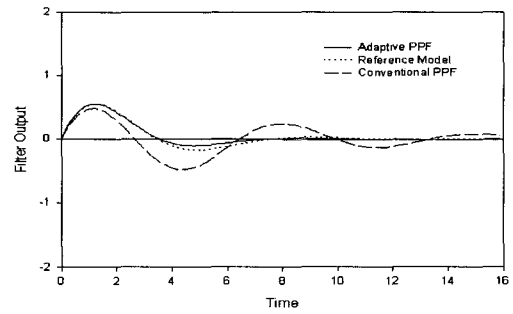
기준값	Conventional-PPF	Reference Model	Adaptive PPF
$U_R=0$	1012.9	560.1	510.9
$U_R=0.5$	474.3	170.1	168.0



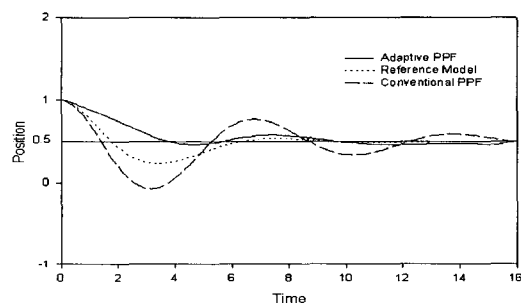
[그림 11] Plant Position output ($U_R=0$)



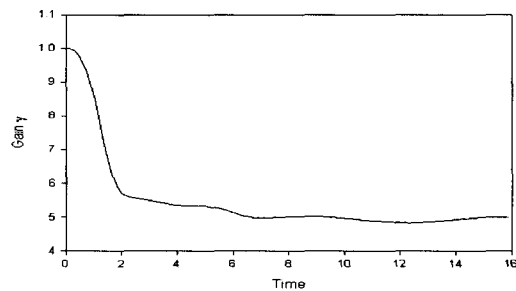
[그림 12] Filter output (Y)



[그림 13] Plant Position output ($U_R=0.5$)



[그림 14] Gain γ



[그림 15] Gain τ

4. 결론

본 논문에서는 Adaptive PPF 기법을 제안하였다. 회전제어 구동장치에 대하여 모델링하고, 알고리즘을 구성하였다. 알고리즘은 과도한 외란에 의한 극심한 제어조건에서도 보장될수 있는 충분한 안정조건 하에 유도하였다. 제안된 알고리즘은 시뮬레이션 응

용에서 성능이 검토된 바와같이 회전제어 시스템의 설계적용은 물론 해당되는 plant의 선정에 따라 진동 제어등 동적시스템의 제어에 유용하게 이용할수 있을것으로 예상된다.

참 고 문 헌

1. Alfred Loeb, "Methods for predicting the Roll of symmetrical missiles." Picatinny Arsenal, Dover N.J. U.S. TM1229, 1963
2. Harald Buschek, "Full Envelope Missile Autopilot Design using gain scheduled Robust Control." Journal of Guidance, Control and Dynamics Vol.22. No 1. Jan.-Feb., 1999.
3. 이상열 외, "집적형 전기식 구동기 개발" 국방과학연구소 MSDC-416-93246 1993.3
4. 이장규외, "자동제어특화연구센터 1단계보고서(서울대학교)국방과학연구소 TEMD-416-971504, 1997.12
5. Goh C.J. and Caughey T.K. "On the Stability Problem Caused By Finite Actuator Dynamics in The Collocated Control of Large Space Structures", Int.J. Control, Vol.41, pp. 787-802, 1985
6. Fanson J.L. and Caughey T.K. "Positive Position Feedback Control For Large Space Structures", AIAA paper Number 87-0902, 1987.
7. Chalam V.V. Adaptive Control Systems Techniques and Application. Marcel Dekker Inc, New York, 1988
8. Ewins, D.J., Modal Testing : Theory and Practice, Research Studies Press Ltd., Letchwoth, England, 1984.