

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(4), 324-332(2016)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.4.324>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

스트랩다운탐색기와 1축 각속도계를 이용한 관측각제어 호밍루프설계

홍주현*, 박국권*, 박상섭*, 유창경**, 조한진***, 조영기***

Look-Angle-Control Homing Loop Design
with a Strapdown Seeker and Single Gyroscope

Ju-Hyeon Hong*, Kuk-Kwon Park*, Sang-Sup Park*, Chang-Kyung Ryoo**,

Han-Jin Cho*** and Young-Ki Cho***

Inha University* , ** , LIG Nex1***

ABSTRACT

In this paper, the terminal homing loop with a IIR-type strapdown seeker and a roll rate gyroscope is proposed. Basically, the proposed homing loop is based on the look-angle-control guidance. Since the range of the seeker is strictly limited, the missile is delivered to a point to lock the target on the seeker via non-guided flight during the midcourse guidance. The non-standard firing table is developed to compensate the wind and the target movement. To secure the delay margin is very important to prevent the instability of the homing loop when the time delay of the seeker is included. To validate the proposed homing loop, the 6-DOF nonlinear simulation is performed, and the Monte-Carlo simulation is also done for checking the robustness for the various kinds of uncertainty.

초 록

본 논문에서는 최소센서 조합만을 이용하는 관측각 제어기반 종말유도조종 루프의 설계방안에 대하여 제안하였다. 조종루프에서 필요한 동체자세각속도 피드백 대신 관측각속도 피드백을 적용함과 동시에 종말유도법칙으로 관측각 제어법칙을 적용함으로써 1축 각속도계와 스트랩다운 탐색기만으로 유도조종루프의 구성이 가능하도록 하였다. 또한 탐색기에서 출력되는 관측각에 시간지연이 있더라도 유도루프의 안정성을 유지할 수 있도록 지연여유를 고려하여 유도루프를 설계하였다. 본 논문에서 제안하는 종말유도조종 루프를 검증하기 위하여 6자유도기반 비선형시뮬레이션을 구성하였고, 몬테카를로 시뮬레이션을 통하여 다양한 불확실성 요소를 고려하여 유도조종루프의 강건성을 검증하였다.

Key Words : Look-angle Control(관측각 제어), Strapdown Seeker(스트랩다운 탐색기), Delay Margin(지연 여유)

1. 서 론

보통의 유도무기의 경우 유도조종을 위하여 3루프 오토파일럿을 구성하는 것이 일반적이다[1]. 3루프 오토파일럿을 구성하기 위해서는 3축의 가속도계와 3축의 각속도계의 관성센서 조합이 필요하기 때문에 최소 6가지의 관성센서를 위한 공간이 필요하다. 따라서 탑재 관성센서를 줄이기 위한 방안으로 3축 각속도계만을 이용하여 유도 명령이 각속도 명령으로 주어지는 형태의 조종루프를 구성하는 방법이 있다[2].

종말유도에 필요한 표적의 정보를 제공하는 탐색기를 위한 탑재공간을 줄이기 위해서는 구동기가 포함되어 있는 김벌형 탐색기보다는 동체에 부착된 형태의 스트랩다운 탐색기를 장착하는 편이 유리하다. 김벌형 탐색기의 경우 PNG (Proportional Navigation Guidance)에서 필요한 시선각속도를 바로 측정할 수 있지만 스트랩다운 탐색기의 경우 동체의 움직임까지 반영되어 있는 관측각만을 측정할 수 있기 때문에 관측각을 이용하여 시선각속도를 구하기 위한 용도로 parasite loop를 추가하여 유도루프를 구성한다 [3]. Parasite loop로 구한 시선각속도에는 고주파의 진동이 발생할 수 있고, 시선각속도의 진동으로 인하여 유도명령 또한 진동하여 유도탄이 발산하게 된다[4]. 따라서 스트랩다운 탐색기를 장착한 유도탄에 유도루프를 구성할 때 parasite loop를 구성하지 않고 시선각속도를 구하여 사용하지 않거나 시선각속도가 아닌 관측각을 사용하는 방식들이 제안되었다. Parasite loop를 이용하여 구한 시선각속도를 사용하지 않는 유도방식에는 유도필터링을 이용하는 방식이 있다. 이 방식은 칼만 필터 기반의 상태추정필터를 설계하여 유도탄과 표적 사이의 상대운동을 추정하고, 이를 이용하여 시선각속도를 계산하거나[5], 상대운동정보를 이용하여 새로운 유도법칙을 적용하는 방식이다 [6]. 상태추정 필터를 설계하는 방식의 경우는 큰 연산량을 감당할 수 있는 하드웨어의 구성이 필요하기 때문에 최소센서 조합을 대상으로 하는 유도루프에는 적합하지 않다.

관측각을 이용하는 방식은 관측각을 이용하여 표적이 항상 탐색기의 FOV이내에 존재하도록 제어하는 순추적(pure pursuit)의 개념을 적용하는 방식이다. 이 방식은 탐색기가 항상 표적을 바라보고 있기 때문에 lock-on해제의 위험성이 낮고 비행궤적을 다양하게 성형할 수 있다는 장

점이 있지만, 이동표적에 대해서는 유도성능이 떨어질 수 있다는 단점이 있다[7]. 이 방식은 유도알고리즘 구동 시 큰 연산량이 필요하지 않고 스트랩다운 탐색기에서 바로 산출되는 관측각을 이용하기 때문에 최소센서조합을 이용하여 유도를 수행하기에 적합하다. 하지만 이 방식의 경우 동체각속도를 피드백하여 조종루프를 구성하였기 때문에 3축의 각속도계가 필요하다.

따라서 본 논문에서는 롤 안정화를 위한 1축 롤 각속도계와 종말유도를 위한 스트랩다운 탐색기만을 이용하여 탐색기 시간지연이 발생하더라도 강건한 유도조종을 수행 할 수 있는 유도조종루프를 설계하였다. 기존의 방법의 경우 delay margin을 확보하지 않았기 때문에 탐색기출력에 시간지연이 발생할 경우에는 유도루프가 불안정해질 가능성이 있어 본 논문에서는 충분한 delay margin을 확보하는 것을 고려하여 유도루프를 구성하였다.

한편 본 논문에서는 롤 각이 안정하다는 가정 하에 피치와 요 방향의 운동을 분리하여 유도조종기를 설계하였기 때문에 롤 제어기의 성능이 유도조종성능에 큰 영향을 미친다. 또한 스트랩다운 영상탐색기는 롤 각속도가 있을 경우 표적의 포착이 어렵기 때문에 롤 각속도가 0으로 수립해야 할 필요가 있다. 하지만 관측각은 롤 축을 제외한 피치 축과 요 축의 각도를 구할 수 있기 때문에 롤 각속도를 측정하기 위한 1축 롤 각속도계를 적용하였고, 피치와 요축 각속도부분에는 탐색기로부터 출력되는 관측각속도를 이용하여 피드백루프를 구성함으로써 1축 롤 각속도계와 스트랩다운 탐색기만을 이용하는 유도조종루프를 구성하였다. 본 논문에서는 스트랩다운 탐색기로부터 관측각과 관측각속도를 얻을 수 있다는 가정 하에 유도조종루프를 구성하는 방법에 대하여 기술하였기 때문에 관측각과 관측각속도를 산출하는 방안에 대해서는 기술하지 않았다.

본 논문에서는 비표준상태에서의 사표를 제작하여 초기 사격제원을 산출하여 적용하였다. 비표준상태에서의 사표를 적용함으로써 표적의 이동, 바람 등을 고려한 초기 발사각을 산출하여 적용 할 수 있기 때문에 관측각제어 기법의 단점인 이동표적에 대한 성능저하 현상을 개선함과 동시에 종말유도 돌입 시점에서 탐색기 FOV안에 표적이 존재하도록 하였다. 본 논문의 마지막 장에서는 설계한 유도조종루프를 6자유도 비선형 시뮬레이션에 적용하여 유도조종루프의 성능을 검증하였다.

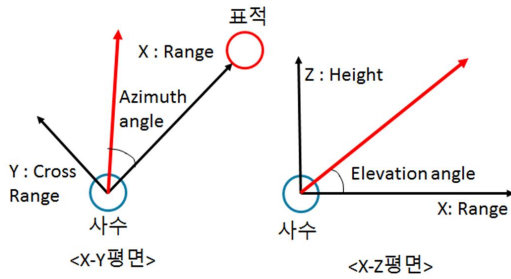


Fig. 1. The coordinate system of the firing table

II. 본 론

2.1 비표준상태 사표

2.1.1 사표 좌표계 정의

사표 좌표계는 Fig. 1과 같이 정의하였다. 사표 좌표계의 원점은 사수의 위치로 설정하였다.

x축은 사수 위치에서 표적의 초기 위치를 향하는 사거리방향(Range)으로 설정하였고, z축은 지면에 수직인 윗방향(Height)으로 설정하였다. 한편 y축은 x-z평면에 수직인 방향(Cross range)으로 설정하였다. 사표 좌표계를 기준으로 x-y평면과 z축 사이에서 정의되는 각도를 고도각(Elevation angle)으로 설정하였고, 고도각 0도는 x-y평면과 수평 할 때로 설정하였다. 사표 좌표계를 기준으로 x-y평면에서 정의되는 각도를 방위각(Azimuth angle)으로 설정하였고, 방위각 0도는 x축 방향으로 설정하였다.

2.1.2 비표준상태 사격제원 보정치 산출

비표준상태에서의 사격제원에 대한 사표를 구성하기 위하여 Fig. 2와 같이 기울기법(Gradient method)[8, 9]을 기반으로 하는 사격제원 알고리즘을 구성하였다. 기울기법 기반의 사격제원 알고리즘은 다음과 같은 과정을 통하여 사격제원을 산출한다. 먼저 기울기법으로 산출한 사격제원을 대상탄의 초기 발사각으로 설정하여 표적과 대상탄의 교전시물레이션을 수행한다. 교전시물레이션을 통하여 구한 위치오차가 기준오차보다 클 경우에는 기울기법을 이용하여 사격제원을 재산출하여 대상탄의 초기자세각에 적용한다. 새롭게 적용된 초기자세각을 적용하여 구한 위치오차를 기준오차와 다시 비교한다. 이러한 과정을 위치오차가 기준오차 이내로 들어올 때까지 반복한다. 반복시물레이션이 종료되었을 때 기울기법으로 산출된 사격제원이 해당 비표준상태에서의 사격제원이라고 할 수 있다.

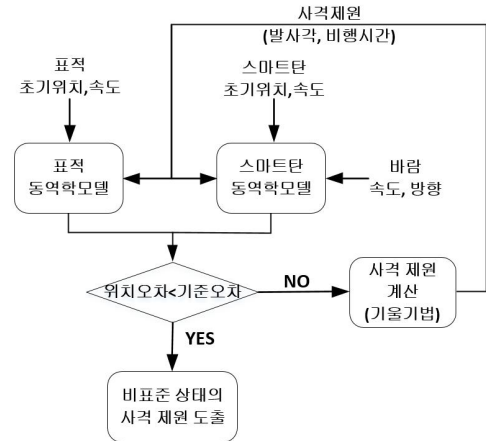


Fig. 2. The firing data calculation algorithm

비표준상태에서 풍속은 대상탄의 위치에, 표적의 속도는 표적의 위치에, 고도차이는 비행시간에 영향을 주기 때문에 각각의 영향을 따로 분석할 필요가 있다. 따라서 각 조건 중 하나의 조건만을 제외한 나머지 조건을 고정시킨 채로 사격제원을 분석하였다.

또한 각 조건 사이의 커플링이 다소 크게 발생하는 경우를 선별 하여 추가적으로 보정을 수행하였다. 사표 제작을 위한 비표준상태 요소와 운용 범위는 Table 1과 같다. 바람과 표적의 속도는 일정하다고 가정하여 사표를 구성하였다. 각 조건에서 일정간격의 샘플링 포인트를 설정하여 구한 사격제원은 사거리 별로 최소자승법 기반의 curve fitting을 수행하여 n차 다항식의 계수를 산출한다. 각 사거리별 다항식의 계수는 다시 바람 또는 표적 이동 정보에 대한 m차 다항식으로 curve fitting을 수행하여 계수를 산출한다. 따라서 사거리 및 각 조건들에 대한 사격제원이 다항식의 형태로 나타나게 된다. 본 논문에서 적용한 다항식을 이용하는 방식은 테이블을 저장할 필요가 없어 별도의 저장공간을 필요로 하지 않고, 사

Table 1. Firing table correction elements

	Condition	Range
Environment elements	Wind direction [°]	0 ~ 180
	Wind speed [m/s]	-10 ~ 10
Target elements	Target range [m]	500 ~ 2000
	Target height [m]	-50 ~ 50
	Target moving direction [°]	0 ~ 180
	Target speed [m/s]	-10 ~ 10

칙연산만으로 사격제원을 구할 수 있어 실시간에 가까운 사격제원 도출이 가능하다. 이 방식은 근사식을 이용함으로 인하여 사격제원의 오차가 발생할 수 있다는 단점이 있지만 본 논문에서는 종말유도구간이 존재하기 때문에 근사 오차가 전체 요격 성능에는 큰 영향을 미치지 않는다.

다음 식 (1) ~ (9)는 각 조건에 따른 사격제원을 산출하는 함수의 입력과 출력을 나타낸다. 아래 식에서 아래첨자 X와 Y는 사거리 방향과 사거리에 수직한 방향을 의미한다. R은 표적 초기 사거리를, ΔH 는 표적과 사수사이의 고도 차이를 V_{TX}, V_{TY} 는 표적 이동 속력을, V_{WX}, V_{WY} 는 바람의 속력을 말한다.

표준상태에서의 고도각 :

$$\theta_{std} = f(R) \tag{1}$$

고도차이 발생 시 고도각 보정치 :

$$\Delta\theta_{hx} = f(R, \Delta H) \tag{2}$$

X 방향으로의 표적 이동 시 고도각 보정치 :

$$\Delta\theta_{tx} = f(R, k_{tel}(n)), k_{tel}(n) = f(V_{TX}) \tag{3}$$

Y 방향으로의 표적 이동 시 방위각 보정치 :

$$\Delta\Psi_{ty} = f(R, k_{taz}(n)), k_{taz}(n) = f(V_{TY}) \tag{4}$$

X 방향으로의 바람 발생 시 고도각 보정치 :

$$\Delta\theta_{wx} = f(R, k_{wel}(n)), k_{wel}(n) = f(V_{WX}) \tag{5}$$

Y 방향으로의 바람 발생 시 방위각 보정치 :

$$\Delta\Psi_{wy} = f(R, k_{waz}(n)), k_{waz}(n) = f(V_{WY}) \tag{6}$$

X, Y 방향으로의 바람 동시 발생 시 방위각 보정치 :

$$\begin{aligned} \Delta\Psi_{wxy} &= f(R, k_{wxaz}(n)) \\ k_{wxaz}(n) &= f(V_{WX}, k_{wyaz}(n)) \\ k_{wyaz}(n) &= f(V_{WY}) \end{aligned} \tag{7}$$

고도차이 및 X, Y 방향으로의 바람 동시 발생 시 방위각 보정치 :

$$\begin{aligned} \Delta\Psi_{hwy} &= f(R, k_{hwaz}(n)) \\ k_{hwaz}(n) &= f(\Delta H, k_{hwjaz}(n)) \\ k_{hwjaz}(n) &= f(V_{WY}) \end{aligned} \tag{8}$$

고도차이 및 X, Y 방향으로의 표적 동시 이동 시 방위각 보정치 :

$$\begin{aligned} \Delta\Psi_{hty} &= f(R, k_{htaz}(n)) \\ k_{htaz}(n) &= f(\Delta H, k_{htjaz}(n)) \\ k_{htjaz}(n) &= f(V_{TY}) \end{aligned} \tag{9}$$

2.1.3 비표준상태 사격제원 산출

사격제원 산출 알고리즘은 2.1.2절의 과정으로 구한 사격제원 보정치를 이용하여 비표준상태에서의 사격제원을 도출하는 알고리즘이다. 사격제원 산출 알고리즘의 입력으로는 사수와 표적 사이의 사거리, 고도차이, 바람의 속도와 방향, 표적의 속도와 방향 등이 있다.

표준상태의 사격제원은 식 (1)과 같이 사수와 표적 사이의 사거리를 이용하여 구할 수 있으며 비표준상태에서의 사격제원은 Fig. 3과 같이 식 (2)-(9)을 이용하여 구한 보정치를 표준상태의 사격제원에 보상 하는 방식으로 구할 수 있다. 비표준상태의 사격제원을 산출하기 위한 식은 식 (10)-(11)과 같다.

이 식에서 θ_{nonstd} 는 비표준 상태의 고도각을, Ψ_{nonstd} 는 비표준 상태의 방위각을 나타낸다. 이 식에서 $\Delta\theta_{tx}, \Delta\theta_{wx}, \Delta\theta_{hx}$ 는 사거리방향의 표적 속력, 바람속력, 고도차이에 의한 비표준상태에서의 고도각 보정치를 나타내며, $\Delta\Psi_{ty}, \Delta\Psi_{wy}$ 는 사거리에 수직한 방향의 표적속력, 바람속력에 의한 비표준상태에서의 방위각 보정치를 나타낸다.

한편 두 가지 조건의 커플링에 의하여 발생하는 오차를 보정하기 위한 보정치로는 $\Delta\Psi_{wxy}, \Delta\Psi_{hty}, \Delta\Psi_{hwy}$ 등이 있으며, 각각 사거리와 사거리에 수직한 방향으로 동시에 발생하는 바람에 의한 커플링 보정치, 고도차이와 표적의 측방향 이동에 의한 커플링 보정치, 고도차이와 측풍에 의한 커플링 보정치를 의미한다.

비표준상태에서의 고도각 :

$$\theta_{nonstd} = \theta_{std} + \Delta\theta_{tx} + \Delta\theta_{wx} + \Delta\theta_{hx} \tag{10}$$

비표준상태에서의 방위각 :

$$\begin{aligned} \Psi_{nonstd} &= \Delta\Psi_{ty} + \Delta\Psi_{wx} + \Delta\Psi_{wy} + \Delta\Psi_{wxy} \\ &\quad + \Delta\Psi_{hty} + \Delta\Psi_{hwy} \end{aligned} \tag{11}$$

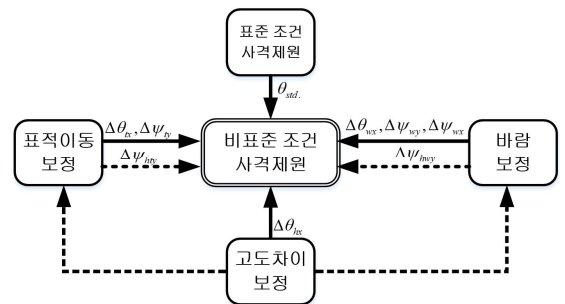


Fig. 3. Firing information algorithm of the nonstandard condition

2.2 관측각 제어 유도 루프

2.2.1 동체각속도 피드백을 적용한 관측각 제어 유도루프

기존의 논문에서 제안한 관측각 유도법칙의 경우 유도명령 산출 시 비례제어기를 구성하여 관측각 유도 명령을 생성하였다[7]. 이 루프의 경우 스트랩다운 영상탐색기의 특성인 관측각 출력의 시간지연을 고려하지 않았기 때문에 실제 영상 탐색기에 적용 시에 시간지연으로 인하여 유도루프에 불안정성을 유발할 수 있다. 따라서 유도루프의 시간지연을 고려하기 위하여 delay margin을 고려하여 유도루프를 구성해야한다.

Delay margin은 phase margin을 gain cross over frequency로 나눈 값으로 해당 유도루프가 감당 할 수 있는 시간지연을 수치적으로 나타내는 값이다[10]. 따라서 시간지연이 포함된 유도루프를 설계할 경우에는 gain margin과 phase margin을 더불어 delay margin 역시 고려해야한다. 기존의 논문[7]에서 제안한 P제어기를 적용하여 제어기를 설계하면 steady state error가 발생할 가능성이 있어 관측각에 오차가 누적될 위험이 있다. 이러한 문제를 해결함과 동시에 delay margin을 포함한 유도루프의 안정성을 확보하기 위하여 Fig. 4와 같이 PID제어기를 적용하여 제어기를 설계하였다.

유도루프의 설계점은 종말유도구간의 중간지점인 상대거리 200m, 속도 M 0.5인 점을 대상으로 하였으며 이득여유 6dB, 위상여유 30°이상의 stability margin 및 시스템의 지연시간인 30ms 이상의 delay margin을 확보하였다. 또한 유도구간의 시간과 시뮬레이션 시간 간격을 고려하여 반응 시간을 충분히 빠르게 설계하였다. 탈설계점에서의 유도루프의 선형 안정성을 검증하기 위하여 비선형 시뮬레이션을 통하여 사거리 1500m

Table 2. Stability analysis(Body rate feedback)

Condition	Speed	0.68	0.65	0.59	0.5
	Range	1229	1000	500	200
Stability margin	Gain margin [dB]	31.1 227	30.7 215	30.1 182	29.0 991
	Phase margin [°]	81.3 289	82.9 507	87.8 261	93.7 417
	Delay margin [s]	0.12 49	0.12 44	0.11 71	0.08 64
Step response	Over-shoot [%]	18.1 810	17.6 348	16.0 158	14.1 325
	Settling time [s]	0.72 40	0.73 32	0.74 20	0.75 84
	Rise-Time [s]	0.12 44	0.12 60	0.12 80	0.05 76

에서의 상대거리 대 속력프로파일을 산출하였다.

Table 2는 상대거리 대 속력 프로파일에서 추출한 3가지 탈설계점 및 설계점에서의 stability margin과 step response를 나타낸 표이다. 전체 case에서 stability margin기준을 모두 충족하였다.

2.2.2 관측각속도 피드백을 적용한 관측각 제어 유도루프

스트랩다운 탐색기에서 측정하는 관측각은 동체자세각 성분을 내포하고 있기 때문에 이를 미분한 관측각속도에도 동체자세각속도 성분이 포함되어 있다.

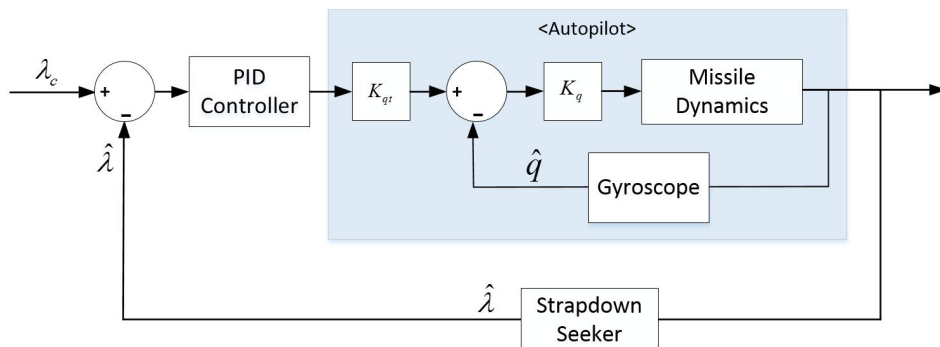


Fig. 4. Look angle guidance loop

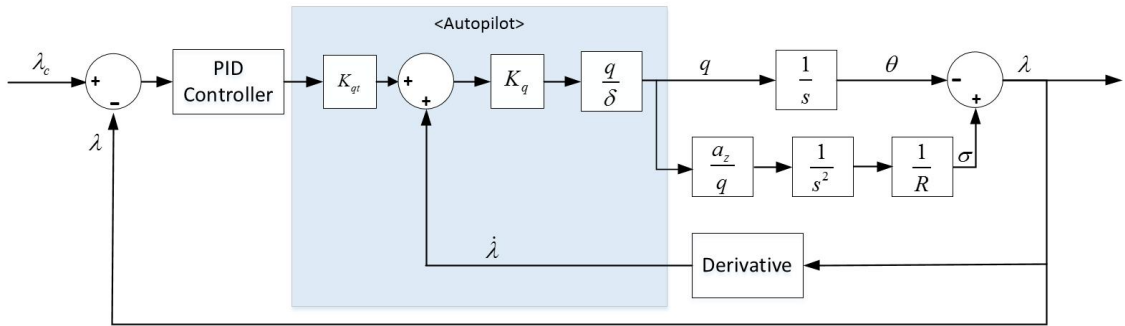


Fig. 5. Look-angle rate feedback loop

따라서 Fig. 5와 같이 관측각속도에 음수를 취한 항을 동체자세각속도를 대체할 수 있는 구조로 조종루프를 변경할 수 있다. 이 구조의 경우 시선각속도 항과 동체각속도 항을 모두 0으로 수렴시킬 수 있어 구조적으로 더욱 안정한 유도루프를 구성할 수 있다. 하지만 유도탄이 표적에 근접하였을 경우에는 시선각속도가 발산하는 형태로 나타나기 때문에 유도명령이 발산할 가능성이 있어 유도탄이 표적으로부터 특정 상대거리 이내로 접근 하였을 경우 유도명령을 0으로 수렴시키거나 유도명령을 일정하게 유지하는 형태의 처리가 필요하다. 따라서 본 논문에서는 유도탄이 표적으로부터 30m이내에 돌입하였을 때 유도명령을 0으로 수렴하도록 설정하였다.

Figure 5와 같은 구조로 변경 시에 가장 큰 장점은 유도조종루프에서 동체각속도를 측정하기 위한 각속도계를 배제할 수 있다는 점이다. 하지만 관측각의 경우 롤 축을 제외한 피치방향 각도와 요방향 각도만을 구할 수 있기 때문에 롤 축에는 여전히 동체각속도를 측정하기 위한 각속도계가 필요하다. 이를 해결하기 위한 방안으로 영상처리 등을 통하여 수평면 정보로부터 롤 각을 추정할 수 있는 영상처리 알고리즘을 이용한다면 롤 각속도 역시 추정이 가능하기 때문에 롤 축 각속도계 역시 배제 할 수 있다.

하지만 본 논문에서는 롤 각속도 부분은 각속도계를 이용한다고 가정하여 유도루프를 구성하였다. 유도루프의 구조를 Fig. 5와 같이 변경하여 table 2와 같은 조건에서 선형 안정성 해석을 수행한 결과, 상대거리가 200m이상인 구간에서는 동체 각속도가 피드백 되는 부분을 look-angle rate 성분으로 변환하여 피드백을 수행하여도 stability margin이나 step response가 거의 비슷한 값으로 큰 변화가 없다는 것을 확인하였다. 따라서 동체각속도를 피드백 하는 루프에서 설계

한 유도조종기의 계수를 그대로 사용하여 유도조종루프를 구성하였다.

관측각 명령 λ_c 는 유도구간 돌입시의 관측각 값을 기준으로 하여 피치축의 경우에는 경험적으로 구한 약 4도 가량의 리드각을 더하여 상수의 형태로 적용하였다.

2.3 수치시뮬레이션을 통한 유도조종루프 성능해석

본 논문에서 제안한 유도루프의 성능을 검증하기 위하여 6자유도 비선형 시뮬레이션을 수행하였다. 본 논문에서 고려한 유도탄은 탐색기 탐지거리인 500m 이전에는 무유도 자유낙하운동으로 비행을 하며 500m이내에서부터 공력제어를 통한 종말유도에 돌입한다. 종말유도 돌입 시점에서 탐색기 FOV안에 표적이 존재해야하기 때문에 초기 발사각은 바람, 표적이동 등을 고려한 비표준상태의 사표로부터 산출하였다. 유도조종루프 동작 주기는 5ms로 설정하였으며, 30ms의 시간지연이 탐색기 출력인 관측각에 발생하였고 가정하였다.

단일 시뮬레이션으로는 사거리 750m에서 2000m 사이의 4가지 사거리에 대하여 시뮬레이션을 수행하여 궤적을 분석하였고, 환경적 불확실성 및 여러 가지 오차 요소를 고려한 몬테카를로 시뮬레이션을 통하여 유도루프의 강건성을 검증하였다. 비행궤적을 분석하기 위하여 750m, 1000m, 1500m, 2000m의 사거리에 위치하여 북동쪽으로 약 7m/s로 이동하는 표적을 대상으로 시뮬레이션을 수행한 결과는 Fig. 6-9와 같다.

Figure 6은 사거리 별로 구한 유도탄의 궤적을 나타낸 그림이다. 모든 사거리에서 약 1m이내의 정밀한 유도 성능 보인다. Fig. 7은 사거리 별로 비행시간에 따른 롤, 피치, 요 방향의 자세를 나타낸 그림이며, Fig. 8은 사거리 별로 관측각 명

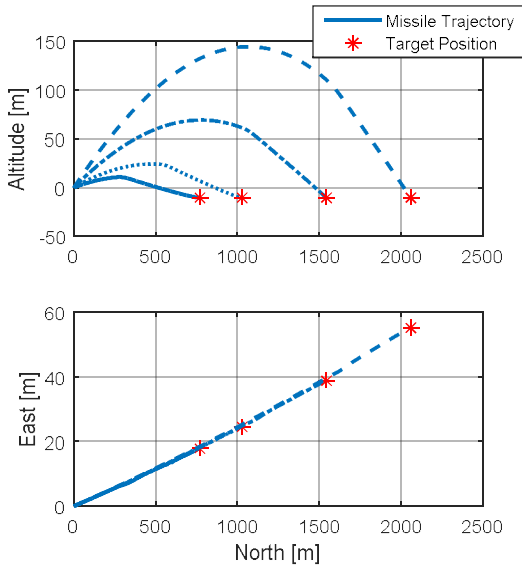


Fig. 6. Flight trajectories

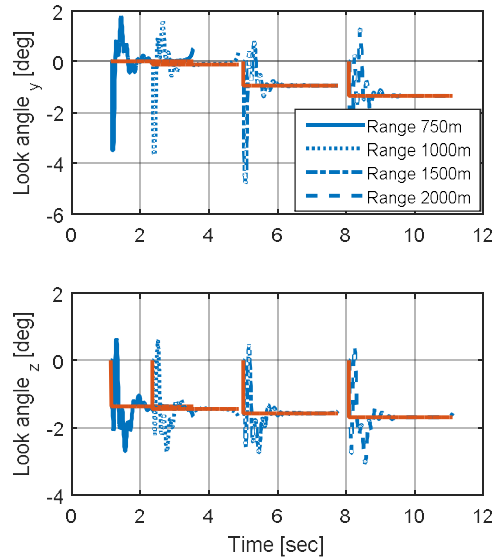


Fig. 8. Look-angle histories

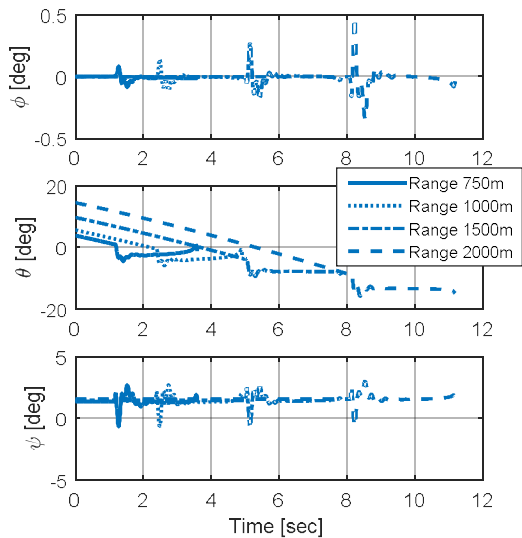


Fig. 7. Missile attitude histories

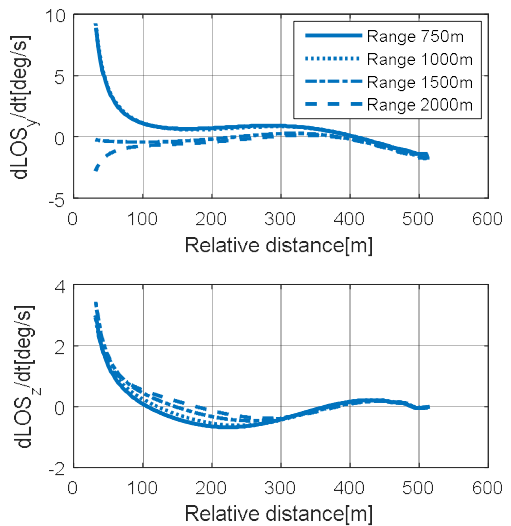


Fig. 9. LOS rate - Relative distance histories

령에 따른 관측각 추종도를 보여주는 그림이다. 유도가 시작되는 수간 약간의 진동이 있지만 해당 명령으로 잘 수렴함을 볼 수 있다. 이 그림에서 붉은색 실선이 관측각 명령값(λ)이고, 푸른색 실선 및 점선들이 관측각 추종결과이다.

Figure 9는 유도가 수행되는 구간에서 유도탄과 표적 사이의 상대거리에 따른 시선각속도 변화를 보여주는 그림이다.

초기 사거리가 작을수록 표적에 근접할수록 시선각속도가 증가하는 경향을 볼 수 있지만 전

체 유도구간에서 10deg/s이하의 시선각속도를 보임을 알 수 있다.

또한 동일한 시뮬레이션 조건에 대하여 body rate feedback loop를 적용하여 시뮬레이션을 수행한 결과 유도 오차 1m이내의 동일한 결과도 출력을 확인하였다.

실제 운용 환경에서 발생할 수 있는 불확실성 요소 중 본 논문에서 고려한 요소는 바람, 유도탄형상 오차, 탐색기 오차, 센서 오차 등이 있다. Table 3은 몬테카를로 시뮬레이션에서 고려한 불

Table 3. Monte-carlo simulation variables

Variable	Probability distribution	Random type	STD(1σ), Range
Environment elements			
Wind direction [°]	Uniform	Run-Wise	0~180
Wind speed [m/s]	Uniform	Run-Wise	-10~10
Missile shape elements			
Inertial moment [%]	Normal	Run-Wise	1
Aerodynamic force coefficient [%]	Normal	Run-Wise	2
Aerodynamic moment coefficient [%]	Normal	Run-Wise	1
Seeker elements			
Look-angle [°]	Normal	Path-Wise	0.01
Sensor elements			
Roll gyroscope bias [°/s]	Normal	Path-Wise	0.02
Target elements			
Target range [m]	Uniform	Run-Wise	500~1500
Target height [m]	Uniform	Run-Wise	-50~50
Target direction [°]	Uniform	Run-Wise	0~180
Target speed [m/s]	Uniform	Run-Wise	-10~10
Initial condition elements			
Roll/Yaw angular rate [°/s]	Normal	Run-Wise	1
Pitch angular rate [°/s]	Normal	Run-Wise	3

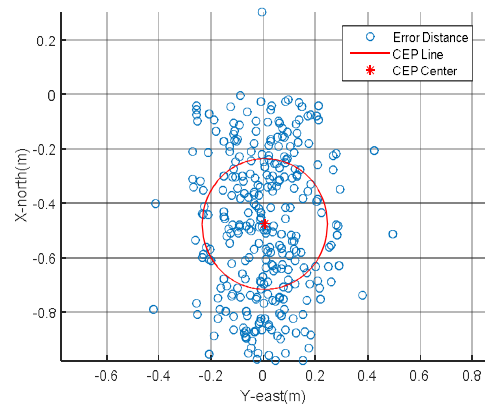


Fig. 10. Monte carlo hit dispersion

확실성 요소 및 오차요소에 따른 오차모델을 정리한 표이다. 오차 모델 중 uniform distribution의 형태를 갖는 모델은 오차 범위를 설정하였고, normal distribution의 형태는 1σ 의 표준편차를 설정하였다. 몬테카를로 시뮬레이션 수행 결과 전체 사거리에서 Fig. 10과 같이 약 CEP(Circular Error Probability)가 20cm인 탄착군을 보였다. 탄착군이 측방향에 비해 사거리방향의 오차가 2배 정도 크게 발생하는 현상은 피치방향 자세각이 미세하게 변화하더라도 궤적에 더 큰 영향을 미치기 때문이다.

III. 결 론

본 논문에서는 최소한의 센서조합으로 롤 축 각속도계와 스트랩다운 탐색기만을 이용하는 종말 유도조종루프의 설계방안에 대하여 제안하고 6자유도 비선형 시뮬레이션을 통하여 성능을 검증하였다. 본 논문에서 대상으로 하는 탄은 비행중기 구간에서 무유도 탄도비행을 수행하기 때문에 종말유도구간 돌입 시 탐색기의 FOV안에 표적이 위치하도록 하기 위하여 표적이동, 바람, 사수와 표적 사이의 고도 차이 등의 비표준상태를 적용한 사격제원을 산출하여 초기 발사각에 적용하였다. 스트랩다운 탐색기만을 이용하여 종말유도를 수행하기 위한 방안으로 관측각제어 법칙을 채택하여 적용하였고, 피치축과 요축의 각속도계를 배제하기 위하여 관측각속도를 이용하여 조종루프를 구성하였다. 또한 구성된 종말유도루프에서의 제어를 설계할 때에 delay margin을 고려하여 탐색기 시간지연에 대한 stability margin을 확보하였다. 본 논문에서 설계한 유도조종루프의 탐색기 시간지연을 30ms로 가정하였을 때

몬테카를로 시뮬레이션을 수행한 결과 약 20cm의 CEP를 보임을 확인하였다.

후 기

본 논문은 LIG넥스원의 지원을 받아 수행된 위탁연구의 결과물입니다.

References

- 1) Nesline, F. W., and Nesline, M. L., "How autopilot requirements constrain the aerodynamic design of homing missiles". *Proceeding In American Control Conference*, 1984, pp. 716-730.
- 2) Blakelock, J. H., *Automatic control of aircraft and missiles*, John Wiley & Sons, 1991.
- 3) Kim, D., Ryoo, C. K., Kim, Y., & Kim, J., "Guidance and control for missiles with a strapdown seeker", *Proceeding In 11th International Conference Control Automation and Systems (ICCAS)*, 2011, pp. 969-972.
- 4) Jang, S.-A., Ryoo, C.-K., Choi, K. Y., and Tahk, M.-J., "Parasite loop compensation of missile with strapdown seeker," *Proceeding In the 15th Guidance Weapon Conference (in Korean)*, 2009, pp. 65-70.
- 5) Yun, J., Ryoo, C. K., and Song, T. L., "Guidance Filter Design Based on Strapdown Seeker and MEMS Sensors", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.37, No.10, 2009, pp. 1002-1009.
- 6) Oh, S. M., "Terminal Homing Guidance of Tactical Missiles with Strapdown Seekers Based on an Unscented Kalman Filter", *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol.38, No.3, 2010, pp. 221-227.
- 7) Kim, D., Park, W., & Ryoo, C. K., "Look-Angle-Control Guidance for Missiles with Strapdown Seeker", *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, Vol.19, No.3, 2013, pp. 275-280.
- 8) Kook, D. H., *Fire Control System Improvement with application to Firing while Transfer for A Tracked Anti-air Gun*, Master Thesis, Hanyang University, 2005.
- 9) Han, D. H., Lee, D. G., Song, T. L., and Lee, Y. J., "Study on ballistics calculation technique using numerical method", *Proceedings of the 5th seminar on Naval Weapon Systems Development*, Agency for Defense Development, Jinhae, 2004, pp. 300-305.
- 10) Aström, K. J., and Richard M. M., *Feedback systems: an introduction for scientists and engineers.*, Princeton university press, 2010.