

# 유도무기를 위한 통합된 유도기법에 관한 연구

김 병 수\* 한 형 석 이 장 규  
서울대학교 제어계측공학과

박 성 희 이 재 명 김 삼 수  
국방과학연구소

## A study on integrated guidance scheme for guided weapon system

B.S. Kim H.S. Han J.G. Lee  
Dept. of Control & Instrumentation  
Seoul National University

S.H. Park J.M. Lee S.S. Kim  
The Agency for Defence  
Development

### Abstract

An integrated guidance scheme for guided weapon system is described in this paper. Against conventional guidance methods, this method combines an autopilot and a guidance law. The controller is designed using LQ regulator whose performance index is different from other optimal guidance laws. Since dynamics of the system is considered in the derivation, the controller performance is improved. By simulation, the suggested method shows better performance in minimum distance sense than conventional guidance schemes such as Bang Bang guidance or Pursuit guidance. Since the suggested method provides smooth rudder deflection in contrast to the conventional method, the load on a energy source of the system can be greatly lessened.

을 결정하고, 이를 이용하여 기존 유도 법칙의 정성적 특징을 파악하려는 연구가 이루어졌다[1,4]. 이 방법은 마지막 순간(terminal time)의 빛나간 거리(miss distance)와 유도 명령의 에너지를 동시에 최소화시키도록 하는 유도 명령을 구하는 것을 목적으로 한다. Kim과 Grider는 유도 무기의 동력학을 고려하지 않고 충돌 순간 유도 무기의 자세각을 제한조건으로 하여 시변 이득을 갖는 최적 유도 법칙을 연구하였다[5]. York는 Kim의 연구를 확장하여 유도 무기의 동력학을 1차 시스템으로 가정하고, 이 시스템의 시정수(time constant)에 따른 유도 법칙의 성능을 분석하였다.[6]. Kim 과 York는 등속 운동하는 표적에 대하여 최적 유도 법칙을 연구한 반면, Asher는 일정한 가속도로 회피 기동하는 표적에 대하여 LQ(Linear Quadratic)기법을 이용한 유도 법칙을 연구하였다 [7].

### 1. 서론

유도 무기 시스템(guided weapon system)은 주어진 표적(target)에 명중되는 것을 목적으로, 내부의 추적기(seeker) 또는 외부 장치로부터의 유도 명령(guidance command)에 의해 경로를 결정하는 시스템이다. 유도 명령을 산출하기 위해서는 유도 무기와 표적의 상대적 관계를 기하학적으로 해석하여 각 순간에 적절한 유도 무기의 진행 경로를 계산하는 과정이 요구된다. 실제 유도 무기의 진행경로는 핀(fin)의 변각(deflection angle)에 의하여 결정되므로, 유도 명령에 의해 방향타 편각을 제어하는 자동조종장치(autopilot)가 부착된다. 유도 명령을 계산하기 위하여 유도 무기와 표적을 점 질량(point mass)으로 가정하고, 그 기하학적인 관계를 해석한 후 명중을 위한 운항 방법을 계산한다. 운항 방법의 차이에 따라서 다양한 유도 법칙(guidance law)이 연구되었고, 이들을 이용하여 유도 무기와 표적의 특징에 적합한 방법을 선택하여 적용할 수 있다.

현대적인 제어 이론 즉, 시간 영역에서 비용함수를 최소화 하는 전상태 되먹임 제어(full state feedback control)방식을 유도 법칙에 적용하여 해석적으로 유도 법칙의 이득(gain)

이상의 최적 유도 법칙은 기하학적 관계를 선형시스템으로 표현하여 마지막 순간의 빛나간 거리와 유도명령의 에너지를 최소화하는 비용함수(performance index)로부터 유도 명령을 구하는 것이다[1,2]. 이와 같이 명중을 목적으로 하는 유도 무기의 최적 유도법칙은, 일반적인 조지기(regulator)문제와 달리 마지막 시간에서의 상태변수에만 가중치를 둔다[2]. 따라서 중간경로에서의 유도 무기 운동에 대한 제한 조건은 없다. 그리고, 해석적인 근을 구하기 위하여 대부분의 연구에서 유도 무기의 동력학을 고려하지 않거나 또는 1차 시스템으로 모델링하므로 실제 유도 무기의 동력학을 구체적으로 반영하지 못한다.

본 논문에서는 유도무기의 동력학과 기하학적 관계를 상태 방정식에 포함하여 자동조종장치와 유도장치를 동시에 설계하고 그 결과를 기존의 분리 설계된 유도 무기 시스템과 비교한다. 일반적인 최적유도기법의 유도도와 달리 시스템의 안정화를 위하여 모든 시간에 대하여 상태변수에 가중치를 주는 비용함수를 이용한다. 유도된 상태방정식은 유도무기의 동체좌표계를 기준으로하며 회전운동을 포함하므로 시변(time varying) 시스템이 된다. 이경우의 계산량 증가의 문제를 해결하기 위하여 간략화된 시불변 모델로 이득을 구하고, 간략화에 대한 보상의 방법으로 표적의 속력과 자세각을 추정하여 빛나간 거리(miss distance)를 실제값보다 크게하는 예측유도 알고리즘을 제시한다. 일반적인 최적 유도방법이 유도무기의 자동조종장치와 동력학을 충분히 반영하지 못한 상태방정식을 이용한

반면 동특성이 포함된 상태방정식을 이용한 본 논문의 연구결과는 기존의 방법에 비하여 상대거리 측면에서 성능 향상이 기대된다. 또한 유도 장치와 분리되어 설계되는 자동조종장치 이득을 동시에 구할 수 있으므로 이득 결정에 필요한 부가적인 연구가 불필요하다.

## 2. 통합된 자동조종장치와 유도장치 설계

일반적인 자동조종장치와 유도법칙의 설계 개념을 정리하면 다음과 같다.

□ 자동조종장치 : 주어진 제어 명령을 충실히 따라가는 것을 목적으로 하며, 외란(disturbance) 및 교란(noise)에 대한 견실성을 고려하여 설계한다.

□ 유도 법칙 : 유도무기-목표를 운동 관계에서 얻어지는 센서 입력을 사용하여 명중에 적당한 유도 명령을 계산한다.

유도 법칙과 자동조종장치는 유도무기의 성능에 중요한 역할을 하지만, 각각 분리되어 설계되므로 유도장치를 설계할 때는 유도무기의 동특성은 이상적(ideal)이라고 가정한다. 즉, 유도 기법은 상태방정식에서 유도되어지며 이때의 상태방정식은 이미 설계된 자동조종장치의 간략화된 형태를 포함하거나 고려하지 않는다. 따라서, 설계된 유도기법이 자동조종장치로 수행될 시의 성능은 설계시의 그것과 차이를 나타낼 수 있다. 이 문제의 해결을 위하여 유도기법 유도를 위한 상태방정식에 자동조종장치 구조를 포함시켜 최적의 유도명령과 자동조종장치의 이득값들을 동시에 설계하는 방법을 제시한다

통합된 유도·제어장치 설계를 위하여 유도무기의 동특성과 목표물 운동관계를 상태 방정식으로 나타내고, 적절한 비용함수를 정의하여 최적 제어(optimal control) 이론을 적용한다. 본 논문에서는 유도무기의 동력학을 2차의 전달함수(transfer function)로 모델링하고 상태방정식을 식(2.1)로 정의한다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= [v \ r \ \phi_m]' & (2.1) \\ \ddot{x} &= [a_1]x + [b_1]\delta r \end{aligned}$$

식에서 v와 r은 각각 동체좌표계에 대한 유도무기의 Y축방향 속도와 Z축방향 각속도이고  $\phi_m$ 은 오일러 각을 나타낸다. 일반적으로 유도기법을 유도하기 위한 상태방정식은 발사체의 고정좌표계(fixed coordinate)를 기준으로 하지만 운항시간이 긴 수중 유도무기는 발사체와의 통신이 불가능하며 유도무기의 자세각 변화가 심하므로 동체좌표계에서 유도기법을 개발해야 한다. 동체 좌표계에서의 상태방정식을 구하기 위하여 상태변수  $Y_{r\phi 1}$ 의 2계 도함수를 계산하는 과정은 아래와 같다.

동체 좌표계에 대한 Y축 상대거리  $Y_{r\phi 1}$ 은 고정좌표계에 대한 상대거리와 오일러 각  $\phi_m$ 으로 표시된다.

$$Y_{r\phi 1} = (Y_t - Y_m)\cos(\phi_m) - (X_t - X_m)\sin(\phi_m) \quad (2.2)$$

식에서  $X_t$ ,  $Y_t$ 와  $X_m$ ,  $Y_m$ 은 각각 고정좌표계에 대한 표적과 유도무기의 X, Y 위치를 나타낸다.  $\dot{Y}_{r\phi 1}$ 을 구하기 위해 식(2.2)를 미분하여 계산하면 식(2.3)이 된다.

$$\begin{aligned} \dot{Y}_{r\phi 1} &= (\dot{Y}_t - \dot{Y}_m)\cos(\phi_m) - (Y_t - Y_m)\sin(\phi_m)\dot{\phi}_m \\ &\quad - (\dot{X}_t - \dot{X}_m)\sin(\phi_m) - (X_t - X_m)\cos(\phi_m)\dot{\phi}_m \end{aligned} \quad (2.3)$$

$\ddot{Y}_{r\phi 1}$ 을 구하기 위해 식(2.3)을 미분하면 아래의 식(2.4)가 된다.

$$\begin{aligned} \ddot{Y}_{r\phi 1} &= (\ddot{Y}_t - \ddot{Y}_m)\cos(\phi_m) - (\ddot{X}_t - \ddot{X}_m)\sin(\phi_m) \\ &\quad - 2(\dot{Y}_t - \dot{Y}_m)\sin(\phi_m)\dot{\phi}_m - 2(\dot{X}_t - \dot{X}_m)\cos(\phi_m)\dot{\phi}_m \\ &\quad - (Y_t - Y_m)\cos(\phi_m)\dot{\phi}_m^2 + (X_t - X_m)\sin(\phi_m)\dot{\phi}_m^2 \\ &\quad - (Y_t - Y_m)\sin(\phi_m)\ddot{\phi}_m - (X_t - X_m)\cos(\phi_m)\ddot{\phi}_m \end{aligned} \quad (2.4)$$

식(2.4)를 선형화하기 위하여 다음의 가정을 도입한다.

$$\begin{aligned} \text{가정 1 : } & - (Y_t - Y_m)\cos(\phi_m)\dot{\phi}_m^2 + (X_t - X_m)\sin(\phi_m)\dot{\phi}_m^2 \\ &= -Y_{r\phi 1} \dot{\phi}_m^2 \approx 0 \end{aligned}$$

일반적인 유도무기의 운항상황에서는 각 변화율은 매우 작음(0.2rad/sec이하)이므로 각속도의 제곱은 무시할 수 있다. 또한, 동체 좌표계에 대한 Y축 상대거리  $Y_{r\phi 1}$ 은 시간이 경과함에 따라 0에 가까워 지므로 식(2.4)의 세번째항은 다른 항에 비해 무시된다. 기동(manuever)하지 않는 표적에 대하여 가정1을 이용하여 식(2.4)를 정리하면 아래식(2.5)와 같다.

$$\begin{aligned} \ddot{Y}_{r\phi 1} &\approx - \{ \ddot{X}_m \sin(\phi_m) + \ddot{Y}_m \cos(\phi_m) \} \\ &\quad - 2 \{ (\dot{X}_t - \dot{X}_m) \cos(\phi_m) + (\dot{Y}_t - \dot{Y}_m) \sin(\phi_m) \} \dot{\phi}_m \\ &\quad - \{ (Y_t - Y_m) \sin(\phi_m) + (X_t - X_m) \cos(\phi_m) \} \ddot{\phi}_m \end{aligned} \quad (2.5)$$

식(2.1)의 유도무기 모델과 식(2.5)의 기하학적 관계를 이용하여 유도기법을 유도하기 위한 상태방정식을 구한다. 통합설계를 위한 상태변수는 식(2.6)으로 정의한다.

$$X = [v \ r \ \phi_m \ Y_{r\phi 1} \ \dot{Y}_{r\phi 1}]' \quad (2.6)$$

식(2.5)를 유도무기의 모델과 좌표변환 행렬을 이용하여 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \ddot{X}_5 &= -R_{m2}\cos(\phi_{r\phi 1})a_{21}X_1 \\ &\quad - [V_m + 2(R_{m2}\cos(\phi_{r\phi 1}) - Y_{r\phi 1}\dot{\lambda}) + R_{m2}\cos(\phi_{r\phi 1})a_{22}]X_2 \\ &\quad - R_{m2}\cos(\phi_{r\phi 1})a_{23}X_3 + R_{m2}\cos(\phi_{r\phi 1})b_2\delta r \\ &= c_1X_1 + c_2X_2 + c_3X_3 + c_4\delta r \end{aligned}$$

식에서  $R_{m2}$ 은 유도무기와 표적의 상대거리를 나타낸다. 위의 결과를 이용하여 구한 상태방정식은 식(2.7)과 같다.

$$u = \delta_r : \text{방향타 편각(rudder deflection)} \quad (2.7a)$$

$$\dot{X} = AX + Bu \quad (2.7b)$$

$$A(t) = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & 0 & 0 \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & 0 & 0 \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ c_1 & c_2 & c_3 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.7c)$$

$$B = [ b_1 \quad b_2 \quad b_3 \quad 0 \quad c_4 ]' \quad (2.7d)$$

식에서  $[a_{ij}]$ ,  $[b_i]$  ( $i, j=1, 3$ )은 상태방정식으로 표현한 유도 무기 모델을 나타낸다.

최적제어이론을 주어진 시스템에 적용하기 위하여 적절한 비용함수를 정의하여야한다. 일반적인 최적유도기법의 비용함수와 달리, 주어진 상태방정식 (2.7)은 유도무기의 동력학을 포함하고 있으므로 시스템의 안정성과 상태변수의 제한조건 (constraint)을 고려하기 위하여 비용함수에 상태변수의 가중치 행렬  $Q$ 를 추가하여 아래와 같이 정의한다.

$$J = x'(t_f)Sx(t_f) + \int_{t_0}^{t_f} (x(t)'Qx(t) + u'(t)Ru(t))dt \quad (2.8)$$

식(2.7)를 만족하면서 비용함수를 최소화하는 유도 명령은 수치적 또는 해석적으로 구할 수 있으며 그 결과 식(2.9)와 같은 형태이다.[1,11]

$$\delta_r = K_1 v + K_2 r + K_3 \phi_m + K_4 Y_{re1} + K_5 \dot{Y}_{re1} \quad (2.9)$$

식(2.9)의 각  $K_i$ 들은 시간에 따라 변하는 이득이며  $K_1$ 과  $K_2$ , 그리고  $K_3$ 는 자동조종장치를 설계할 때 필요한 제어이득 즉, 자동조종장치의 되먹임 루프 이득이며  $K_4$ 와  $K_5$ 는 유도법칙에서의 이득값을 나타낸다. 그림 2.1 에 통합설계된 유도 무기 시스템의 블록을 도시하였다. 유도 무기 시스템을 통합하여 설계하면 자동조종장치의 되먹임 루프 이득과 유도장치의 이득을 동시에 최적화할 수 있으며, 또한 가중치 행렬  $Q$ 를 조절하여 상태변수의 제한조건을 고려하므로 항상 실현 가능한 제어 입력을 만들 수 있다.

### 3. 예측유도 알고리즘 (Prediction guidance algorithm)

3장에서 제안한 통합 설계 방법은 설계에 필요한 상태방정식 행렬의 원소들이 시변(time varying)이므로 계산하기가 복잡할 뿐만 아니라 실시간으로 최적 이득을 구하기 위하여서는 매시간마다 리카티 방정식(Riccati equation)을 풀어야 한다. 이런 문제점을 해결하기 위하여 유도무기의 회전운동을 고려하지 않은 간략화된 상태방정식을 이용하여 고정 이득을 구하고, 표적의 운동을 예측하여 이득 변화에 의한 영향을 보상하는 방법을 적용할 수 있다. 이 경우의 간략화된 모델은 다음

과 같다.

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & 0 & 0 \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & 0 & 0 \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -V_m & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = [ b_1 \quad b_2 \quad b_3 \quad 0 \quad 0 ]'$$

이득 보상의 방법으로 동체좌표계를 기준으로 마지막 순간의 표적의 빗나간거리를 추정하여 그 값을 유도장치의 입력으로 사용하는 방법을 이용한다. 추정된 값의 기하학적 의미는 그림 3.1에 나타난다. 이것을 식으로 표시하면 다음과 같다.

$$\hat{Y} = R \cdot \sin(\phi_{re1}) + V_t \cdot \sin(\phi_t - \phi_m) \cdot t_{go} \quad (3.1)$$

식에서  $R$ 은 상대거리,  $\phi_m$ 은 유도 무기 자세각,  $V_t$ 는 표적속력,  $\phi_t$ 는 표적 자세각,  $\phi_{re1}$ 은 상대각이고  $t_{go}$ 는 향후진행시간(time-to-go)을 나타낸다. 제안된 방법을 실제로 적용하기 위해서는 표적의 속력과 기준좌표계에 대한 표적의 자세각을 추정해야한다. 추정값을 계산하기 위해 다음과 같은 기하학적 관계식을 이용한다.[1]

$$\dot{R} = V_t \cos(\lambda - \phi_t) - V_m \cos(\lambda - \phi_m) \quad (3.2a)$$

$$R\dot{\lambda} = -V_t \sin(\lambda - \phi_t) + V_m \sin(\lambda - \phi_m) \quad (3.2b)$$

식에서  $\lambda$ 는 고정좌표계를 기준으로 측정한 시선각으로써  $\lambda = \phi_m + \phi_{re1}$ 로 나타난다. 식(3.2a)를  $\phi_t$ 에 대해 정리하면 아래와 같다.

$$\phi_t = \lambda - \cos^{-1}((\dot{R} + V_m \cos(\lambda - \phi_m))/V_t) \quad (3.3a)$$

마찬가지로 식(3.2b)를  $\phi_t$ 에 대해 정리한다.

$$\phi_t = \lambda - \sin^{-1}((-R\dot{\lambda} + V_m \sin(\lambda - \phi_m))/V_t) \quad (3.3b)$$

식(3.3)은 동일한 값에 대한 다른 표현이므로 두식을 정리하면 아래와 같다.

$$\begin{aligned} & \cos^{-1}((\dot{R} + V_m \cos(\lambda - \phi_m))/V_t) \\ &= \sin^{-1}((-R\dot{\lambda} + V_m \sin(\lambda - \phi_m))/V_t) \\ \Rightarrow & (\dot{R} + V_m \cos(\lambda - \phi_m))/V_t \\ &= \cos(\sin^{-1}((-R\dot{\lambda} + V_m \sin(\lambda - \phi_m))/V_t)) \end{aligned} \quad (3.4)$$

식(3.4)에 삼각함수를 이용하면 다음의 관계식을 얻는다.

$$[\dot{R} + V_m \cos(\lambda - \phi_m)]^2 = V_t^2 - [-R\dot{\lambda} + V_m \sin(\lambda - \phi_m)]^2$$

위로부터  $V_t$ 를 계산하는 식을 유도할 수 있다.

$$V_t = \sqrt{[R+V_m \cos(\lambda - \phi_m)]^2 + [-R\dot{\lambda} + V_m \sin(\lambda - \phi_m)]^2} \quad (3.5)$$

마찬가지로  $\phi_t$ 에 대한 식을 구하면 아래와 같다.

$$\phi_t = \lambda - \tan^{-1} \frac{-R\dot{\lambda} + V_m \sin(\lambda - \phi_m)}{R + V_m \cos(\lambda - \phi_m)} \quad (3.6)$$

식(3.5)와 (3.6)에서 사용되는 변수는  $\dot{R}$ 과  $\dot{\lambda}$ 를 제외하면 내부 센서 또는 탐색기의 출력이므로 측정가능한 값이다.  $\dot{R}$ 과  $\dot{\lambda}$ 는 아래식을 이용하여 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{R}(t) &= (R(t) - R(t-1)) / \Delta t \\ V_c &= -\dot{R}(t) \\ t_{g0} &\approx R(t) / -\dot{R}(t) \\ \dot{\lambda} &= (y + \dot{y} \cdot t_{g0}) / V_c \cdot t_{g0}^2 \cdot \cos(\lambda) \end{aligned}$$

식에서  $y$ 는 고정좌표계에 대한  $Y$ 축 상대거리로서  $R \cdot \sin \lambda$ 로 주어지며  $\Delta t$ 는 적분간격을 나타낸다.

#### 4. 시뮬레이션 결과

2장과 3장에서 제안한 통합 설계된 유도무기 시스템과 예측 유도 기법의 성능분석을 위하여, 수중 유도무기 체계에 적용된 기존의 유도법칙과 제안된 방법을 시뮬레이션을 통하여 비교한다. 비교의 편리를 위하여 다음 네가지 유도 방법을 적용한다.

- G1. 뱅뱅 유도(Bang-bang guidance)
- G2. 추적 유도(Pursuit guidance)
- G3. 통합 유도기법(시변 이득)
- G4. 예측유도

뱅뱅 유도와 추적 유도는 그림 4.1에 정의한다. 뱅뱅 유도와 추적 유도에서 자동조종장치의 이득은 실제 사용되는 값을 이용하며 그 자동조종장치의 구조는 그림 4.2에 제시한다.

유도법칙의 성능분석은 유도무기와 표적의 최소 상대거리와 최소거리에 이르는 시각을 비교함으로써 가능하다. 성능 분석을 위해서는 상대거리의 비교와 함께 유도무기를 직접 제어하는 방향타 편각의 시간에 따른 변화 추이를 고려해야 한다. 방향타 편각의 변화가 심하면 유도무기 내부의 동력원으로 구현할 수가 없기 때문이다. 따라서 본 장의 성능분석은 위의 요소들을 네 가지 유도기법에 대해 비교 분석하는 것으로 한다.

네 가지의 유도기법에 대하여 최소 상대거리를 비교하여 나타낸 것이 표4.1 이다. 예상한 바와 같이 상대거리의 측면에서, 통합된 유도기법을 사용한 경우가 성능이 가장 우수하며 예측유도 알고리즘을 적용하면 명중시간의 감소를 기대할 수 있다. 그림4.3의 각 유도방법에 따른 유도무기의 궤적을 보면, 뱅뱅유도의 경우 상대거리가 작아질수록 표적을 추적하기

표 4.1 최소 상대거리 비교 ( $\phi_t = 135^\circ, \phi_{rel} = 5^\circ$ )

	G1	G2	G3	G4
distance	13.86m	15.76m	0.27m	0.81m
time	16.75sec	17.15sec	16.85sec	15.90sec

가 불리한 반면, 통합된 유도기법을 이용하면 근접할수록 유도명령을 증가시켜 최소 상대거리를 감소시키고 있음을 알 수 있다. 또 예측유도 기법은 발사순간 부터 유도명령을 실제 값보다 일정한 양만큼 더하므로 근접시에 유도명령을 현저하게 증가시킬 필요가 없다. 따라서 운항 경로가 직선에 가깝고 명중에 이르는 시간이 가장 작아진다.

그림4.4는 방향타 편각의 변화 추이를 나타낸다. 뱅뱅 유도를 이용한 경우는 주파수가 매우 큰 제어 입력을 필요로 하는데 이것은 유도무기의 동력원으로 충분히 구현할 수가 없다. 추적유도를 이용할때의 방향타 편각의 변화가 가장 완만하며 통합 유도기법과 예측 유도방법을 이용할때도 구현 가능한 변화 추이를 나타낸다. 즉, 제안된 유도기법은 실제의 유도무기 체계에서 중요한 요인중 하나인 유도무기 내부 동력원의 부담을 크게 하지 않는다는 사실을 알 수 있다.

#### 5. 결론

본 논문에는 유도무기의 성능향상을 위한 한 가지 방법으로 자동조종장치와 유도법칙을 동시에 설계하는 방법을 제안하였다. 유도기법을 유도하기 위한 상태방정식에 유도무기와 표적의 기하학적인 관계와 유도무기의 동력학을 포함시켜 시간 영역에서의 비용함수를 최소화 시키는 최적 제어이론을 적용하여 설계하였다. 또한 계산량을 감소시키기 위하여 간략화된 시불변 상태방정식을 이용하여 최적이득을 구하고, 상태방정식의 변화에 의한 이득 변화를 보상하기 위하여 특정한 상태변수( $Y$ 축 상대거리)를 실제의 값보다 크게하는 방법을 사용하였다. 시뮬레이션 결과 기존의 유도기법을 사용한 경우보다 상대거리의 측면에서 장점을 기대할 수 있으며, 예측 유도 알고리즘을 적용하면 명중시간이 감소됨을 알 수 있다. 또한, 기존의 유도방법(특히 뱅뱅 유도)은 에너지 측면의 문제가 있으나 제안된 유도기법은 유도무기 내부 동력원으로 충분히 구현할 수 있는 유도명령을 산출한다. 제안된 통합 유도기법을 이용하면 자동조종장치의 이득을 유도장치와 연관하여 동시에 결정할 수 있으므로 설계가 용이하며 부가적인 연구없이 자동조종장치의 이득을 구할 수 있다. 실제 유도무기 체계에 제안된 방법을 적용하기 위해서는 견실성(robustness)의 문제등을 고려해야 하며 최적제어이론을 적용할때 필수적인 가중치행렬과 경계값행렬의 결정방법을 연구해야 할 것이다.

참고 문헌

- [1] C.F. Lin, *Modern Navigation, Guidance, and Control Processing*, Prentice-Hall, 1991.
- [2] H.L. Pastrick, S.M. Seltzer, "Guidance Laws for Short-range Tactical Missile," *J.Guidance and Control*, vol.4, no.2, 1981, pp.98-108.
- [3] F.W. Nesline, P. Zarchan, "A New Look at Classical vs Modern Homing Missile Guidance," *J.Guidance and Control*, vol.4, no.1, 1981, pp78-85.
- [4] M. Guelman, J. Shinar, "Optimal Guidance Law in the Plane," *J.Guidance and Control*, vol.7, no.4, 1984, pp.471-476.
- [5] M. Kim, K.V. Grider, "Terminal Guidance for Impact Attitude Angle Constrained Flight Trajectories," *IEEE Trans. Aerosp. Electr. Syst.*, Nov. 1973, pp.852-859.
- [6] R.J. York, H.L. Pastrick, "Optimal Terminal Guidance with Constraints at Final Time," *J.Spacecraft and Rockets*, vol.14, no.6, Jun. 1977, pp.381-382.
- [7] R.B. Asher, J.H. Matuzewski, "Optimal Guidance for Maneuvering Targets," *J.Spacecraft and Rockets*, vol.11, no.3, Mar. 1974, pp.204-206.
- [8] G.J. Nazarov, "An Optimal Terminal Guidance Law," *IEEE Trans. Automat. Contr.*, June 1976, pp.407-408.
- [9] J. Deyst, C.F. Price, "Optimal Stochastic Guidance Laws for Tactical Missile," *J.Spacecraft and Rockets*, vol.10, no.5, May 1973, pp301-308.
- [10] J.G. Lee, H.S. Han, "A Study on Random Error Analysis of Torpedo System with Internal/External Disturbance," *Tech. Rept.*, Institute of Eng. Sci., Seoul National Univ., Dec. 1991.
- [11] B.D.O. Anderson, J.B. Moore, *Optimal Control*, Prentice-Hall, 1989.

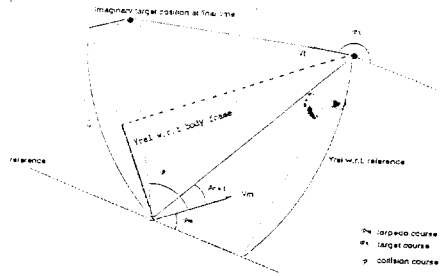
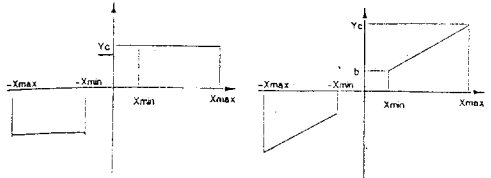


그림 3.1 유도무기-목표물 기하학적 관계



(a) 뱅뱅유도 (b) 추적유도

그림 4.1 뱅뱅유도와 추적유도

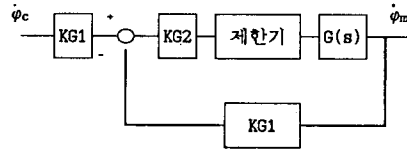


그림 4.2 자동조종장치의 구조

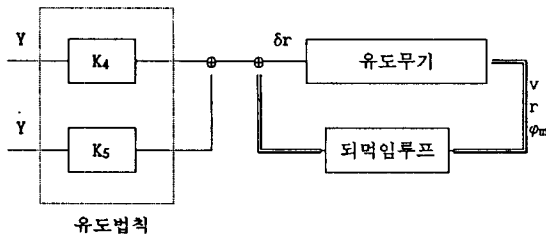


그림 2.1 통합설계된 유도무기 시스템

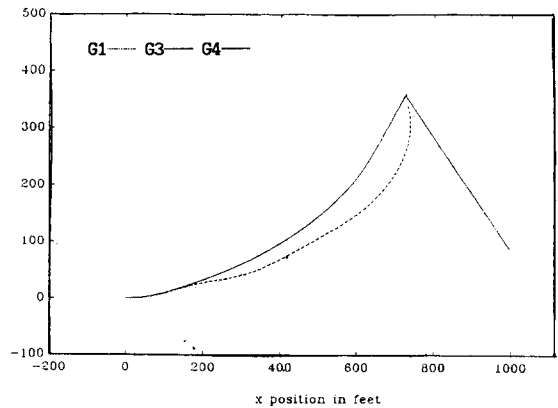


그림 4.3 유도무기의 궤적 비교

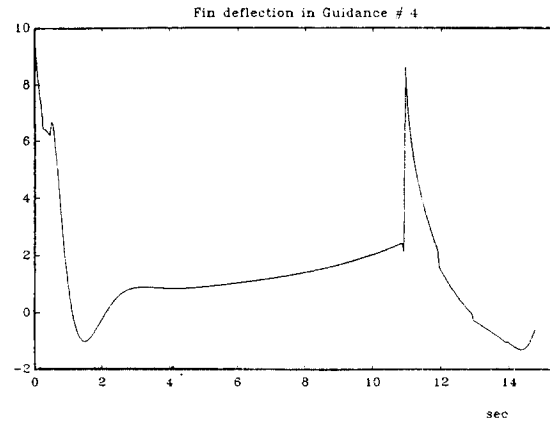
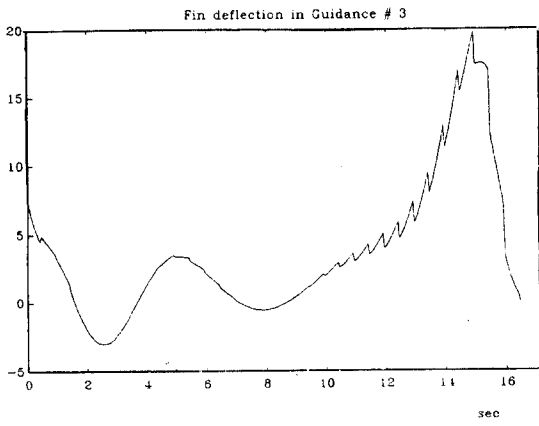
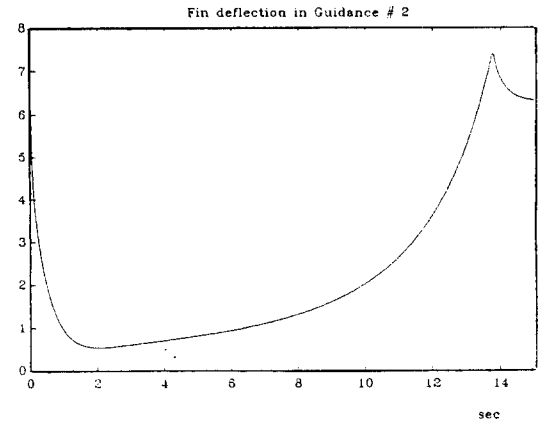
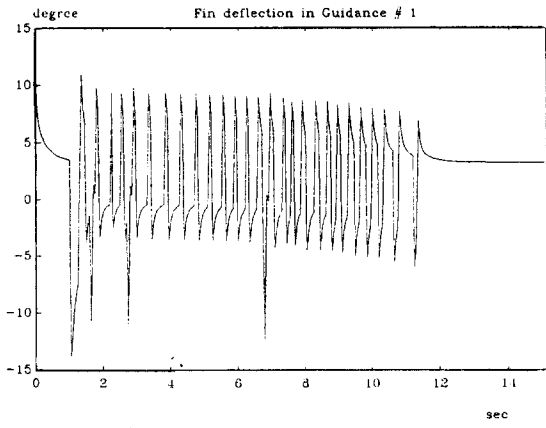


그림 4.4 방향타 편각의 변화 추이