

시선지령식 유도방법을 사용한 유도무기시스템의 오차해석

이규택 이연석 이장규 장상근*
 서울대학교 공과대학 제어계측공학과
 *국방과학연구소

Error Analysis of a Missile System with Command to Line-Of-Sight Guidance Law

Gyu-Taek Lee Yeon-Seok Lee Jang-Gyu Lee Sang-Geun Chang*
 Dept. of Control & Instrumentation Eng. Seoul National University

*ADD

Abstract

The surface-to-air missile system using Command to Line-Of-Sight (CLOS) guidance law is represented by complex nonlinear differential equations with 6 degree-of-freedom. This paper presents the characteristics of missile system and the effect of various error sources by Monte-Carlo simulation method.

By simulation the part of playing a main role in the surface-to-air missile system is radar. Therefore for the performance of missile system the development of the technique reducing the error of radar is required. And the effect of accelerometer error is a few large, too. But, because accelerometer costs cheap this problem is solved easily. And the main error source of missile system data is the thrust, which affects directly to acceleration.

The result is the important information about designing and fabricating missile system. And this makes the missile system best because of sharing elaborate and expense effectively.

1. 서론

최근 활발하게 연구되고 있는 시선지령식 유도방법이란 유도무기를 목표물과 같은 시선(LOS:line-of-sight)상에 있도록 계속 유도하면 목표물과 만날 것이라는 이론이다.

본 논문에서는 시선지령식 유도방법을 사용하였을 경우의 유도무기의 성능을 오차요인에 따라 해석하는 것을 목적으로 하였다. 이러한 오차해석은 시스템을 구성하는 여러 오차요인에 대한 시스템의 특성을 통하여 각 오차요인의 비중을 판단할 수 있는 근거를 제공하므로, 지대공 유도무기의 설계와 제작 등에 있어서 능률 및 효율을 증대시킬 수 있다.

각 오차요인의 결과 비교는 몬테칼로모사법을 이용하여 구해진 유도무기와 목표물 사이의 최소 거리(miss distance)를 통하여 이루어졌다.

그림1.1은 성능분석의 대상이 되는 지대공 유도무기의 일반적인 체계흐름도를 보여주고 있다. 그림에서 보면 추적기(tracking unit)에서는 목표물과 유도무기를 동시에 추적하여 그들의 위치나 운동상태를 측정하거나 추정하게 된다. 유도기(guidance unit)에서는 추적기 정보로부터 시선지령식 유도방법에 따라 유도무기의 운동상태를 결정하게 되며, 이들을 유도무기에 지시하게 된다. 유도무기는 유도기로부터 지시된 사항을 제어면각등을 이용하여 수행하며, 이때의 수행은 일정한 자동조종장치에 의하여 이행된다[5,6].

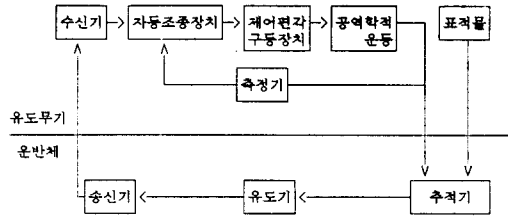


그림 1.1 유도무기의 체계흐름도
 Fig 1.1 Systemic Flow of Missile

2. 지대공 유도무기의 구성

2.1 좌표계의 설정

비행중인 유도무기의 위치와 속도, 그리고 자세를 나타내려면 관성좌표계(inertial frame : I-frame)와 동체좌표계(missile body fixed frame : M-frame)를 설정하여야 한다. 먼저 관성좌표계의 설정은 유도무기가 발사되는 당시의 상황에서 설정되는데, 유도무기가 비행하는 동안에는 지구가 편평하고 회전하지 않는다고 가정하고 관성좌표계(I-frame)의 원점을 유도무기가 발사되는 장소로 하여 결정한다. 이때 발사대에서 표적물을 향하는 벡터의 수평성분을 x^I 축으로 하고, 발사대에서 고도의 윗 방향을 지시하는 고도성분을 z^I 축으로 하며, x^I 축을 바라보고 왼쪽 방향의 수평성분을 y^I 축으로 하면, 이들은 오른손직각좌표계를 구성하게 된다. 이와 같이 결정된 관성좌표계는 유도무기가 주어진 임무를 수행하는 동안에는 변하지 않는 좌표계로서, 유도무기의 발사 후 유도무기의 위치와 표적물의 위치 등에 대한 정보를 나타내는 좌표계이다. 동체좌표계는 유도무기의 자세로부터 설정되며, 그 원점을 유도무기의 무게중심으로 하고, 이로부터 유도무기의 앞방향을 x^M 축으로 결정한다. 동체좌표계의 z^M 축은 유도무기의 제어면 상에서 x^M 축과 수직상향이 되도록 결정하며 y^M 축은 두 축의 오른손직각좌표계가 되도록 설정한다. 그림2.1.1은 관성좌표계와 동체좌표계의 관계를 보여주고 있다.

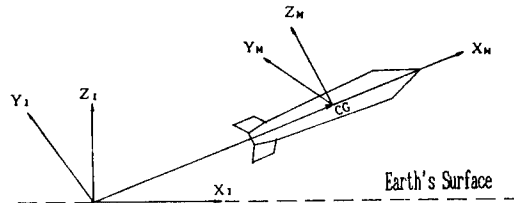


그림 2.1.1 관성좌표계와 동체좌표계의 관계
 Fig 2.1.1 A Relation between Inertial and Missile Frame

이와 같은 좌표계 외에도 유도기에서는 추적레이다로부터 측정되는 양으로부터 유도무기의 유도량을 산출하기 위하여, 추적기의 자세를 설명하기 위한 유도좌표계 또는 시선좌표계(line-of-sight frame : L-frame)등이 필요하다. 이러한 유도좌표계는 그 원점을 관성좌표계와 동일하게 설정하고, x^L 축을 시선축으로 선택한다. 이 때 x^L 축을 향하여 원편을 y^L 축으로 하고, z^L 축은 유도좌표계가 오른손직각좌표계가 되도록 구성한다. 그림 2.1.2는 관성좌표계와 유도좌표계의 관계를 설명하여주고 있는데, 그림으로 보면 횡각(azimuth angle) ψ 와 고각(elevation angle) θ 의 정의를 쉽게 파악할 수 있다.

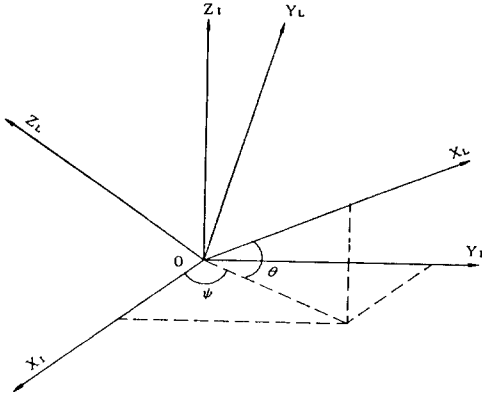


그림 2.1.2 관성좌표계와 유도좌표계의 관계
Fig 2.1.2 A Relation between Inertial and Guidance Frame

2.2 유도무기의 모델

유도무기의 모델은 뉴턴의 역학법칙으로부터 수학적으로 정립될 수 있다. 3차원 공간을 운동하는 물체의 운동방정식은 물체의 이동에 대한 세축의 변수와 물체의 자세에 대한 세축의 변수등 여섯개의 자유도(6 - degree of freedom)를 지닌 복잡한 비선형 미분방정식(nonlinear differential equation)으로 나타난다[3]. 다음의 식들은 유도무기의 운동상태를 나타내는 상태변수의 미분방정식들로서 식(2.2.1)과 식(2.2.2)는 유도무기의 속도와 위치에 대한 운동방정식이고, 식(2.2.3)과 식(2.2.4)는 유도무기의 자세각과 각속도에 대한 운동방정식들이다.

$$\dot{\underline{v}}^M = \frac{F}{m} + \frac{F_T}{m} + C_M^I \cdot g - \omega^M \times \underline{v}^M \quad (2.2.1)$$

$$\dot{\underline{r}}^I = C_M^I \cdot \underline{v}^M \quad (2.2.2)$$

$$\dot{\omega}^M = I_d^{-1} \cdot (M + M_T + \omega^M \cdot I_d \times \omega^M) \quad (2.2.3)$$

$$\dot{\underline{\psi}}^M = C_\omega^V \cdot \omega^M \quad (2.2.4)$$

사용된 주요변수들과 각 기호들의 정의는 다음과 같다.

- $\underline{v}_m^M = [u, v, w]^T$: 동체좌표계에서 표시한 유도무기의 속도 벡터
- $\underline{r}^I = [x_m, y_m, z_m]^T$: 관성좌표계로 표시한 유도무기의 위치벡터
- $\omega^M = [p, q, r]^T$: 동체좌표계의 회전각속도
- $\underline{\psi}^M = [\phi, \theta, \psi]^T$: 동체좌표계의 오일러각
- $F = [F_x, F_y, F_z]^T$: 공력힘 계수
- $\underline{T}^M = [T_x, 0, 0]^T$: 동체좌표계에서의 추진력벡터
- $\underline{g}^I = [0, 0, g]^T$: 관성좌표계에서의 중력벡터
- $\underline{M} = [M_x, M_y, M_z]^T$: 공력모멘트 계수

$$\underline{M}_T = [M_{Tx}, M_{Ty}, M_{Tz}]^T \quad ; \quad \text{유도무기의 추진모멘트}$$

$$I_d = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad ; \quad \text{유도무기의 관성행렬}$$

$$C_\omega^V = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi \sec\theta & \cos\phi \sec\theta \end{bmatrix} \quad ; \quad \text{각속도와 오일러각 사이의 변환 행렬}$$

주어진 방정식은 모든 상황이 이상적으로 고려된, 오차가 없는 경우의 운동방정식이므로 오차까지 고려하게 되면, 주어진 식들은 더욱 복잡하게 나타나며 이상은 3장의 오차모델에서 설명된다.

유도무기의 무게는 유도무기가 추진체를 소모함에 따라 감소하므로 무게중심점과 관성행렬 등이 변하게 된다. 또한 동압력(dynamic pressure)이나 여러가지 공력계수들도 고도 등의 대기조건에 따라 변하게 되므로 이들에 대한 모델이 요구된다. 특히 유도무기의 공력힘 계수(aerodynamic force coefficient) 및 공력모멘트 계수(aerodynamic moment coefficient)는 유도무기의 운동상태를 결정하는 중요한 요소로서, 풍동실험을 통하여 경험적으로 얻어지게 된다[10,12]. 이러한 계수들은 유도무기의 공격각(angle of attack), 횡전각(side-slip angle), 제어편각(fin deflection angle) 및 동체의 각속도, 그리고 유도무기의 마하수(Mach number)에 영향을 받는다. 식(2.2.5)은 공력힘 계수의 각 성분을 나타내며, 식(2.2.6)은 공력모멘트 계수의 각 성분을 나타낸다. 특히 공력모멘트의 계산에서는 추진체의 소모에 따르는 효과(jet-damping effect)와 무게중심점이 시간에 따라 변하여 발생하는 공력계수의 보상을 함께 고려하였다.

$$\begin{aligned} F_x &= - (C_x + C_{x_b}) Q S \\ F_y &= C_y Q S \\ F_z &= C_z Q S \end{aligned} \quad (2.2.5)$$

$$\begin{aligned} M_x &= (C_l + C_{l_q} \frac{p D}{2V_m}) Q S D \\ M_y &= (C_m + C_{m_q} \frac{q D}{2V_m}) Q S D \\ &\quad - F_z (X_{ref} - X_{cg}) - \dot{m} l^2 q \\ M_z &= (C_n + C_{n_q} \frac{r D}{2V_m}) Q S D \\ &\quad - F_y (X_{ref} - X_{cg}) - \dot{m} l^2 r \end{aligned} \quad (2.2.6)$$

사용된 변수들은 다음과 같이 정의된다.

- C_* : 풍동실험으로 얻은 공력계수들
- Q : 동압력(dynamic pressure) $[\frac{\rho v_m^2}{2}]$
- S : 유도무기의 공력기준면적(missile aerodynamic reference area)
- D : 유도무기의 공력기준길이(missile aerodynamic reference diameter)
- v_m : 유도무기와 대기와의 상대속력
- \dot{m} : 추진체의 소모에 따르는 무게의 변화율
- l : 유도무기의 무게중심점과 추적점사이의 거리
- X_{ref} : 측정기의 위치
- X_{cg} : 무게중심점

각 공력계수들을 결정하는 여러가지 변수들은 대기에 대한 유도무기의 상대속도 v_{rel} 에 의하여 좌우되는데, 이들을 결정하기 위하여 먼저 식(2.2.7)와 같이 대기의 상태를 관성좌표계로 표현한다. 대기의 상태는 대기의 이동현상인 바람으로서 여기에서는 일정한 속도를 지니고 일정한 방향으로 진행되는 수평성분만을 지니는 바람으로 고려하여 사용하였

다[8,11].

$$\underline{v}_w^I = v_w \begin{bmatrix} \cos\theta_w \\ \sin\theta_w \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.2.7)$$

식(2.2.7)에서 v_w 는 바람의 속력을 나타내며, θ_w 는 관성 좌표계에서의 바람의 방향을 표시한다.

이와 같이 표현되는 대기의 상태로부터 유도무기의 상대 속도를 구하면 식(2.2.8)과 같이 얻어질 수 있으며, 이로부터 유도무기의 공격각 α , 횡전각 β , 속력 v_{rel} , 및 마하수 M 등을 구할 수 있다.

$$\underline{v}_r^M = (u_r, v_r, w_r)^T = \underline{v}_m - C_I^M \cdot \underline{v}_w^I \quad (2.2.8)$$

$$\alpha = \tan^{-1} \begin{bmatrix} -w_r \\ u_r \end{bmatrix}$$

$$\beta = \tan^{-1} \begin{bmatrix} -v_r \\ u_r \end{bmatrix}$$

$$v_{rel} = \sqrt{(u_r^2 + v_r^2 + w_r^2)}$$

$$M = \frac{v_{rel}}{v_s}$$

마하수의 계산식에서 사용되는 v_s 는 음속으로서, 고도에 따라 조정하여 사용하도록 한다. 이 외에도 각 공격계수들을 구할 때 사용되는 동압력 Q 는 대기의 밀도에 따라 변하게 되는데, 대기의 밀도도 고도에 따라 변하는 값을 갖는다. 또한 유도무기의 질량과 무게중심점, 그리고 관성 동도 추진계가 연소됨에 따라 변하게 되는데, 이들은 모두 시간에 따라 선형적으로 변하는 형태로 모델을 설정하였다[8].

그리고, 추진계의 연소량 및 연소시간은 온도에 의한 함수로서 유도무기의 질량이나 무게중심의 변화 등에 관련되므로 성능에 커다란 영향을 미칠 수 있다.

2.3 자동조종장치(autopilot)

자동조종장치는 주로 세가지의 역할을 수행한다. 그 첫째는 유도무기가 유도기에서 계산되어 지시된 수평 및 수직 가속도의 유도명령(guidance command)을 성취하도록 하는 것이며, 둘째는 유도무기의 기체(missile airframe)를 안정화 시키며, 마지막으로 유도무기의 비행도중에 인가되는 입력잡음(disturbance input)에 대하여 강인성(robustness)을 갖게 하기 위함이다[3].

2.4 추적기의 모델

본 논문을 위하여 개발된 모사프로그램에서는 유도무기와 표적물을 추적하기 위하여 적외선측각기와 레이더를 사용한다. 적외선측각기는 넓은 범위를 추적할 수 있으나 가까운 거리에서만 사용이 가능하고, 레이더는 좁은 범위내에서 먼 거리까지 추적이 가능하므로 목표물이 일정한 빔(beam)폭안에 들어오면 레이더를 사용하게 된다. 표적물은 시간에 따라 그 위치가 변하게 되므로 추적기는 레이더의 전파축이 표적물을 추적할 수 있게 그 김벌(gimbal)을 제어하게 되며, 김벌의 회전각이 곧 레이더의 전파축이 된다. 레이더가 유도무기를 유도하기 위하여 측정하는 값들은 이 전파축의 값과 전파축으로부터 유도무기가 이탈되어 있는 각, 그리고 표적물이 전파축으로부터 이탈되어 있는 각들을 측정하게 되며, 유도기에서는 이들로부터 유도무기의 유도량을 결정하게 된다.

2.5 유도법칙

유도무기가 발사되어 표적물로 유도되는 단계를 모두 세 단계로 구분하여 구성하였다. 유도무기의 발사후부터 유도시작 시간사이의 무유도단계가 있고 유도무기의 추적에 보조추적기를 사용하는 초기유도단계, 그리고 이후의 본유도단계로

구분되며 본유도단계에서는 표적물과 유도무기는 항상 레이다가 추적하게 되어 있다. 초기유도단계와 본유도단계의 차이점은 유도무기와 표적물의 오차각의 크기와 추적기의 종류에 따라 결정된다. 여기에서 표적물을 추적하고 있는 추적레이더는 그 측정범위가 비교적 작으므로 유도무기가 발사되어 이 범위내에 있게 될때까지는 측정범위가 비교적 큰 보조추적기를 사용하여 유도무기를 레이다의 측정범위내로 유도하게 된다. 유도명령은 추적기의 레이다와 보조추적기등에서 측정되는 유도무기와 표적물과의 시선오차각에 대한 보상명령과 유도무기의 속도에서부터 얻어지는 바로먹입명령(feedforward command), 그리고 중력보상명령 등의 합으로 구성된다.

3. 오차 모델

본 논문에서 고려한 오차모델의 대상은 레이다오차와 시스템오차인데, 정규분포를 갖는다고 가정하여 오차모델을 구성하였다.

3.1 시스템 오차

3.1.1 제원에 대한 오차

유도무기의 제원으로는 연소전의 관성(inertia), 유도무기의 질량, 무게중심 등과 연소후의 관성, 유도무기의 질량, 무게중심 등이 있으며, 연소전후에 따르는 유도무기의 시간에 따른 질량 변화율과 공격기준면적, 공격기준길이, 공격기준점 그리고 추력 등이 주어진다. 이들은 유도무기의 제작에 따라 표준치로부터의 오차가 존재하게 되며, 이들에 의한 오차분석은 이들을 랜덤상수오차(random constant noise)로 고려하여 수행된다.

제원에 대한 오차들 중에서 공격기준면적, 공격기준길이, 공격기준점, 그리고 유도무기의 전장과 연소전후의 질량 및 관성량 등에 대한 오차는 정규분포를 지닌 환산계수(scale factor) 형태의 랜덤상수오차 모델을 구하였으며, 유도무기의 안정도에 영향을 주는 공격기준점과 무게중심점의 차이를 항상 안정영역에 있도록 하기 위하여 차이값의 기준치에 대한 환산계수오차의 형태로 모델을 설정하였다.

3.1.2 공격 계수에 대한 오차

풍동실험(wind tunnel test)을 통해서 얻어진 공격계수(aero coefficient)는 실제의 값과 다를 수 있다. 이러한 공격 계수 오차 역시 초기에 정해진 오차성분이 유도무기가 날아가는 동안 계속 유지되므로 랜덤상수오차의 형태로 결정되며 환산계수 형태로 모델을 구성하였다.

3.1.3 주변 상황의 오차

주변 상황이란 주로 대기의 상태에 대한 오차를 말한다. 대표적인 것으로는 대기의 바람 속도와 대기압에서의 오차가 있는데, 실제의 경우 이러한 주변 상황의 조건이 매우 좋지 않을 때에는 유도무기의 성능에 영향을 끼칠 수 있으므로, 이들에 대한 모델을 설정하였다.

3.1.4 각속도계(rate gyroscope)

각속도계는 유도무기의 자동조종장치에서 되먹임 양으로 사용되는 동체의 각속도를 측정하게 된다. 각속도계의 오차 모델은 환산계수오차와 비정렬오차(misalignment error), 그리고 시간에 따라 변하는 편류(drift)와 랜덤오차(random error) 등으로 설정하였다.

3.1.5 가속도계(accelerometer)

가속도계는 유도무기의 자동조종장치에서 피백임량으로 사용되는 동체의 가속도를 측정하게 된다. 가속도계의 오차 모델은 여러가지를 포함시킬 수 있으나, 여기에서는 일반적인 오차모델로 많이 사용되는 환산계수오차(scale factor error)와 비정렬오차(misalignment error), 랜덤편향오차(random bias error) 등을 고려하였으며, 특히 가속도계가 유도무기의 무게중심에 설치되지 않음으로서 발생하는 무게중심으로부터의 오차(level arm effect)도 고려하여 구성하였다.

3.2 레이더의 측정 오차

추적레이더는 유도무기와 목표물을 추적하여 이들의 위치나 운동상태에 대한 정보를 R, θ, ϕ 의 형태로 제공하여 준다. 유도기는 추적기에서 제공하는 정보에 의존하여 모든 유도명령을 산출하므로 추적레이더에서의 오차는 실제 시스템의 성능에 직접적인 영향을 주게 된다. 특히 지상에서 사용하는 모든 좌표계와 이들의 관계식 등도 결국 레이더에서 측정되는 정보로부터 추정하여 사용되므로, 레이더의 오차모델은 매우 중요하다고 할 수 있다.

먼저 목표물이나 유도무기의 위치를 파악하는데 있어서 레이더에 의해 포착되는 위치가 약간의 떨림이 있는 것처럼 나타나는 글린트잡음(glint noise)이 있다. 둘째, 레이더 수신기의 전기회로상에서 나타나는 열잡음(thermal noise)이 있다. 셋째, 주파수차이에 의한 동요는 일종의 0으로부터의 오프셋(offset)으로서 각각의 시행시 가우시안 분포를 갖는 오차를 한번만 계산해서 매 시간마다의 측정치에 더하거나 곱해주는 편향오차나 환산계수오차값으로 대신하여 보상하는데, 이 오차들은 지속적으로 더해지기는 하지만 오차의 범위가 충분히 작으므로 출력에의 영향은 적을 것으로 예상된다. 넷째, 레이더에서 얻어진 신호는 목표물을 추적하는 작업을 수행하기 위하여 컴퓨터로 보내지게 되는데, 레이더의 상사(analog)신호를 컴퓨터의 계수(digital)신호로 바꾸는 과정에서 실제의 값으로부터 약간 벗어날 수가 있다. 이러한 영향을 양자화 오차(quantization error)라고 말하며, 이 오차는 두 신호의 특성 상 반드시 존재하는 것으로서 계수신호의 자리수(bit number)에 관계한다.

4. 시뮬레이션 결과

시뮬레이션을 위한 목표물의 상황은 그림4.1과같이 초기 위치의 목표물 고각이 10° 인 거리가 4km이며, 속도의 방향 벡터가 초기 시선축으로부터 30° 옆으로 비껴지나가는 모델을 선정했다.

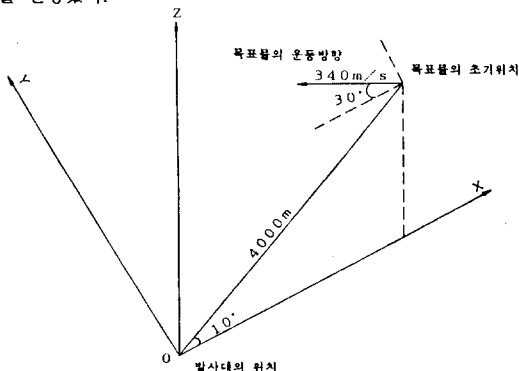


그림 4.1 목표물의 초기위치와 초기속도방향의 설정
Fig 4.1 Initial Position and Velocity of Target

표4.1은 초기치와 시스템 오차 및 추적기의 레이더 모델

을 고려하지 않은 상태에서의 시행 결과이다.

표 4.1 오차를 고려하지 않은 시행결과표
Tab 4.1 Result of No Error Model

| 적중시간 [sec] | 거리오차 [m] |
|------------|----------|
| 4.709303 | 1.425579 |

4.1 시스템오차

유도무기의 제원과 공력계수 등 유도무기의 제작당시에 발생할 수 있는 오차 등을 랜덤상수오차로 설정하여 시물레이션을 수행한 결과를 표4.1.1부터 표4.1.4까지에 나타냈다. 주어진 표들은 주어진 단일 오차에 대하여 각각 100회의 시물레이션 결과를 도표로 작성한 것인데, 표에서 출력오차의 평균은 각각의 오차를 고려하였을 때의 유도무기와 목표물의 최소거리이다. 이와같은 결과는 구성된 유도무기가 이들에 대하여 상당히 좋은 강인성(robustness)을 지니고 있음을 보여주었다. 이와 같은 오차들에 대한 좋은 특성은 구성된 유도무기의 자동조종장치가 이들에 대하여 건설한 제어 기능을 지니고 있음을 말하여 준다.

표 4.1.1 각 유도무기의 제원에 오차를 포함한 시행결과표
Tab 4.1.1 Result Including Missile Parameter Errors ($1\sigma = 0.003$)

| 오차 고려한 성분 | 시행횟수 | 적중시간 [sec] | 거리오차의 평균[m] | 거리오차의 표준편차[m] |
|--------------|------|------------|-------------|---------------|
| 공력기준면적 | 100 | 4.709356 | 0.8505325 | 5.12614E-4 |
| 공력기준길이 | 100 | 4.709297 | 1.426454 | 1.22572E-4 |
| 공력기준점 | 100 | 4.709297 | 1.425511 | 8.55857E-4 |
| 무게중심 | 100 | 4.709297 | 1.425434 | 7.72240E-5 |
| 질량 | 100 | 4.708525 | 1.425459 | 3.04285E-2 |
| 관성량 | 100 | 4.709297 | 1.421744 | 3.00762E-4 |
| 바람 및 대기밀도 | 100 | 4.704984 | 1.526993 | 5.42063E-4 |
| 추력 | 100 | 4.710330 | 1.423776 | 6.39963E-2 |
| 이상의 성분 모두 포함 | 100 | 4.703804 | 1.519824 | 7.81185E-2 |

공력계수에 대한 오차들의 영향도 다른 제원에 대한 오차들과 마찬가지로 유도무기의 성능에 작은 영향을 끼치는 것을 확인하였다. 그중 특히 영향을 주는 성분은 C_x, C_y 등이었는데 이들의 시행횟수가 100번이므로 오차요인에 대한 표준편차는 77%의 확률로 0.17 미만을 보장할 수 있다. 그러므로, 거리오차의 범위가 1.0~1.8(m)정도를 벗어나지 않음을 99%의 확률로 확인할 수 있다. 표4.1.2에 따르면 시스템은 공력계수의 불확실성에 충분한 강인성을 지니고 있음을 알 수 있다.

표 4.1.2 각 공력계수에 대한 오차를 포함한 시행결과표

Tab 4.1.2 Result Including Aero-Coefficient Errors
($1\sigma = 0.08$)

| 오차 고려한 성분 | 시행횟수 | 적중시간 [sec] | 거리오차의 평균[m] | 거리오차의 표준편차[m] |
|-----------------|------|------------|-------------|---------------|
| C_x | 100 | 4.709301 | 1.431859 | 1.12451E-1 |
| C_y | 100 | 4.709225 | 1.414793 | 1.39716E-1 |
| C_z | 100 | 4.709355 | 1.427762 | 3.08455E-3 |
| C_{α} | 100 | 4.709346 | 1.426144 | 4.79789E-4 |
| C_{β} | 100 | 4.709358 | 1.426977 | 7.53663E-3 |
| $C_{x_{\beta}}$ | 100 | 4.709942 | 1.429920 | 3.93355E-2 |
| $C_{y_{\beta}}$ | 100 | 4.709318 | 1.425760 | 5.60577E-3 |
| 이상의 성분 모두 포함 | 100 | 4.710564 | 1.431620 | 1.77799E-1 |

가속도계에 있을 수 있는 오차중 대표적인 것으로는 랜덤오차, 비정렬오차, 환산계수오차, 그리고 편류오차 등이 있으며, 이중 랜덤오차와 환산계수오차는 보상이 가능한 성분이지만 비정렬오차와 편류오차는 보상이 불가능하다. 그러나, 비정렬오차와 편류오차의 오차범위는 각각 1σ 가 0.00582와 0.01745로 알려져 있으므로 이 값을 이용해서 시뮬레이션을 했다. 이 결과 편류오차보다는 비정렬오차가 가속도계의 주된 오차라는 것을 알 수 있었다.

표 4.1.3 가속도계의 오차요소에 대한 시행결과표
Tab 4.1.3 Result Including Gyroscope Errors

| 오차의 종류 | 1σ | 시행 횟수 | 적중시간 [sec] | 거리오차의 평균[m] | 거리오차의 표준편차[m] |
|--------------|-----------|-------|------------|-------------|---------------|
| 랜덤오차 | 0.03 | 100 | 4.709297 | 1.425484 | 4.34477E-4 |
| 비정렬오차 | 0.00582 | 100 | 4.709297 | 1.428245 | 8.46027E-3 |
| 환산계수오차 | 0.03 | 100 | 4.709335 | 1.428610 | 4.96663E-2 |
| 편류오차 | 0.01745 | 100 | 4.709297 | 1.4261841 | 7.22382E-3 |
| 이상의 오차 모두 포함 | | 100 | 4.709334 | 1.420929 | 5.11964E-2 |

가속도계의 보상가능한 오차는 랜덤오차, 편향오차, 무게중심으로부터의 오차 등이 있으며, 이러한 오차들의 오차범위를 $1\sigma=0.03$ 이라고 가정하고 시뮬레이션해도 결과에의 영향은 무시할만 했다. 그러나, 보상이 불가능한 오차인 비정렬오차와 환산계수오차는 각각 1σ 가 0.00582와 0.00033으로 알려져 있고 이들 오차범위를 이용하여 시뮬레이션한 결과 환산계수오차의 영향은 작았으나 비정렬오차의 영향은 크게 나타났다.

4.2 추적기의 오차

표4.2.1은 추적기의 오차에 대해서 각각 시행횟수 100회를 통해서 얻은 결과이다.

첫째, 목표물이 흔들려 보이는 글린트잡음에 대한 오차

표 4.1.4 가속도계의 오차요소에 대한 시행결과표
Tab 4.1.3 Result Including Accelerometer Errors

| 오차의 종류 | 1σ | 시행 횟수 | 적중시간 | 거리오차의 평균 | 거리오차의 표준편차 |
|--------------|-----------|-------|----------|----------|------------|
| 랜덤오차 | 0.03 | 100 | 4.709297 | 1.425419 | 1.89574E-4 |
| 비정렬오차 | 0.00582 | 100 | 4.709693 | 1.424149 | 1.16178E-1 |
| 환산계수오차 | 0.00033 | 100 | 4.709297 | 1.425454 | 4.99207E-3 |
| 편향오차 | 0.03 | 100 | 4.709318 | 1.425630 | 1.53165E-3 |
| 무계중심으로부터의 오차 | 0.03 | 100 | 4.709322 | 1.428577 | 2.41610E-3 |
| 이상의 오차 모두 포함 | | 100 | 4.710206 | 1.441685 | 1.27550E-1 |

는 거리오차를 약간 크게 만들었고, 표준편차도 큼을 알 수 있다. 둘째, 열잡음에 의한 영향은 작게 나타났고, 셋째, 주파수차이에 의한 동요는 평균치에서의 차이는 작았으나 표준편차는 크게 나타났다. 넷째, 양자화잡음의 영향은 거의 없는 것으로 나타났다.

이상과 같이 레이더오차가 고려된 상태에서의 특성은 다른 오차요인에 비해 거리오차의 평균 및 표준편차를 크게 만들었다. 표4.2.1을 보면 글린트잡음과 주파수차이에 의한 동요의 영향이 주된 것이었다.

표 4.2.1 레이더모델을 포함한 시행결과표

Tab 4.2.1 Result Including Radar Errors

| 오차의 종류 | 1σ | 시행 횟수 | 적중시간 [sec] | 거리오차의 평균[m] | 거리오차의 표준편차[m] |
|--------------|----------------------------|-------|------------|-------------|---------------|
| 글린트잡음 | x축 1.8 y축 1.2 z축 0.4 | 100 | 4.709616 | 1.531552 | 9.22492E-1 |
| 열잡음 | 0.707 | 100 | 4.709346 | 1.449019 | 2.20940E-2 |
| 주파수차이에 의한 동요 | 0.00005 | 100 | 4.709328 | 1.430059 | 3.03572E-1 |
| 양자화잡음 | | 100 | 4.709297 | 1.4362000 | 6.82901E-5 |
| 이상의 잡음 모두 포함 | | 100 | 4.709732 | 1.635905 | 8.58915E-1 |

각 부분에 대한 오차모델을 포함하여 시뮬레이션한 결과를 정리하면 다음과 같다. 시스템을 구성하는 부분중에서 가장 중요한 것은 레이더의 성능이었다. 그러나, 전체 시스템의 구성요소중에서 레이더가 비용이 가장 많이 드는 것이므로 좀더 나은 성능의 레이더로 교체한다는 것은 쉬운 일이 아니다. 그러므로, 전체 유도과정의 추이를 분석해서 레이더의 성능을 향상시키는 방법도 연구할만한 것이다. 그리고, 가속도계의 오차도 무시할 수 없으나 가속도계는 가격이 저렴하므로 우수한 등급의 것으로 교환하는데 문제가 별로 없다. 마지막으로, 유도무기의 제원에서 추력량도 주된 오차요인이지만 이는 설계 및 제작 시에 세심한 주의를 기울이면 해결할 수 있는 부분이다.

4.3 모든 오차를 포함한 결과

모든 오차를 고려한 시뮬레이션 결과는 표4.3.1과 같이 거리오차의 평균에서는 오차가 없는 모델과 큰 차이가 없었으나 거리오차의 표준편차가 크게 나타났다. 그리고, 이러한 결과의 주된 영향은 산술적으로만 고찰해도 레이더오차임을 알 수 있다. 이렇듯 모든 오차를 포함한 경우의 거리오차는 약 99%의 확률로 0 ~ 4[m] 사이에 있다.

표 4.3.1 모든 오차를 고려한 시행결과표

Tab 4.3.1 Result Including All Errors

| 시행횟수 | 적중시간 [sec] | 거리오차의 평균[m] | 거리오차의 표준편차[m] |
|------|------------|-------------|---------------|
| 100 | 4.708436 | 1.804075 | 8.55433E-1 |

5. 결론

본 논문에서는 시선지령식 유도방법을 사용하는 유도무기 체계의 성능평가와 오차해석을 위한 시뮬레이션 프로그램을 구성하여, 여러가지의 오차요인에 대한 특성 등을 알아보았다. 유도무기는 6-자유도를 지니는 복잡한 비선형 미분방정식으로 그 운동상태를 설명할 수 있으며, 유도무기의 운동방정식을 포함한 유도무기체계는 많은 요소들의 복합체로 구성되어 있다. 유도무기체계의 각 요소들은 각각의 오차요인을 지니고 있으며 이들의 영향이 전체 유도무기체계의 성능에 미치는 영향을 분석하기란 단순하지 않은 문제이다. 여기에서는 비선형시스템의 성능평가에 주로 사용되는 몬테칼로 모사법을 이용하여 각 부분의 오차에 대한 고찰을 해 보았다.

그림5.1은 그림4.1의 상황에서 실행한 결과로 X-Y평면에서 부영된 목표물과 유도무기 사이의 궤적으로서 유도무기가 움직이는 목표물을 시선에 따라 추적하는 과정이 나타나있다.

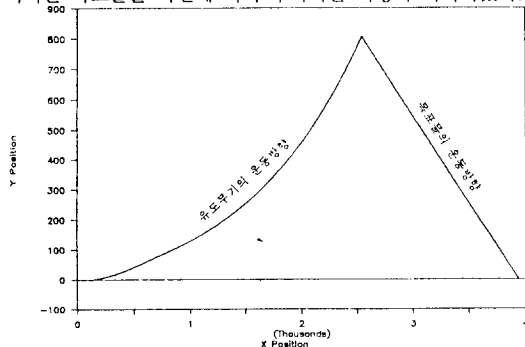


그림 5.1 유도무기가 목표물을 시선에 따라 추적하는 궤적 Fig 5.1 Trajectory in which a missile tracks a target

먼저 동력학적인 특성만을 보기 위하여 오차모델을 제외한 채 시행한 결과에서는 거리오차의 값이 1.42(m) 정도로 우수한 성능을 보였다. 그리고, 전체적으로 양호한 성능을 보였는데, 첫째, 시스템오차 중에서는 유도무기의 제원에서의 질량이나 추력량과 공력계수에서의 CX, CY 등의 오차가 다른 오차요인에 비해 크게 나타났으나, 전체 시스템의 특성을 많이 저하시키지는 못했다. 측정오차 중에서의 각속도계에는 두드러지는 오차원이 없었으나 비정렬오차의 영향이 그중 컸다. 그러나, 각속도계의 오차가 시스템에 미치는 영향은 각속도계에 비해서 컸는데, 비정렬오차와 환산계수오차 등의 영향이 크게 나타났다. 여기서 각속도계의 오차가 각속도계의 오차보다 큰 이유는 자동조종장치의 주피먹임이 각속도계의 출력이기 때문이다. 그리고, 레이더오차를 포함했을 때의

결과는 거리오차는 크게 변화가 없었으나, 거리오차의 표준편차를 크게 만들어 시스템의 특성을 상당히 저하시켰다. 이러한 레이더모델에서의 오차 중에는 클린트잡음의 영향이 가장 컸는데, 목표물의 정확한 추정에 있어 장애요인이기 때문이다.

이상에서의 결과로 미루어볼 때 시스템의 전체 특성을 가장 크게 좌우하는 것은 레이더오차였으며, 유도무기의 구성요소 측면에서 볼 때는 각속도계의 성능이 시스템의 중요한 요소이다. 그러나, 일반적으로 각속도계는 각속도계에 비해서 가격이 저렴하므로 좀더 좋은 각속도계를 사용하면 시스템의 성능을 향상시킬 수 있다. 그리고, 추력이나 유도무기의 질량은 제작시에 이미 결정되는 것으로서 특히 정밀한 작업이 요구되는 부분이다.

시선지령식 유도방법을 사용한 지대공 유도무기의 오차 해석을 위하여 개발된 시뮬레이션 프로그램을 통하여 얻은 각 오차요인에 대한 시스템의 반응은 유도무기의 설계와 제작에 필수적인 정보가 된다. 모든 부분을 완벽하게 만들 수 있다면 더 이상 바랄 것이 없으나, 그럴 경우 비용과 노력이 많이 들어가기 때문이다. 그러므로, 본 논문의 결과를 통하여 지대공 유도무기 시스템의 성능을 더욱 향상시키는 계기가 만들어질 것으로 기대된다.

6. 참고문헌

- [1] Atherton, D. P., "Nonlinear Control Engineering," Van Nostland Reinhold Co. Ltd., London, 1975.
- [2] Beyer, W. H., "CRC Standard Mathematical Tables, 25th Ed.," CRC-Press, Inc., Boca Raton, Florida, 1979.
- [3] Blakelock, J.H., Automatic Control of Aircraft and Missiles, John Wiley & Sons, Inc., 1965.
- [4] Broxmeyer, Inertial Navigation Systems, McGraw-Hill, 1964.
- [5] Garnell, P. and East, D.J., Guided Weapon Control Systems, Pergamon Press, 1977
- [6] Kain, J.E. and Yost, D.J., "Command to Line-of-Sight Guidance : A Stochastic Optimal Control Problem," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.14, No. 7, July 1977.
- [7] Meriam, J.L., Dynamics 2nd Edition, John Wiley & Sons, 1975
- [8] Siegal, Joseph and Lee, Jang G., "Evaluation of Command to Line-of-Sight Guidance for Medium Range Missiles," The Analytic Sciences Corp., Report No. TR-1053-2, June 1978.
- [9] Toomay, J.C., "Radar Principles for the Non-Specialist," Life-time Learning Publications, Belmont, California, 1982
- [10] 성 태 경, "불확실한 모델구조하에서의 미사일 공력계수 추정," 석사학위논문, 제어계측공학과 대학원, 서울대학교, 1986.
- [11] 엄 태 윤, "LQG 제어이론을 적용한 미사일 중간경로 유도법칙의 구성 및 지령 유도법칙과의 성능비교," 석사학위논문, 제어계측공학과 대학원, 서울대학교, 1986.
- [12] 이 달 호, "비행시험데이터를 이용한 미사일 공력계수 추정," 석사학위논문, 제어계측공학과 대학원, 서울대학교, 1985.