

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(4), 317-325(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.4.317>

스트랩다운 탐색기 기반 호밍루프 설계

홍주현, 유창경*

Homing Loop Design for Missiles with Strapdown Seeker

Ju-Hyeon Hong and Chang-Kyung Ryoo*

Department of Aerospace Engineering, Inha University

ABSTRACT

For a missile with a strapdown seeker, line-of-sight rate for guidance is obtained by compensating the look angle rate from the strapdown seeker by the body angular rate from rate gyros. However, the body angular rate from rate gyros has different signal properties when it compared to the body angular rate implicitly included in the look angle rate. Typically this discrepancy causes instability of homing loop. In this paper, we propose a design method of homing loop where seeker delay is compulsively placed in the output signal of the rate gyros for accordance of both body rates. Also, PID control loop is considered for obtaining stabilized guidance command even though uncertainties of seeker delay is associated. The stability analysis for the linear homing loop before and after the compensation has been done. The stability and performance of the designed terminal homing loop is verified through full nonlinear 6-DOF simulations.

초 록

스트랩다운 탐색기를 장착한 유도탄의 경우 유도에 필요한 시선각속도 추출을 위해서는 탐색기 측정치인 관측각속도에서 동체각속도 성분을 보상해 주어야 한다. 관측각속도에 포함된 동체각속도와 동체각속도 성분의 보상에 사용되는 자이로 출력인 동체각속도의 신호 특성의 차이는 호밍루프의 불안정성을 야기한다. 본 논문에서는 자이로 출력에 탐색기 지연을 고려하여 보상신호의 특성을 일치시키고, 탐색기 지연에 오차가 있을 경우에도 전체 호밍루프의 안정화를 이루기 위해 유도명령 단계 PID제어기를 적용하는 호밍루프 설계방법을 제안하였다. 보상 전 후의 선형모델 대한 안정성해석을 수행하였고, 비선형 6자유도 시뮬레이션을 통해 설계된 호밍루프의 안정성과 성능을 검증하였다.

Key Words : Strapdown seeker(스트랩다운 탐색기), Homing loop(호밍루프), PID controller(PID제어기)

1. 서 론

최근 김발형 탐색기에 비해 저가, 저중량, 저전력의 장점을 갖는 스트랩다운 탐색기를 탑재한

유도탄의 유도 기법에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 김발형 탐색기와 달리 스트랩다운 탐색기의 경우 관측각(Look angle) 정보만 제공한다. 따라서 스트랩다운 탐색기를 이용하여 비례

† Received: January 11, 2014 Accepted: March 26, 2014

* Corresponding author, E-mail : ckryoo@inha.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

기법을 적용하기 위해서는 시선각(Line of Sight)변화율을 별도의 방식으로 구해야 한다.

스트랩다운 탐색기는 유도탄의 동체에 부착된 형태로 사용되기 때문에 관측각 변화율과 동체의 자세각속도 성분이 결합되어 시선각 변화율에 영향을 끼친다. 따라서 물리적인 관점에서 동체의 자세각속도 성분을 단순히 관측각 변화율 성분에서 제외하게 되면 시선각 변화율을 구할 수 있다. 하지만 관측각 변화율의 루프와 자세각속도의 루프가 서로 다른 신호특성을 가지고 있기 때문에 완벽히 상쇄가 되지 않는 현상이 발생한다. 이로 인하여 실제 시스템에 적용할 경우 시선각 변화율이 진동하며 발산하여 호밍루프의 불안정성을 유발한다. 그러므로 이러한 호밍루프의 불안정성을 제거하기 위한 방안으로 호밍루프의 보상기법 연구가 필요하다.

스트랩다운 탐색기를 이용하여 유도기법을 연구한 기존 연구에는 UKF(Unscented Kalman Filter)를 이용한 유도필터를 설계하여 시선각속도를 계산하여 유도에 적용하는 방법[1], 관측각을 이용하여 유도 조종루프를 설계하는 방법[2], 탐색기 영상으로부터 직접 시선각속도를 계산하여 유도에 적용하는 방법[3], $\alpha-\beta$ 필터를 이용하여 관측각속도를 계산하여 유도에 적용하는 방법[4], 관측각과 자세각 사이의 Scale factor를 필터를 이용하여 추정하여 보정한 후 미분하여 시선각속도를 구하는 방식[5] 등이 있다.

또한 관측각 성분과 자세각 성분의 결합을 통하여 시선각속도를 계산 할 경우 발생하는 시스템의 불안정성을 분석하고, 유도루프가 안정해지도록 보상하는 기법에 대한 연구를 한 논문에는 시선각속도를 $\alpha-\beta$ 필터를 사용하여 구하고 자이로스코프 측정치인 동체각속도를 강제로 지연시키는 방법을 통해 Parasite loop를 보상하는 방식을 제안한 논문[6], Routh-Hurwitz판별법을 이용하여 Parasite 효과를 최소화 하는 조건을 분석한 논문[7] 등이 있다.

본 논문에서는 호밍루프의 불안정성을 보상하기 위한 방안으로 탐색기의 지연시간만큼 자세각을 지연시키고, 자세각에 적용된 자이로스코프 모델을 관측각 성분에 적용하여 탐색기와 각속도계 신호를 일치시키는 방식을 제안하였다. 하지만 이 방식의 경우 관측각의 지연시간 즉 탐색기의 정확한 지연시간을 알지 못할 경우 안정성을 보장할 수 없다는 단점이 발생하였다. 이러한 단점을 보완하기 위해서 유도 명령 생성 단계 PID 제어기를 적용시켜 보상된 지연시간이 오차를 가지더라도 유도루프가 발산하지 않도록 보상하는

기법을 제안하였다. 또한 각각의 보상 방안에 대해서 선형 시뮬레이션을 통하여 호밍루프의 안정성을 분석하였고, 비선형 시뮬레이션에 적용시켜 성능을 확인하였다.

II. 문제정의

2.1 유도탄 모델

대상 유도탄은 스트랩다운 탐색기와 3축 각속도계만을 장착한 초소형 저가 정밀 유도무기로서 사거리 약 1.5km 이내의 차량이나 병커와 같은 경장갑 차량을 표적으로 하며 전장길이 630mm, 직경 57mm, 질량 2.4kg이며 외형은 Fig. 1에 나타낸 바와 같다. 주날개 제어 방식으로 발사 후 2초간 추진을 통해 최고속도 230m/s에 도달하며 이후 무추력으로 표적에 도달한다.

2.2 각속도 유도명령의 산출

본 논문에서는 롤안정화가 이루어졌다는 가정 하에 피치채널과 요채널이 독립이 되도록 하였다. 피치채널에서의 유도탄의 유도기하는 Fig. 2와 같다. 유도탄의 시선각은 동체의 자세각과 관측각의 합으로 나타낼 수 있다. 요 채널에서의 유도탄의 유도기하는 피치채널과 동일한 형태로 나타낼 수 있다. 따라서 피치채널과 요채널의 시선각은 다음 식으로 주어진다.

$$\begin{aligned}\sigma_{\theta} &= \lambda_{\theta} + \theta \\ \sigma_{\psi} &= \lambda_{\psi} + \psi\end{aligned}\quad (1)$$

PN(Proportional Navigation)유도 기법을 사용할 경우의 피치축 가속도 명령(a_{z_c})과 요축 가속도 명령은(a_{y_c})는 다음 식과 같이 나타낼 수 있다.

여기서 λ_{θ} 와 λ_{ψ} 는 관측각(Look angle)이며 동체축에 대해 유도탄과 표적의 시선이 이루는 각도로서 탐색기에 의해 관측되는 값이다. θ 와 ψ 는 기준좌표계에 대한 동체의 피치 및 요 자세각을 나타낸다.

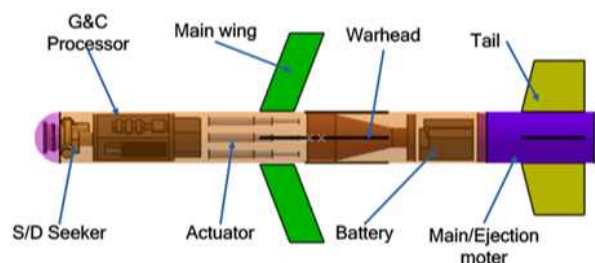


Fig. 1. Missile model

$$\begin{aligned} a_{z_c} &= NV_m \dot{\sigma}_\theta + g \\ a_{y_c} &= NV_m \dot{\sigma}_\psi \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 N 은 유도계수, V_m 은 유도탄의 속도, g 는 중력가속도를 나타내며, 피치 및 요 채널에서의 시선각속도는 식 (1)을 바탕으로 각 채널의 동체각속도와 관측각속도의 합으로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{\sigma}_\theta &= q + \dot{\lambda}_\theta \\ \dot{\sigma}_\psi &= r + \dot{\lambda}_\psi \end{aligned} \quad (3)$$

대상유도탄이 탐색기와 3축 각속도계만을 장착하고 있으므로 다음과 같이 유도가속도 명령은 동체각속도 명령으로 변환되어야 한다.

$$\begin{aligned} q_c &= N\dot{\sigma}_\theta + \frac{g}{V_m} \\ r_c &= N\dot{\sigma}_\psi \end{aligned} \quad (4)$$

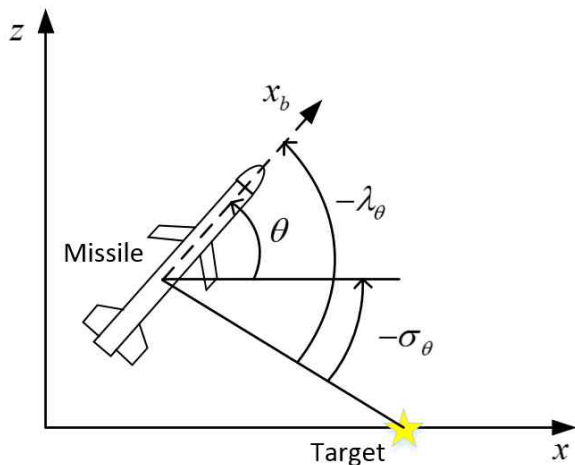


Fig. 2. Guidance geometry in the pitch channel

여기서 q_c 와 r_c 는 각각 피치 및 요 각속도 명령을 나타낸다. 유도탄의 속력은 측정이 불가능하므로 기준 중력가속도 값과 시뮬레이션을 통해 얻은 평균속력을 이용하여 중력보상을 수행한다.

2.3 이상적 호밍루프

스트랩다운 탐색기를 탑재한 유도탄의 피치채널에서의 이상적 호밍루프의 구성은 Fig. 3과 같다. PN유도법칙을 통하여 유도명령(q_c)을 생성한다. 오토파일럿, 구동장치 및 유도탄 동역학을 통해 나타난 피치각속도(q)는 각속도계를 통해 측정되며, 그와 동시에 관측각은 스트랩다운 탐색기를 통해 측정된다. 측정된 관측각($\hat{\lambda}$)을 미분하여 관측각속도($\dot{\hat{\lambda}}$)를 구한다. 식(3)에 나타난 바와 같이 탐색기의 관측각속도($\dot{\hat{\lambda}}$)와 각속도계로 측정된 자세각속도(\hat{q})를 더하여 유도명령 구현에 필요한 시선각속도($\dot{\sigma}$)를 구할 수 있다.

앞서 구성한 이상적인 호밍루프를 기반으로 한 선형 호밍루프는 Fig. 4와 같이 나타낼 수 있으며 각 구성요소별 세부 모델링은 다음과 같은 과정을 통해 얻어진다.

2.3.1 탐색기 선형모델링

스트랩다운 탐색기는 구동파트가 없기 때문에 표적 영상처리 및 추적에 소요되는 Pure delay만으로 모델링 할 수 있다. 시간 지연 모델의 연속 시스템 모델과 이산 시스템 모델에서의 전달함수는 다음 식과 같다.

$$G(s) = e^{-sT} \quad (5)$$

$$H(z) = z^{-T/\Delta T} \quad (6)$$

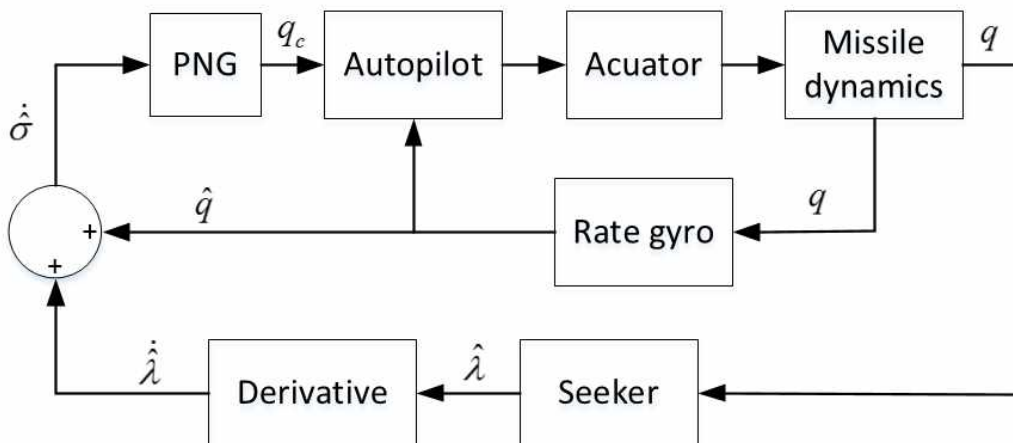


Fig. 3. Pitch channel ideal homing loop for missile with strapdown seeker

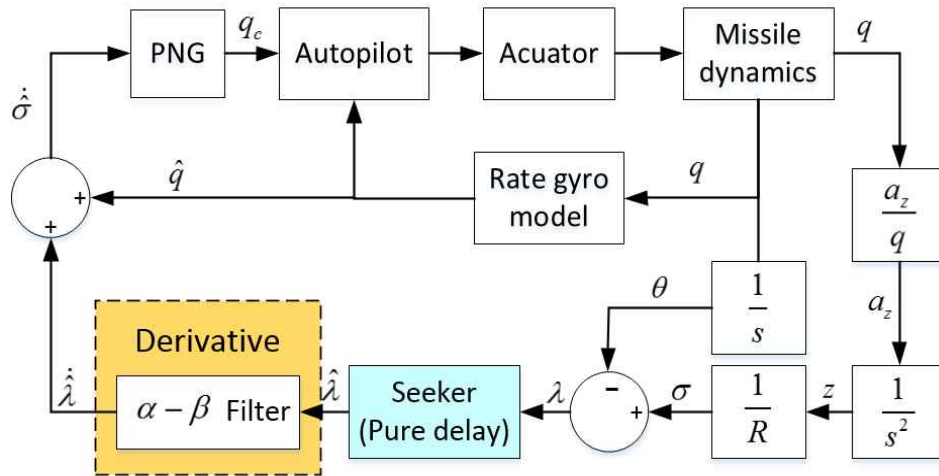


Fig. 4. Original homing loop

여기서 T 는 지연된 시간을 ΔT 는 Sampling time을 나타낸다. 식 (5)의 연속 모델은 안정성 확인을 위한 Pole-zero를 구할 수 없는 형태이므로, 지수함수를 Pade approximation을 통해 합리적 전달함수(Rational transfer function)으로 변환하여 사용하였다[8].

2.3.2 Alpha-beta filter 모델링[9]

구현이 불가능한 미분기를 대체하기 위한 방안으로 $\alpha-\beta$ 필터를 사용하였고, 관측각을 이용하여 관측각속도를 구하도록 하였다[4, 6]. 상태 변수 벡터가 다음과 같이 관측각과 관측각속도로 구성된다고 할 때

$$x(k) = [\lambda(k) \dot{\lambda}(k)]^T \quad (7)$$

시스템 방정식과 측정 방정식은 다음과 같다.

$$x(k+1) = \Phi x(k) + \Psi w(k) \quad (8)$$

$$\Phi = \begin{bmatrix} 1 & \Delta T \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \Psi = \begin{bmatrix} 0.5\Delta T^2 \\ \Delta T \end{bmatrix}, w(k) \sim N(0, Q) \quad (9)$$

$$y(k) = h x(k) + n(k) \quad (10)$$

$$h = [1 \ 0], n(k) \sim N(0, R) \quad (11)$$

상태변수의 전파와 갱신을 위한 식은 다음과 같다.

$$\hat{x}(k+1|k) = \Phi \hat{x}(k|k) \quad (12)$$

$$\hat{x}(k+1|k+1) = \hat{x}(k+1|k) + K(k+1)[y(k+1) - h\hat{x}(k+1|k)] \quad (13)$$

$$K = [\alpha \ \beta/\Delta T]^T \quad (14)$$

위의 식을 바탕으로 구성된 관측각속도를 추정하

기 위한 $\alpha-\beta$ 필터 식은 다음과 같다.

$$\hat{\lambda}(k) = \hat{\lambda}(k-1) + \Delta T \hat{\dot{\lambda}}(k-1) + \alpha(k)[\lambda(k) - \hat{\lambda}(k-1) - \Delta T \hat{\dot{\lambda}}(k-1)] \quad (15)$$

$$\hat{\dot{\lambda}}(k) = \hat{\dot{\lambda}}(k-1) + \frac{\beta(k)}{\Delta T}[\lambda(k) - \hat{\lambda}(k-1) - \Delta T \hat{\dot{\lambda}}(k-1)] \quad (16)$$

여기서 필터 이득 α, β 는 상태잡음 및 측정 잡음의 공분산의 함수로서 다음과 같이 주어진다.

$$\beta = \frac{\Lambda}{4}(\Lambda + 4 - \sqrt{\Lambda^2 + 8\Lambda}) \quad (17)$$

$$\alpha = 1 - \frac{\beta^2}{\Lambda^2} \quad (18)$$

$$\Lambda = \frac{T^2 \sigma_w}{\sigma_n} \quad (19)$$

2.3.3 유도탄 선형 모델링

유도탄의 피치채널의 선형 운동 방정식은 다음과 같이 구동 변위각에 따른 같이 받음각(α)과 피치각속도(q)의 전달함수로 나타낼 수 있다. $Z_\alpha, M_\alpha, M_q, Z_\delta, M_\delta$ 는 각각 유차원 공력 미계수들이고, δ_p 는 구동 변위각을 말한다.

$$\frac{\alpha(s)}{\delta_p(s)} = \frac{Z_\delta s + M_\delta - M_q Z_\delta}{s^2 - (Z_\alpha + M_q)s + (Z_\alpha M_q - M_\alpha)} \quad (20)$$

$$\frac{q(s)}{\delta_p(s)} = \frac{M_\delta s + (M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta)}{s^2 - (Z_\alpha + M_q)s + (Z_\alpha M_q - M_\alpha)} \quad (21)$$

구동기의 전달함수를 1로 가정한 후에 피치채

널의 오토파일럿을 설계했을 경우 전체 폐루프의 전달함수는 다음과 같이 주어진다.

$$\frac{q(s)}{q_c(s)} = \frac{K_{qt}K_q[M_\delta s + (M_\alpha Z_\delta - M_\delta Z_\alpha)]}{s^2 + 2\zeta_q\omega_q s + \omega_q^2} \quad (22)$$

$$\begin{aligned} 2\zeta_q\omega_q &= K_q M_\delta - Z_\alpha - M_q \\ \omega_q^2 &= Z_\alpha M_q - M_\alpha + K_q(M_\alpha Z_\delta - Z_\alpha M_\delta) \end{aligned} \quad (23)$$

식 (22)에서 $2\zeta_q\omega_q$ 와 ω_q^2 은 식 (23)과 같고, K_q, K_{qt} 는 오토파일럿의 계수이다.

2.3.4 자이로스코프 모델링

자이로스코프의 모델은 2차 시스템의 형태로 모델링을 수행하였다. 자이로스코프 모델을 연속 함수의 전달함수로 나타내면 다음 식과 같다.

$$G_{gyro}(s) = \frac{w_n^2}{s^2 - 2\zeta w_n s + w_n^2} \quad (24)$$

2.4 선형해석에 기반을 둔 안정도 해석

Figure 4에 나타난 바와 같이 스트랩다운 탐색기 출력이 $\alpha-\beta$ 필터를 통과하여 구해진 관측각 속도에는 동체각속도 성분이 포함되어 있다. 시선각속도를 얻기 위해서는 탐색기를 통하여 구한 관측각속도를 각속도계를 통해 얻은 동체각속도로 보상해 주어야 한다. 그러나 탐색기를 거치는 동체각속도의 경우 탐색기 지연 및 $\alpha-\beta$ 필터를 통과하는 반면에, 각속도계를 거치는 동체각속도의 경우 각속도계의 2차 필터를 거치게 된다. 따라서 두 동체각속도는 서로 다른 신호 특성을 가지게 되어 완벽한 보상이 이루어지지 않음을 알 수 있다. Fig. 4에 나타난 바와 같은 각속도계를 거친 동체각속도는 + 피드백 요소이며 탐색기를

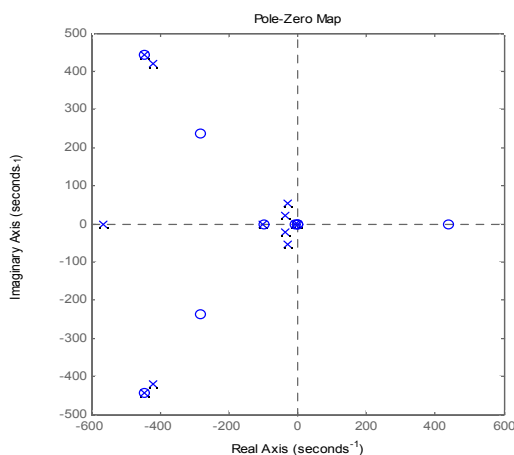


Fig. 5. Pole-Zero Map of the original loop

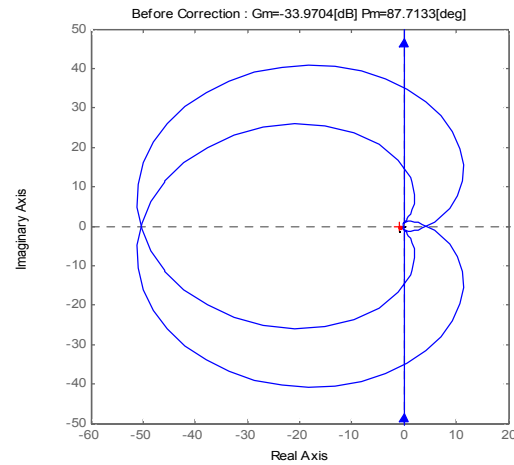


Fig. 6. Nyquist diagram of the original loop

거친 동체각속도를 완벽히 보상하지 못할 경우 전체 호밍루프의 불안정성을 야기하게 된다. 실제로 Fig. 4의 호밍루프의 선형안정도를 해석을 통해 이러한 사실을 확인할 수 있다. 이 선형 모델의 Open loop Pole-Zero Map인 Fig. 5를 살펴보면 우반면의 극점은 0개임을 확인할 수 있다. 따라서 Nyquist 안정성 해석에 따르면, Nyquist Diagram에서 (-1, 0)을 반시계 방향으로 감싸는 횟수는 0회이면 안정한 시스템을 알 수 있다. 이 선형 모델의 Nyquist Diagram인 Fig. 6을 살펴보면, 이 경우 (-1, 0)을 두 번 감싸는 것으로 보아 이 시스템은 불안정한 시스템을 알 수 있다. 이때의 선형 모델은 상대거리 1500m, 마하 0.7의 속도조건하에서 구성하였다.

III. 호밍루프 안정도 개선

3.1 신호특성 일치를 통한 호밍루프 보상

탐색기 지연 및 각속도계를 비교적 정밀하게 모델링 할 수 있다는 가정 하에 Fig. 7에 나타난 바와 같이 2차의 각속도계 모델을 탐색기 루프에 추가 시키고, 탐색기 지연 및 $\alpha-\beta$ 필터를 각속도계 루프에 포함시키면 이론적으로 두 동체각속도 신호는 일치하게 된다. Fig. 7에서 짙은 색으로 표시된 블록들이 신호특성 일치를 위해 새롭게 추가된 요소들이다.

신호특성 일치 후의 상대거리 1500m, 마하 0.7의 속도 조건 하에서의 선형 호밍루프를 Nyquist 안정도 해석을 통해 분석하였다. 그 결과 Pole-zero map에서 우반면의 극점의 수가 0개이고, Nyquist diagram에서 (-1, 0)을 반시계

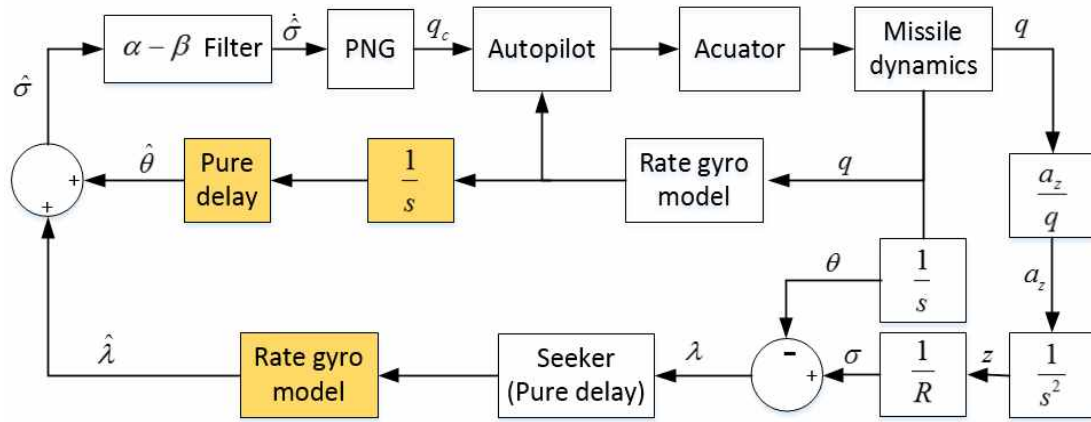


Fig. 7. Homing loop with signal compensation

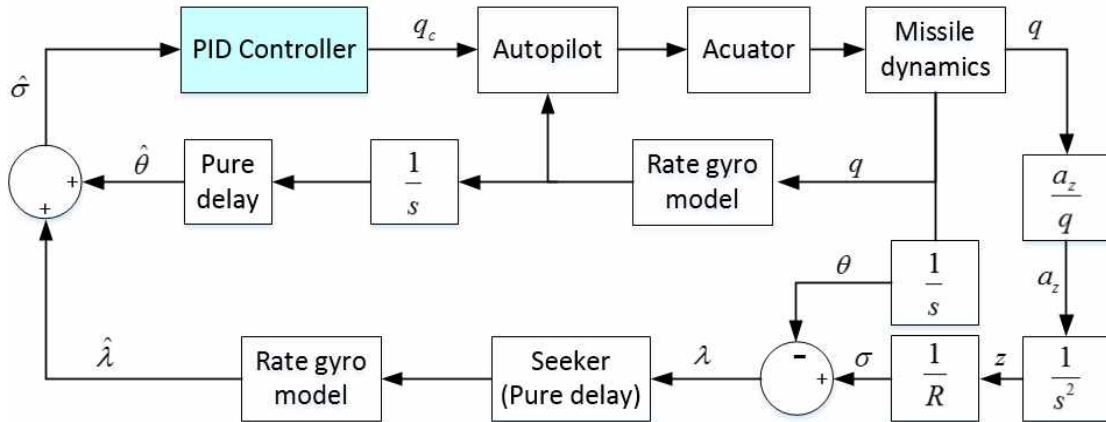


Fig. 8. Homing loop with signal compensation and PID controller

방향으로 감싸는 횟수 또한 0이 되어 Fig. 7로 주어진 신호특성 일치 후 호밍루프는 이득여유 (Gain margin)과 위상여유(Phase margin)는 각각 30.3149dB와 87.2823deg로 안정함을 알 수 있었다.

호밍루프를 구성하고 있는 모델 중 정확한 추정 이 어려워 호밍루프 전체의 안정성에 큰 영향을 끼치는 모델은 탐색기 시간지연 모델이다. 보통의 경우 탐색기의 지연시간을 정확히 알기 어렵거나 일정한 값으로 고정되지 않을 경우가 발생할 수 있다. 이러한 상황을 가정하여 탐색기의 지연시간을 자세각 루프에 적용할 때 지연시간 모델에 20msec정도 오차가 부가하여 안정도 해석을 수행하였다. 그 결과 Pole-Zero Map의 우반면에 극점이 0개 있는 반면, Nyquist diagram에서 (-1, 0)을 반시계로 감싸는 횟수는 2회로 불안정한 시스템이 됨을 확인하였다. 따라서 시간지연에 대한 보상치가 차이를 가지더라도 호밍루프의 안정성을 유지시키기 위한 추가적 방안이 필요하다.

3.2 PID제어기 추가를 통한 호밍루프 성능개선

탐색기 지연시간 보상치가 실제 시간지연 값과 다소 오차가 있더라도 호밍루프를 안정화시키기 위한 방편으로 Fig. 8과 같이 Fig. 7의 α-β 필터와 PNG 부분을 PID제어기로 대체한다. 이는 PNG의 유도상수 만으로는 전체 호밍루프의 안정화를 이루기 어렵기 때문이다. PD제어기를 적용하는 것도 고려하였지만 안정한 계인을 찾을 수 없어 PID제어기를 적용하였다. PID 제어기의 전달함수는 다음과 같다.

$$G_{PID}(s) = K_P + K_I \frac{1}{s} + K_D \frac{K_N s}{s + K_N} \quad (25)$$

본 논문에서는 시간지연보상 후 PID제어기를 적용하는 것을 고려하였다. 시간 지연 보상을 하지 않은 상태에서 PID제어기를 설계 할 경우 시스템이 안정하도록 설계가 가능하지만 만족할 만한 이득여유를 획득하지 못하였기 때문에 시간지

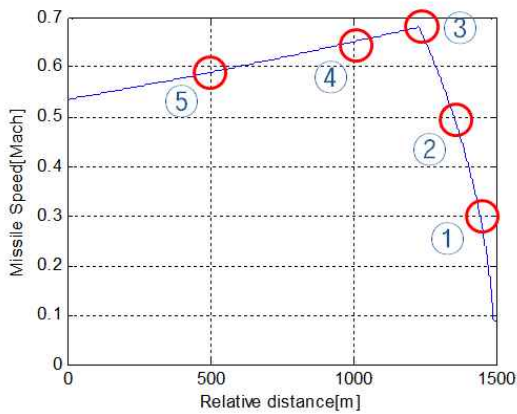


Fig. 9. Design point Candidates

연 보상 후 PID제어기 설계하여 적용하였다. 속도 및 상대거리에 따라 PID제어기를 설계하는 것이 전체 시스템의 안정화에 가장 적합하나 유도탄의 센서시스템이 탐색기와 각속도계 만으로 구성되어 있어 게인 스케줄링에 필요한 유도탄의 속도와 표적까지의 상대 거리를 알기 어렵기 때문에 게인 스케줄링 없이 단일 설계점을 기준으로 선형모델을 도출하고 제어기 설계를 수행하였다. 설계점을 설정하기 위해서 시간지연이 없는 유도루프를 사용하여 사거리 1500m에서 발사 시 유도탄의 속도 프로파일을 구하였고, 이를 바탕으로 다양한 상대거리에서 속도조건에 대한 설계점 후보군을 선정하였다. 각 설계점 후보군에 대해 개별적으로 PID제어기를 설계하고 각 설계점에서 이득여유와 위상여유를 구하여 전 비행구간에 대해 상대적으로 가장 큰 이득여유와 위상여유를 갖는 설계점을 선택하였다.

Figure 9는 유도탄과 표적의 상대거리에 대한 속도 프로파일 위에 각 설계점 후보군을 표시한 그림이다. 이 중 최종적으로 5번 위치에서 구한 설계점을 사용하였다. 5번 설계점에서의 이득여유는 16.2542dB이고, 위상여유는 58.5176deg 정도이다. 5번 설계점을 사용한 경우 가장 작은 이득을 보이는 구간에서의 이득여유와 위상여유는 7.51dB와 24.7153deg이다.

PID제어기를 적용 한 유도루프에서 지연시간 보상을 20msec차이를 두더라도, 이득여유와, 위상여유는 각각 16.9525dB, 73.5365deg로 충분한 여유를 보유함을 확인 하였다.

IV. 비선형 시뮬레이션

앞 장에서 제안한 방법으로 설계된 호밍루프의 성능을 분석하기 위해 비선형 6자유도 시뮬레

Table 1. Initial conditions for 6-DOF simulation

항목	초기 값
유도탄 초기 위치	(0m, 0m, 0m)
표적 초기 위치	(1500m, 0m, 0m)
표적 속도	(10m/s, 10m/s, 0m/s)
실제 탐색기 지연 시간	60msec
유도제어 루프 동작 주기	20msec

이션을 수행하였다. 유도탄과 표적의 시뮬레이션 수행 초기 조건을 Table 1에 나타내었다. 표적의 속도는 평면상에서 시속 51km/h이다.

Figure 10은 탐색기 시간지연 보상에 오차가 없는 경우, 즉 실제 탐색기 시간지연과 신호특성 일치를 위한 시간지연 보상량이 60msec로 동일한 경우에 대한 시뮬레이션 결과이다. 앞서 보인 보상 전 유도루프와 신호특성 일치를 수행한 유도루프는 시간 지연 보상에 오차가 있을 경우 루프가 발산하여 유도가 불가하므로 PID제어기를 적용한 루프를 대상으로 시뮬레이션을 수행하였다. 유도명령의 경우 실제 각속도명령이나 이해를 돕기 위해 가속도명령으로 환산하여 나타내었다. 이동표적임에도 불구하고 비행 전 구간에서 진동 현상이 발생하지 않으며 유도오차는 약

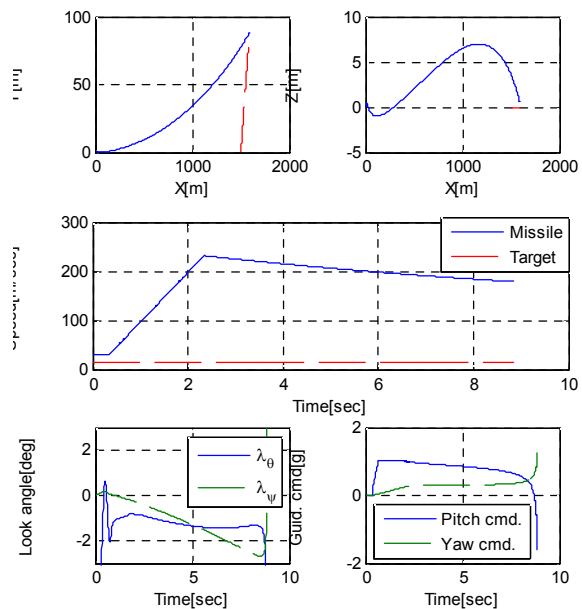


Fig. 10. Results of simulation without seeker delay time error

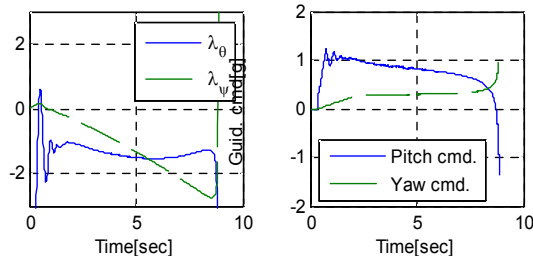


Fig. 11. Simulation results for seeker delay time error of -20msec (40msec pure delay model)

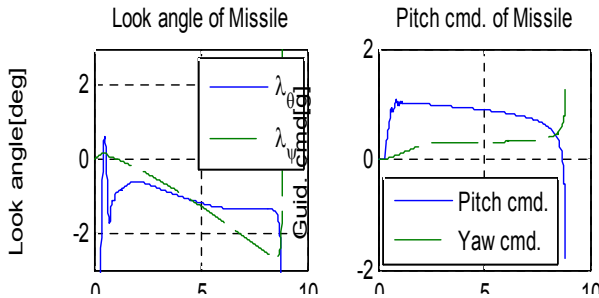


Fig. 12. Simulation results for seeker delay time error of +20msec (80msec pure delay model)

1.7m이다. Figure 11은 동일한 초기조건에 대해 탐색기의 시간지연 보상량에 20msec의 오차가 존재하는 경우, 즉 탐색기의 실제 시간지연이 60msec이고 신호특성 일치를 위한 시간지연 보상량을 40msec로 설정한 경우에 대한 비선형 시뮬레이션 결과이다. 유도탄과 표적의 위치 및 속도 그래프는 오차가 없는 경우와 동일하여 생략하였다. 초반 유도 명령에 약간의 진동이 발생하였지만 약 1.6m의 유도 오차가 발생하였다. Figure 12는 동일한 초기조건에 대해 탐색기의 실제 시간지연이 60msec이고 신호특성 일치를 위한 시간지연 보상량을 80msec로 설정한 경우에 대한 비선형 시뮬레이션 결과이다. 본 시뮬레이션에 있어서도 유도탄과 표적의 위치 및 속도 변화가 유사하여 생략하였다. 초반 유도 명령에 미세한 진동이 발생하였지만 이동표적에 대해서 약 1.6m의 유도 오차가 발생 하였다.

Figure 13-14는 Table 1의 초기조건에서 사거리만을 1000m와 500m로 변경시킨 경우의 비선형 시뮬레이션 결과이다.

실제 탐색기 시간지연과 신호특성 일치를 위한 시간지연 보상량을 60msec로 동일하게 설정한 결과로서 사거리가 변화하더라도 양호한 비행 상태를 나타내고 있으며 두 경우 모두 1.8m의 유도오차가 발생하였다.

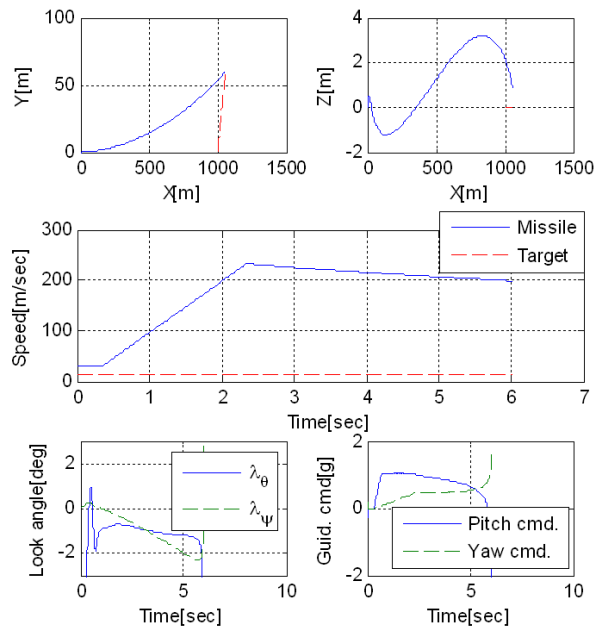


Fig. 13. Results of simulation in range 1000m

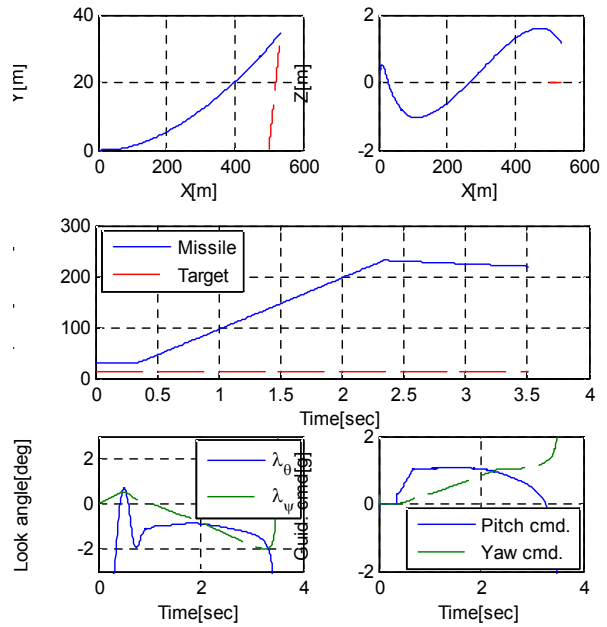


Fig. 14. Results of simulation in range 500m

V. 결 론

본 논문에서는 스트랩다운 탐색기를 장착한 유도탄에서 발생하는 호밍루프의 불안정성을 보상하기 위한 방안으로 관측각 루프와 자세각속도 루프의 신호특성이 일치 하도록 유도루프를 구성하는 방식을 제안하였다. 하지만 이 방식의 경우 탐색기의 시간 지연 성분을 정확히 보상하지 않

으면 유도루프가 불안정해 지는 특성이 있어 이를 보완하기 위해서 유도 명령생성 부분에 있는 $\alpha - \beta$ 필터와 PNG 부분을 PID제어기로 대체하는 방안을 제안하였다.

제안한 보상기법을 적용한 후 비선형 시뮬레이션을 수행하여 움직이는 표적에 대한 유도가능성을 확인해 본 결과 PID 제어기를 적용한 경우에는 탐색기의 시간지연 성분을 정확하게 보상하지 않더라도 다양한 사거리에서 이동표적에 대해 강건한 유도가 가능함을 확인하였다.

하지만 본 논문에서 제안하는 방식은 탐색기 시간지연 이전의 과거의 표적의 정보를 이용하여 유도를 수행하기 때문에 1.8m 수준의 유도오차가 발생한다. 추후 연구에서는 이를 개선하기 위해서 표적위치 예측필터를 도입하여 호밍루프의 성능을 개선할 예정이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 지원으로 수행된 위탁과제 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

References

- 1) Joongsup Yun, Chang-Kyung Ryoo, and Taek-Lyul Song, "Guidance Filter Design Based on Strapdown Seeker and MEMS Sensors", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.37, No.10, pp.1002-1009, Oct. 2009.
- 2) Dowan Kim, Woosung Park, and Chang-Kyung Ryoo, "Look-Angle-Control Guidance for Missiles with Strapdown Seeker", *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, Vol.19, No.3, pp.275-280, Mar. 2013.
- 3) Woo Hyun Kim, Chan Gook Park, and Jang Gyu Lee, "A Derivation of LOS Rate for PNG in a Strapdown Seeker Missile", *Proceeding of 2009 the Korea Institute of Military Science and Technology*, Jeju, Korea, pp.354-357, Aug. 2009.
- 4) Se-Ah Jang, Chang-Kyung Ryoo, Keeyoung Choi, and Min-Jea Tahk, "Guidance Loop Design for Portable Tactical Missiles with Strapdown Seeker", *Proceeding of 2008 the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, pp.319-322, Apr. 2008.
- 5) Raman K. Mehra, and Ralph D. Ehrlich, "Air-To-Air Missile Guidance For Strapdown Seekers", *Proceeding of the 23rd Conference on Decision and Control*, Las Vegas, NV, pp.1109-1115, Dec. 1984.
- 6) Se-Ah Jang, Chang-Kyung Ryoo, Keeyoung Choi, and Min-Jea Tahk, "Parasite Loop Compensation of Strapdown Seeker for A Missile", *Proceeding of the 15th Conference on Guided Weapon*, ADD, pp. 65-70, Nov. 2009.
- 7) Tae-Hun Kim, Bong-Gyun Park, Hyuck-Hoon Kwon, Yoon-Hwan Kim, and Min-Jea Tahk, "Stability Analysis of Missiles with Strapdown Seeker", *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.39, No.4, pp.332-340, Apr. 2011.
- 8) Richard C. Dorf, and Robert H. Bishop, *Modern Control Systems*, Eleventh edition, Pearson Education, NJ, pp.604-607, 2008.
- 9) Paul R. Kalata, "The Tracking Index A Generalized Parameter for $\alpha - \beta$ and $\alpha - \beta - \gamma$ Target Trackers", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Volume: AES-20, Issue: 2, pp.174-182, Mar. 1984.