

미사일 및 표적 운동을 고려한 시선지령유도에서의 코리올리 가속도 보상

류동영 *탁민재*
*한국과학기술원 항공우주공학과

엄태윤 **송택렬**
**국방과학연구소

The Effects of Target and Missile Dynamics on the Optimal Coriolis Acceleration Compensation

*Dong-Young Rew *Min-Jea Tahk **Um-Tae Yoon **Taek-Lyul Song

*Department of Aerospace Engineering
Korea Advanced Institute of Science & Technology

**Guidance and Control Division
Agency for Defence Development

ABSTRACT

In CLOS guidance, feedback compensation of the Coriolis acceleration is used to reduce miss distance. This paper presents the effects of the bandwidth of target and missile on the optimal Coriolis acceleration compensation. A state space formulation of CLOS guidance is used to implement CLOS guidance in feedback form. And the LQR control method is applied to find the optimal feedback gain. From the analysis of the Riccati equations of the optimal control, the following facts are observed: When the target is agile, the optimal gain is reduced, since the compensation becomes ineffective. The missile bandwidth also affects the Coriolis acceleration compensation. Narrower missile requires more compensation for the Coriolis acceleration.

1. 서론

시선지령 유도 방식은 지상 또는 항공기 탑재의 추적장치(tracker)와 표적을 잇는 시선(line of sight, LOS)을 따라 미사일이 비행하도록 유도하는 방식이다. 추적장치는 표적과 미사일을 동시에 추적하게되며, 표적 시선과 미사일 시선의 차이로 정의되는 시선오차(LOS error)를 측정하고 이를 위치오차(position error)로 환산하여 사용한다. 유도 컴퓨터는 위치오차로부터 미사일을 시선상으로 유도하기 위해 필요한 미사일의 가속도를 계산하여 이를 미사일의 자동조종장치에 보낸다. 시선지령유도에서는 미사일이 추적기로부터 멀어짐에 따라 위치오차의 산출 정확도가 저하되므로 유효사거리가 제한될 수 밖에 없다. 그러나 시선지령유도 방식을 사용하는 경우 미사일에 탑재되는 탐색기가 필요없으므로 경제적인 면에서 유리하여 실제 많이 사용되고 있는 유도방식이다.[Black][Garn][Lin]

시선지령유도에 사용되는 추적기의 관측범위(field-of-view)는 그리 크지않으므로 미사일이 시선으로 부터 크게 벗어나지 않도록 유지하는 유도정확도(guidance accuracy)가 중요하다. 재래식 시선지령유도에서는 시스템 운동 모델을 선형 시불변으로 가정하여 여러가지 고전제어 기법을 적용하여 유도 시스템을 설계한다. 이 경우 lead-lag 보상기 또는 비례-적분-미분(PID) 계통의 제어기를 흔히 사용하며 시선이 회전함으로써 생기는 가속도 성분 에 의한 유도오차를 줄이기 위한 방법으로 코리올리(Coriolis)가속도를 직접 보상하는 방법을 사용한다.

참고문헌 [Garn]에서는 일정한 고도를 유지하며 비행하는 표적을 모델로 표적 시선각과 미사일 가속도의 관계 및 표적 시선각과 미사일 운동궤적-시선 상대각(trjectory-to-beam angle)과의 관계를 보여주고 있다. 또한 미사일의 속도가 표적의 속도에 비하여 빠를 수록 미사일 궤적-시선 상대각을 작게할 수 있어서

유도효율이 좋아짐을 보였다. 참고문헌 [Flem]에서는 결정적(deterministic)인 시스템을 대상으로 피드백 제어형태의 최적제어 기법을 시선지령유도에 적용하는 방법을 소개하고, 이를 확장하여 상태변수의 추정을 위하여 칼만필터를 사용하는 LQG방식의 시선지령유도방식을 도입하고 평면으로 제한된 상황에서 기동하는 표적 및 기동하지않는 표적에 대한 시뮬레이션을 수행하여 LQG 시선지령유도방식이 명중성능을 향상시킬 수 있음을 보였다.

본 논문에서는 시선지령유도방식을 코리올리 가속도 성분이 상태변수에 포함된 간단한 선형시스템으로 표현하고 최적제어기법을 적용하여 피드백 제어 형태의 시선지령유도 시스템을 구성한다. 미사일의 기동성능 및 표적운동의 특성이 피드백 이득에 미치는 영향을 조사하기 위해 미사일 및 표적을 각각 1차원 운동모델로 단순화하고 해석적인 방법을 사용하여 최적제어 이득의 변화 경향을 파악한다. 특히 미사일 및 표적의 기동성능에 따라 코리올리 가속도 항에 곱해지는 피드백 이득의 변화를 살펴 봄으로써 미사일이나 표적의 기동 성능에 따라 코리올리 가속도를 보상해주는 정도를 다르게 할 수 있음을 규명한다.

2 시선지령유도를 위한 운동식

시선지령유도 루우프를 선형 시스템으로 표현하기 위하여 시선각 오차 대신 거리오차를 정의 하고 최적제어 기법을 사용하여 이 거리오차를 최소화하는 유도 시스템을 구성한다. 거리오차를 정의 하기위해서 우선 추적장치와 미사일과의 거리와 동일한 크기로 표적시선상의 점을 가상표적으로 정의한다. 이렇게 가상표적을 정의 하는 경우 가상표적과 미사일과의 직선거리가 유도오차가 되며 가상표적과 미사일이 항상 일치하도록 미사일을 유도하면되므로 유도식의 전개가 간편해진다. 이 가상표적과 미사일과의 거리를 거리오차로 정의한다.

논문에서 사용된 미사일과 표적이 이루는 기하학적인 관계를 그림으로 나타내면 그림 1 과 같다.

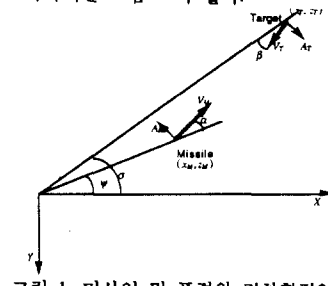


그림 1 미사일 및 표적의 기하학적인 관계

여기서 σ 와 ψ 는 각각 표적 시선각 및 미사일 시선각을 나타낸다. β 는 표적 속도벡터와 표적 시선이 이루는 각을 나타내며, α 는 미사일 속도벡터와 미사일 시선이 이루는 각을 나타낸다. A_T 및 A_M 은 각각 표적 및 미사일의 가속도를 표시한 것으로 각각의 속도벡터와 수직인 방향으로 작용하는 것으로 가정한다.

표적 시선과 미사일 시선과의 시선각오차가 크지 않을 경우 표적시선상의 가상표적에 원점을 둔 이등좌표계에서의 거리오차는 다음과 같이 정의 된다.

$$z_e = z_c - z_m \quad (1)$$

$$\dot{z}_e = \dot{z}_c - \dot{z}_m \quad (2)$$

$$\ddot{z}_e = \ddot{z}_c - \ddot{z}_m \quad (3)$$

여기서 z_e 는 시선각 오차를 사용하여 다음과 같이 구할 수 있다.

$$z_e = -R_M(\sigma - \psi) \quad (4)$$

또한 \dot{z}_e 는 가상표적의 가속도 중 표적 시선에 수직인 성분으로 다음과 같이 계산 된다.

$$\dot{z}_e = -(R_M\ddot{\sigma} + 2\dot{R}_M\dot{\sigma}) \quad (5)$$

여기서 사용된 변수 R_M , \dot{R}_M , $\dot{\sigma}$, $\ddot{\sigma}$ 는 미리 알고 있는 값으로 가정한다.

4. 표적 기동의 경향을 고려한 시선지령유도

단순화된 시선지령 유도 시스템을 구성하기 위한 상태변수를 다음과 같이 정한다.

$$x = [z_e \quad \dot{z}_e \quad b]^T \quad (6)$$

여기서 b 는

$$b = -2\dot{R}_M\dot{\sigma}_T - R_M\ddot{\sigma} \quad (7)$$

로 정의 되며 코리올리 효과를 포함하는 표적시선에 수직인 가상표적의 가속도 성분을 나타낸다.

미사일의 다이내믹스를 무시하는 경우 가속도 명령이 바로 미사일의 가속도가 되므로 입력 u 는

$$u = \dot{z}_m \quad (8)$$

로 정의할 수 있다. 중력가속도는 별도로 보상하는 것으로 가정하여 무시하고 미사일의 z 축이 시선상의 z 축과 일치하는 것으로 가정하고 미사일의 다이내믹스를 무시하면 다음과 같은 유도오차에 관련된 상태 방정식이 얻어진다.

$$\begin{bmatrix} \dot{z}_e \\ \dot{\dot{z}}_e \\ \dot{b} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -k \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_e \\ \dot{z}_e \\ b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -1 \\ 0 \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ k \end{bmatrix} w \quad (9)$$

여기서 k 는 가상표적의 가속도 변화를 1차 Markov 프로세스로 나타낼 때의 시정수로써 표적운동의 bandwidth에 해당하며 w 는 정규분포를 갖는 백색잡음으로 다음의 분산값을 갖는 것으로 가정한다.

$$E[w^2] = \sigma^2_m \quad (10)$$

시스템 행렬과 입력행렬을 각각 F , G 로 정의하고 최적제어의 평가 함수에서 상태 변수 및 제어 입력의 가중행렬 A , B 를 다음과 같이 정한다.

$$A = \begin{bmatrix} q_1 & 0 & 0 \\ 0 & q_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B = I \quad (11)$$

최적제어 입력은

$$u = -B^{-1}G^T S \quad (12)$$

로 주어지며 S 는 다음 Riccati 방정식을 만족한다.

$$\dot{S} = -SF - F^T S - A + SGB^{-1}G^T S \quad (13)$$

앞에서 정의한 행렬 B 와 G 를 식 (12)에 대입하면

$$u = [s_{21} \quad s_{22} \quad s_{23}]x \quad (14)$$

이 된다.

한편, 식 (12)로 주어지는 Riccati 방정식의 정상상태에서의 해를 구하면 다음과 같다.

$$s_{12} = \sqrt{q_1} \quad (15)$$

$$s_{22} = \sqrt{2\sqrt{q_1} + q_2} \quad (16)$$

$$s_{11} = \sqrt{q_1} \sqrt{2\sqrt{q_1} + q_2} \quad (17)$$

$$s_{23} = \frac{s_{12} + ks_{22}}{s_{12} + ks_{22} + k^2} \quad (18)$$

$$s_{13} = s_{22}s_{23} - s_{22} + ks_{23} \quad (19)$$

식 (14)에서 s_{23} 은 코리올리 가속도의 피이드백 계수이며 식 (18)의 결과로부터 다음의 특성을 가짐을 알 수 있다.

$$\begin{aligned} s_{23} &= 1 \quad \text{if } k=0 \\ s_{23} &\rightarrow 0 \quad \text{as } k \rightarrow \infty \end{aligned} \quad (20)$$

$k=0$ 인 경우는 표적이 기동을 하지 않고 한쪽 방향으로 계속 비행하는 경우이며 이 경우에는 코리올리 가속도를 그대로 보상해 주어야 함을 알 수 있다. k 가 무한대로 커지는 경우는 표적이 아주 급격히 가속도를 변화하는 경우로 이 경우는 특별한 보상이 필요하지 않음을 보여주는 결과이다.

4. 미사일의 운동특성을 고려한 시선지령유도

미사일의 운동특성이 코리올리 가속도의 피이드백 제어이득에 미치는 영향을 알아보기위하여 미사일의 가속도 운동을 1차 시스템으로 단순화하고 Riccati 방정식을 전개하여 코리올리 가속도의 피이드백 이득에 관련된 항의 특성을 살펴보는 방법을 사용한다. 유도시스템의 다이내믹스는 다음과 같이 가정한다.

$$\begin{bmatrix} \dot{z}_e \\ \dot{\dot{z}}_e \\ \dot{b} \\ \dot{a}_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -k_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_e \\ \dot{z}_e \\ b \\ a_m \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ k_m \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} w \quad (24)$$

여기서 k_m 는 미사일의 기동성능을 나타내는 계수가 된다. Riccati 방정식의 해를 S 라 하면 최적제어입력은

$$\begin{aligned} u &= -B^{-1}G^T S \\ &= k_m [-s_{41} \quad -s_{42} \quad -s_{43} \quad -s_{44}]x \end{aligned} \quad (22)$$

로 표현된다.

가중행렬은 다음과 같이 선정한다.

$$A = \text{diag}(q_1 \quad q_2 \quad 0 \quad 0), \quad B = I \quad (23)$$

시스템 다이내믹스와 가중행렬을 대수 Riccati 방정식에 대입하고 정리하면 다음의 식을 얻는다.

$$q_1 = k_m^2 s_{14}^2 \quad (24)$$

$$s_{11} = k_m^2 s_{14} s_{24} \quad (25)$$

$$s_{12} = k_m^2 s_{14} s_{34} \quad (26)$$

$$-s_{12} - s_{14} k_m = k_m^2 s_{14} s_{44} \quad (27)$$

$$2s_{12} + q_2 = k_m^2 s_{24}^2 \quad (28)$$

$$s_{22} + s_{13} = k_m^2 s_{24} s_{34} \quad (29)$$

$$s_{14} - s_{22} - s_{24} k_m = k_m^2 s_{24} s_{44} \quad (30)$$

$$2s_{23} = k_m^2 s_{34}^2 \quad (31)$$

$$s_{24} - s_{23} - s_{34} k_m = k_m^2 s_{34} s_{44} \quad (32)$$

$$-2s_{24} - 2s_{44} k_m = k_m^2 s_{44}^2 \quad (33)$$

식 (26)과 (27) 에서 s_{12} 를 소거하고 정리하면

$$k_m (s_{34} + s_{44}) = -I \quad (34)$$

여기서 항상 $s_{44} \geq 0$, $k_m > 0$ 이므로

$$\left| s_{34} \right| = \left| \frac{I}{k_m} + s_{44} \right| > \frac{I}{k_m} \quad (35)$$

코리올리 가속도의 피이드백 제어이득은 식 (22)에서 $-k_m s_{34}$ 로 주어지므로 미사일의 bandwidth를 고려하는 경우에는 최적 피이드백 제어이득이 1보다 커짐을 볼 수 있다. 해석적인 방법으로 제어이득의 값을 구하기는 어려우나 코리올리 가속도를 보상하는 정도는 미사일의 기동성능이 낮을수록 크게하여야한다.

5. 최적제어를 이용한 시선지령유도의 수치해

앞 장에서는 미사일의 기동능력 또는 표적의 기동 경향에 따라 필요한 코리올리 가속도 보정량의 변화경향을 파악하기 위하여 해석적인 방법을 사용하여 최적제어 피이드백 이득 중 코리올리 가속도에 대한 피이드백 이득의 특성을 살펴보았다. 본 장에서는 미사일 기동능력에 대한 모델과 표적의 기동 모델이 동시에 포함되는 경우의 피이드백 이득을 수치적으로 구하여 미사일 표적의 기동성능 및 표적의 기동이 코리올리 가속도 보정량에 미치는 영향을 파악한다.

사용한 선형시스템은 3장 4장의 모델을 결합하여 다음과 같이 나타낸다.

$$\begin{bmatrix} \dot{z}_c \\ \dot{z}_T \\ \dot{b} \\ \dot{a}_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & -k_b & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -k_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_c \\ z_T \\ b \\ a_m \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ k_m \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ k_b \\ 0 \end{bmatrix} w \quad (36)$$

가중행렬은 시스템 성능을 평가하여 다음과 같이 정하였다.

$$A = \text{diag}(100 \quad 1 \quad 0 \quad 0), \quad B = I \quad (37)$$

k_m 과 k_b 를 다음과 같은 범위에서 변화 시켜가며 최적제어 이득을 구하였다.

$$2.4 \leq k_m \leq 474.7 \quad (38)$$

$$0.013 \leq k_b \leq 26.20$$

최적제어이득은 MATRIXx를 사용하여 구하였으며 코리올리 가속도에 곱하게될 이득의 최대 및 최소값 및 그 때의 k_m , k_b 값은 다음과 같다.

$$\text{최대이득} = 2.6687 \quad (k_m = 2.4, k_b = 0.013 \text{ 일 때}) \quad (39)$$

$$\text{최소이득} = 0.1602 \quad (k_m = 474.7, k_b = 26.20 \text{ 일 때})$$

여기서 최대이득을 갖는 경우는 k_m 과 k_b 이 각각 최대값을 가지는 경우이며 최소이득을 갖는 경우는 반대로 k_m 과 k_b 이 각각 최소값을 가지는 경우이다. 그림 2는 k_m 과 k_b 에 대해서 코리올리 가속도 제어이득의 변화를 3차원 그림으로 나타낸 것이다. 그림 3은 동일한 제어이득을 갖는 k_m 과 k_b 를 등고선도에 나타낸 것이다. 그림으로부터 k_m 이 30 이하이고 k_b 가 4 이하인 경우 k_m 이나 k_b 가 감소하면 제어이득이 급격히 증가함을 알 수 있다. 그러나 k_m 이 30 이상인 경우는 k_m 의 증가는 제어이득의 감소에 큰 영향을 주지 못하고 k_b 의 증가에 의해서만 제어이득이 감소 됨을 볼 수 있다.

이와같은 수치해의 분석을 통해서 3장 4장에서 해석적인 접근을 위해서 미사일과 표적운동을 분리하여 얻었던 미사일과 표적의 기동과 코리올리 가속도 보상의 크기에 관한 결론이 미사일과 표적의 운동을 동시에 고려하는 경우에도 적용됨이 확인되었다. 즉, 최적제어 방식으로 결정된 피이드백 이득을 사용하는 시선지령 유도에 있어서 표적의 기동이 빠르면 코리올리 가속도 보상이 작아지고, 미사일의 기동이 느리면 코리올리 가속도 보상이 커진다..

6. 시뮬레이션

표적의 가속도운동 경향 및 미사일 기동 성능이 시선지령 유도방식에서의 코리올리 가속도 보상정도에 어떠한 영향을 끼치는가를 확인하기 위하여 컴퓨터 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션에서 사용한 표적과 미사일의 기하학적인 관계는 그림 1에서 정의한 것과 동일하며 앞장에서 사용한 선형 모델과 달리 비선형모델을 사용하여 시뮬레이션을 수행하였다.

그림 1로 부터 표적 및 미사일의 시선각 σ , ψ 는 각각

$$\sigma = -\tan^{-1} \left(\frac{z_T}{x_T} \right) \quad (40)$$

$$\psi = -\tan^{-1} \left(\frac{z_M}{x_M} \right) \quad (41)$$

로 정의 된다.

시선각속도는 위식을 시간에 대해 미분하여 얻으며 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{\sigma} = \frac{-\dot{z}_T x_T + z_T \dot{x}_T}{R_T^2} \quad (42)$$

$$\dot{\psi} = \frac{-\dot{z}_M x_M + z_M \dot{x}_M}{R_M^2} \quad (43)$$

표적 시선의 각속도는 표적과 미사일의 기하학적 구성으로부터

$$-A_T \cos \beta = R_T \dot{\sigma} + 2\dot{R}_T \dot{\sigma} \quad (44)$$

가 되고 이를 다시 정리하면

$$\ddot{\sigma} = \frac{-A_T \cos \beta - 2\dot{R}_T \dot{\sigma}}{R_T} \quad (45)$$

와 같이 구해진다.

표적시선과 표적 속도벡터방향의 상대각 β 는 표적의 속도벡터에 수직인 방향으로 작용하는 표적가속도와 시선각 변화율의 관계식

$$V_T(\dot{\sigma} + \beta) = A_T \quad (46)$$

으로부터 다음과 같은 미분식을 얻는다.

$$\dot{\beta} = \frac{A_T}{V_T} - \dot{\sigma} \quad (47)$$

위 식을 적분하여 β 를 얻을 수 있다.

미사일 시선과 미사일 속도벡터의 상대각 α 는 β 를 구하는 과정과 동일하며

$$\dot{\alpha} = \frac{A_M}{V_M} - \dot{\psi} \quad (48)$$

로 구해진다.

미사일과 동일한 거리를 갖는 표적시선상의 점을 가상표적으로 정의하고 이 두점 사이의 거리오차를 구하면

$$z_e = -(\sigma - \psi)R_M \quad (49)$$

이 된다. 이 때 z 는 가상표적에 원점을 둔 극좌표계에서의 z 축 좌표이다.

거리오차의 시간미분으로 부터

$$\dot{z}_e = -(\dot{\sigma} - \dot{\psi})R_M - (\sigma - \psi)\dot{R}_M \quad (50)$$

이 얻어진다.

미사일의 운동모델은 다음과 같은 1차 운동식을 갖는 것으로 가정하였다.

$$\dot{A}_M = -k_M A_M + k_M u \quad (51)$$

표적의 운동은 2장에서는 코리올리 가속도가 1차 Markov 프로세스를 갖는 것으로 가정하였으나, 시뮬레이션에서는 표적의 가속도가 1차 Markov 프로세스로 표현되는 다음과 같은 모델을 가정하였다.

$$\dot{A}_T = -k_b A_T + k_b w \quad (52)$$

시뮬레이션에서 β 가 영이 아닌 값을 갖는 경우 표적이 한쪽 방향으로 계속 비행하는 경우가 되므로 표적 모델은 β 를 영으로 하는 point-attack의 경우로 한정하여 시뮬레이션하였다. 시뮬레이션은 크게 CASE I과 CASE II로 나누어 수행하였다. CASE I에서는 미사일 기동성능과 관련된 k_m 을 $k_m=100$ 으로 일정하게 두고 표적의 기동 성능과 관련된 k_b 만을 $k_b=1, k_b=2, k_b=4$ 로 바꾸어 가며 최적제어 이득을 구하고 시뮬레이션하는 방법과, $k_m=100, k_b=2$ 를 오퍼레이팅 포인트로 정하여 제어이득을 구하고 시뮬레이션에서는 표적의 기동이 유도루우프를 설계할 때와 다르게 $k_b=1$ 로 느려지거나 $k_b=4$ 로 빨라지는 경우 유도성능이 어떻게 달라지는가를 시뮬레이션하였다. 표 1은 유도루우프 설계 시 사용한 파라미터와 시뮬레이션에서 사용한 파라미터를 CASE

별로 정리한 것이다. CASE I-1, CASE I-2, CASE I-3 은 유도루우프 설계 시 사용된 파라미터와 시뮬레이션에서 사용한 파라미터가 동일한 경우이며 CASE I-4와 CASE I-5는 유도루우프 설계 시 사용한 파라미터와 시뮬레이션에서 사용한 파라미터가 다른 경우이다. CASE II에서는 CASE I과 다른 오퍼레이팅 포인트에서의 유도시스템 성능을 비교하기 위하여 $k_m=60$ 으로 일정하게 하고 k_b 만을 4, 10, 20으로 바꾸어 가며 CASE I과 동일한 방법으로 시뮬레이션을 수행하였다. 표 1에 각 CASE 별로 유도루우프 설계 시 사용한 파라미터와 시뮬레이션에서 사용한 파라미터를 정리하였다. 각각의 경우의 성능평가를 위하여 각 CASE에 대하여 50회씩 Monte Carlo 시뮬레이션을 수행하고 이 때 나오는 유도오차를 분석하는 방법을 사용하였다.

유도성능의 평가를 위해 사용되는 유도오차의 계산은 참고 문헌 [Tahk]에서 소개한 방법으로, 미사일과 표적의 상대위치 성분 중 미사일과 표적의 상대속도에 수직인 성분의 크기가 요격점에서 stationary하다는 성질을 이용하여 계산하였다.

표 2는 CASE I과 II에 대해서 시뮬레이션한 결과를 정리한 것이다. 표 2에서 표적의 기동이 느리게 변할 수록, 그리고 미사일의 bandwidth가 커질 수록 유도오차가 적어짐을 알 수 있다. CASE I-1과 CASE I-4에서 시뮬레이션에서 사용한 k_b 는 동일하며, 유도루우프 설계와 시뮬레이션에서 동일한 파라미터를 사용한 CASE I-1의 유도오차가 서로 다른 파라미터를 사용한 CASE I-4보다 유도오차가 작은 것은 사용한 코리올리 가속도에 대한 보상 값의 크기가 CASE I-1의 경우가 더욱 크기 때문이다. CASE I-3과 CASE I-5의 경우에도 시뮬레이션에서 사용한 k_b 의 크기는 서로 동일하다. 그러나 유도오차를 비교해보면 유도루우프 설계와 시뮬레이션에서 사용한 파라미터가 동일한 CASE I-3에서의 유도오차가 서로 다른 파라미터를 사용한 CASE I-5보다 크다. 이러한 경향은 CASE II에서도 비슷하게 나타나며 CASE I-5에서의 가속도 보상의 정도가 CASE I-3에서보다 큰 것에 그 원인이 있다고 볼 수 있다. 이러한 결과는 최적제어를 사용하는 경우 제어입력의 크기도 평가함수에 포함되므로 제어입력을 크게하여 평가함수가 증가되더라도 유도오차가 작아질 수 있음을 보여주는 결과이다.

7. 결론

시선지령유도 방식에서는 유도오차를 줄이기 위한 방법으로 시선각의 회전에 의해 발생하는 코리올리 가속도를 직접 보상하여 미사일 가속도 명령에 더해주는 방법을 사용한다.

본 논문에서는 표적 및 미사일의 운동모델이 시선지령유도 루우프 설계에 포함되는 경우 표적 기동 성능 및 미사일의 기동 특성에 따라 코리올리 가속도를 어느 정도로 보상해 주어야 하는가에 대한 연구를 수행 하였다. 이를 위해 1차 식으로 가정된 미사일 및 코리올리 가속도 모델이 포함된 선형 시불변 시스템으로 시선지령유도방식을 표현하여 피이드백 제어 형식으로 시선지령유도 루우프가 구성되도록 하였다. 이러한 선형모델에 최적제어 이론을 적용하여 해석적인 방법으로 코리올리 가속도 항에 곱해지는 이득을 계산해 봄으로써 미사일 및 표적의 대역폭에 따라서 가속도 보상의 정도가 어떻게 달라지는가를 조사하였다.

해석의 결과로 부터 미사일의 다이내믹스를 무시하는 모델에 대해서 표적이 기동을 하지않고 한쪽 방향으로 계속 비행하는 경우에는 코리올리 가속도를 그대로 보상해주어야 하며, 표적이 급격하게 가속도를 변화하는 경우에는 보상에 사용될 이득이 영으로 접근하므로 특별한 보상이 필요 없음을 알 수 있었다. 또한 CLOS 유도루우프의 설계과정에서 미사일의 기동성능을

고려하는 경우, 보상에서 사용되는 이득의 크기는 1 보다 커지며 미사일의 기동성능이 느릴 수록 이득의 크기가 커져 보상정도가 크게됨을 알 수 있었다.

참고문헌

[Blak] Blakelock, J.H., Automatic Control of Aircraft and Missiles, 2nd Ed., John Wiley & Sons, 1991.
 [Flem] Fleming, R.J., Irwin, G.W., "Filter Controllers for Bank-To-Turn CLOS Guidance," IEE Proc., Vol. 134, Pt.D, No. 1, pp 17-25, 1987.
 [Garn] Garnell, P., Guided Weapon Control Systems, 2nd Ed., Pergamon, 1980.
 [Tahk] Tahk, M., Speyer, J.H., "Use of Intermittent Maneuvers for Miss Distance Reduction in Exoatmospheric Engagements," AIAA, 89-3547.
 [Zarc] Zarchan, P., Tactical and Strategic Missile Guidance, AIAA, 1990.

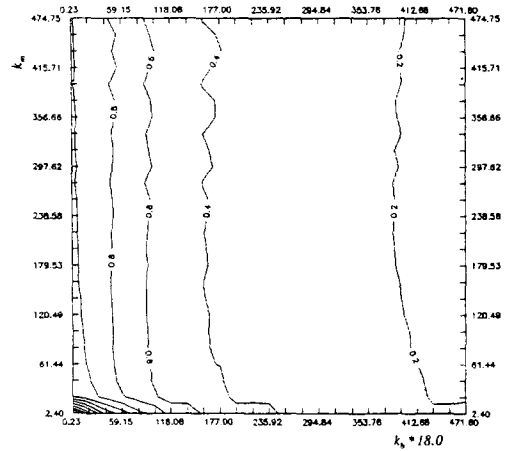


그림 3. 표적 및 미사일 대역폭과 피드백이득의 등고선도

표 1. 시뮬레이션 참조표

Simulation	Controller Design		Simulation	
	k_m	k_b	k_m	k_b
I-1	100	1	100	1
I-2	100	2	100	2
I-3	100	4	100	4
I-4	100	2	100	1
I-5	100	2	100	4
II-1	60	4	60	4
II-2	60	10	60	10
II-3	60	20	60	20
II-4	60	10	60	4
II-5	60	10	60	20

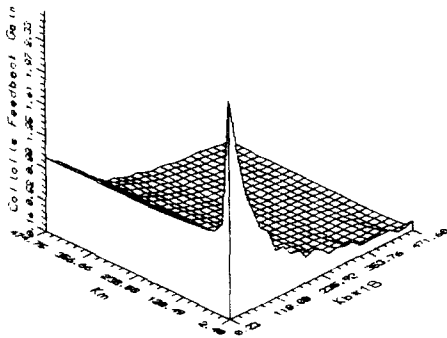


그림 2. 표적 및 미사일 대역폭과 피드백 이득의 관계

표 2. Monte Carlo 시뮬레이션 결과

Simulation	Error Mean	RMS
I-1	1.1865E-01	1.2488E-2
I-2	3.0596E-01	3.2559E-2
I-3	6.4375E-01	7.7657E-2
I-4	2.7529E-01	2.9213E-2
I-5	3.1146E-01	3.9073E-2
II-1	7.2194E-01	9.3490E-02
II-2	1.1686E+00	1.2259E-01
II-3	1.5591E+00	1.5169E-01
II-4	1.3249E+00	1.2076E-01
II-5	1.3623E+00	1.6050E-01