

능동 레이다 유도 시스템의 탐색기 설계

Seeker Design of Active Radar Guidance System

함 형 우 · 김 제 안 · 이 준 호

Hyeong-Woo Ham · Je-An Kim · Joon-Ho Lee

요 약

본 논문은 유도 미사일에 능동 호밍에 필요한 탐색기(seeker)를 시뮬링크(simulink)를 통해 설계한 연구이다. 설계한 탐색기는 RF 펄스(pulse) 신호를 방사할 수 있는 송신기와 RF 반사 신호를 수신하는 수신기 구성이며, 수신기는 거리 게이트를 통한 거리 추적을 수행한다. 또한 진폭비교 모노펄스 안테나와 짐발 제어 시스템을 통한 LOS 각도 추적을 수행하도록 설계하였다. 탐색기 모드는 획득, 추적, 탐색의 3가지 모드 전환을 가지며, 목표물을 획득 및 추적한다. 마지막으로 설계한 탐색기를 검증하기 위해 유도 제어에 필요한 측정값을 설계한 탐색기로 제공하여 목표물을 타격하는 것을 확인한다.

Abstract

This paper reports a study conducted to design a seeker required for active homing on a guided missile through Simulink. The designed seeker consists of a transmitter that can propagate a radiofrequency (RF) pulse signal and a receiver that receives an RF reflected signal. The receiver performs range tracking by utilizing a range gate. Additionally, it was designed to perform LOS angle tracking by utilizing an amplitude-comparison monopulse antenna and a gimbal control system. The seeker has three conversion modes: acquisition, track, and search. The designed seeker was verified by providing it the measurements required for guided control. The missile using the designed seeker accurately hit the target.

Key words: Active Homing Missile, Seeker, Range Tracking, LOS Angle Tracking, Monopulse

I. 서 론

현대전은 전자전(electronic warfare: EW) 중심의 군사작전을 수행하며 이에 맞춰 기초기술 연구를 위해 다양한 전자전 개체에 의한 효과도 분석 연구 수행이 요구된다. 일반적으로 공대지 및 공대공 미사일에 대한 플랫폼의 생존성 향상을 위해 ECM(electronic counter measure) 기법

을 적용하므로 다양한 재밍 기법에 대한 효과도 분석 연구를 진행할 필요가 있다.

실제 장비에 의한 효과도 분석을 수행하는 것이 가장 이상적이지만 공간 및 시간의 제약조건에 따라 현실적으로 어려운 점이 있다. 이에 전자전 연구의 기반을 마련하기 위해 컴퓨터 시뮬레이션 툴을 활용한 전자전투 모델링을 수행하고자 한다. 이에 본 연구를 통해 능동 유도 미

「이 연구는 광주과학기술원 전자전특화연구센터를 통한 방위사업청과 국방과학연구소 연구비 지원으로 연구되었음.」

세종대학교 정보통신공학과(Department of Information and Communication Engineering, Sejong University)

· Manuscript received December 15, 2021 ; Revised December 27, 2021 ; Accepted January 7, 2022. (ID No. 20211215-112)

· Corresponding Author: Joon-Ho Lee (e-mail: joonhlee@sejong.ac.kr)

사일의 탐색기(seeker) 작동 알고리즘을 모방하여 매트랩(MATLAB) 시뮬링크(simulink)로 모델링하였다.

호밍 유도 미사일에는 탐색기의 작동 방식에 따라 능동 유도(active homing) 및 반 능동 유도(semiactive homing), 수동 유도(passive homing)로 나눌 수 있다. 능동 유도는 미사일의 탐색기에서 목표물을 향해 RF 신호를 방사하고 목표물에서 반사된 신호를 수신하여 목표물을 향해 나아간다.

본 논문에서는 대함미사일을 가정하여 목표물을 정확히 타격하기 위한 능동 유도 미사일의 탐색기를 모델링한다. 탐색기는 펄스 레이더(pulse radar)이며, 일정한 반송 주파수를 갖는 정현파로 변조하여 RF 신호를 모델링하였다. 송수신 안테나는 모노펄스 안테나를 기반으로 설계하였으며, 목표물에 대한 각도 추적을 위해 진폭비교 모노펄스 안테나를 통한 추적 각도 오차(track angle error)를 산출한다. 또한 거리 추적 및 각도 추적의 기능을 수행한다. 거리 게이트 내부의 펄스 신호를 감지하여 탐색기 작동 모드가 전환되도록 하였는데, 작동 모드는 탐색(search), 획득(acquisition), 추적(track)이며, 각각의 모드에 맞춰 탐색기가 동작되도록 설계하였다. 설계한 탐색기가 제공하는 측정값을 PPNG 기반 미사일 유도 법칙에 사용하여 목표물을 정상적으로 추적하는 결과를 확인한다.

II. 능동 레이더 탐색기 모델링

2-1 탐색기의 거리 추적 시스템 모델링

거리 추정은 송신기를 통해 방사한 RF 펄스가 목표물에 반사된 echo RF 펄스의 수신기 도착 시간을 기준으로 추정하므로 거리와 관련된 단위는 m단위가 아닌 μs 로 표현한다. 거리 추정에 관련된 수식은 다음과 같다.

$$R = \frac{c}{2} \Delta t \quad (1)$$

여기서 c 는 빛의 속력이고, 3×10^8 m/s이다. Δt 는 RF 펄스의 도착시간이며 거리 단위로 간주된다. $c/2$ 에 의해서 1 μs 는 150 m로 나타낼 수 있다.

탐색기의 목표물에 대한 거리추적기능 구현은 아날로그 거리 추적 시스템을 가정하여 모델링하였다. 그림 1은

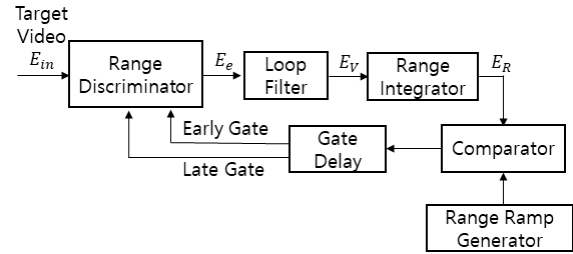


그림 1. 거리 추적 시스템 블록 다이어그램^[1]

Fig. 1. Range tracking system block diagram^[1].

펄스를 이용한 거리 추적시스템의 블록다이어그램이다.

그림 1에서 E_e 은 정규화된 수신 펄스신호이다. 거리 펄스 신호는 거리 판별기(range discriminator)안의 분할 게이트인 초기게이트(early gate)와 후기게이트(late gate)를 통해 에러 신호(E_e)를 산출한다. 루프 필터(loop filter)는 에러 전압을 입력으로 받아 거리 속도 전압(E_v)으로 출력한다. 이 신호는 거리 적분기(range integrator)에 입력되어 거리 전압(E_R)으로 산출한다. 거리 전압은 추정 거리와 대응되며 거리 램프 발생기(range ramp generator)와 비교기의 입력이 된다. 비교기 출력은 거리게이트의 게이트 타이밍을 제어하는 데 사용된다.

그림 2는 추적모드에서의 분할 게이트를 통한 거리 오차 전압 산출을 보이며, 거리 추적 게이트는 초기게이트와 후기게이트의 분할 게이트 구조를 갖는다. RF 펄스가 게이트 내부에 있을 때, 펄스와 각 게이트의 중첩된 영역을 서로 감산하여 거리 오차 값을 산출한다. 거리 판별기를 통한 거리 에러 전압 갱신은 펄스 반복 구간(pulse repetition interval: PRI) 주기마다 수행되도록 설계하였다.

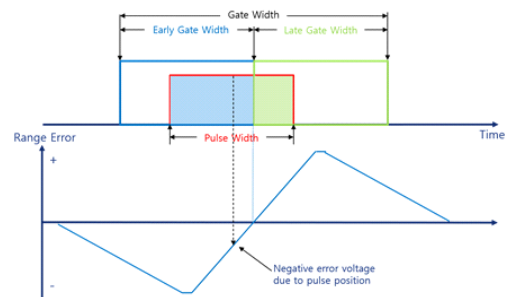


그림 2. 분할 게이트의 거리 오차 전압

Fig. 2. Range error voltage of split gate.

PRI 주기는 1 ms로 설정하였다.

추적모드에서의 거리 게이트는 송신 펄스폭의 두 배로 설정하였으며, 송신 펄스 폭을 $0.2 \mu\text{s}$ 으로 설정하였다. 이에 초기게이트와 후기게이트의 폭은 $0.2 \mu\text{s}$ 이며, 추적 게이트 폭은 $0.4 \mu\text{s}$ 이다. 뒤에서 기술하겠지만 일반적으로 탐색모드에서의 거리 게이트 폭은 추적모드에서의 거리 게이트 폭보다 크며 $1.2 \mu\text{s}$ 으로 설정하였다.

그림 3은 실제거리와 추정거리 사이를 전달함수 모델로 나타낸 것이다. 여기서 D 는 거리 단위(m)를 전압단위(V) 스케일링 해주는 스케일 인자(scale factor)이며, S_R 은 전압단위(V)를 거리 단위(m)로 스케일링 해주는 스케일 인자(scale factor)이다. 그림 3의 루프필터(loop filter) 회로는 그림 4에 나타나 있다^[1].

루프 필터에서 거리 추적을 위한 서보 대역폭이 광대역(wideband)에서 협대역(narrowband)으로 변환할 수 있도록 하였다. 탐색기가 탐색(search) 모드 중에 표적을 획득하면 탐색기는 획득(acquisition) 모드로 전환되도록 설계하였는데, 이 경우에 루프필터 블록은 광대역으로 작동된다. 그리고 표적 획득 0.3초 후에 추적(track) 모드로 바뀌

며 이 경우에는 루프필터 블록의 대역폭은 협대역으로 변환되도록 설계하였다. 추가로 획득 모드에서의 거리 게이트 폭은 탐색 모드에서의 거리 게이트 폭과 동일하게 $1.2 \mu\text{s}$ 으로 설정하였다.

협대역에서의 루프필터 시상수는 다음과 같다.

$$\begin{aligned}\tau_{1N} &= R_1 C_{VN} \\ \tau_{2N} &= R_{2N} C_{VN}\end{aligned}\quad (2)$$

광대역에서의 루프필터 시상수는 다음과 같다.

$$\begin{aligned}\tau_{1W} &= R_1 C_{VW} \\ \tau_{2W} &= R_{2W} C_{VW}\end{aligned}\quad (3)$$

그림 5는 거리 적분기의 대한 회로도이다. 거리 적분기는 루프필터의 나온 거리 속도 전압(E_V)을 적분하여 거리 전압(E_R)으로 출력한다^[1].

그림 3의 시스템을 수식으로 표현하면 다음과 같다.

$$H(s) = \frac{2\zeta\omega_n s + \omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2}\quad (4)$$

해당 시스템의 서보 대역폭과 감쇠 비는 다음과 같다.

$$\omega_{nN} = \sqrt{\frac{DS_R}{RC\tau_{1N}}}, \zeta = \frac{\tau_{2N}}{2}\omega_{nN}\quad (5)$$

$$\omega_{nW} = \sqrt{\frac{DS_R}{RC\tau_{1W}}}, \zeta = \frac{\tau_{2W}}{2}\omega_{nW}\quad (6)$$

설계한 모델에서 감쇠 비(ζ)는 1로 고정되도록 설계하였다. 또한 추적모드일 때의 대역폭(ω_{nN})은 2.51 [rad/s] 로 설정하였으며, 획득모드일 때의 대역폭(ω_{nW})은 12.57 [rad/s] 로 설정하였다.

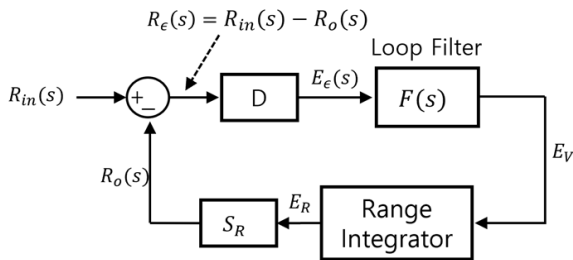


그림 3. 거리 추적 시스템의 전달 함수 모델^[1]

Fig. 3. Transfer function model of range tracking system^[1].

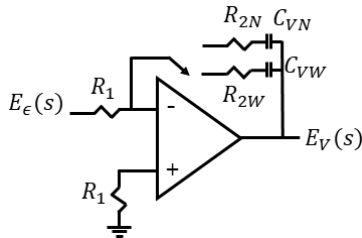


그림 4. 루프 필터^[1]

Fig. 4. Loop filter^[1].

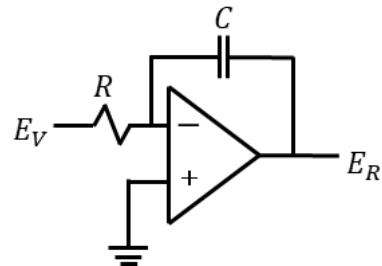


그림 5. 거리 적분기^[1]

Fig. 5. Range integrator^[1].

거리 추적 시스템은 탐색기의 모드가 추적 및 획득 모드일 경우에만 작동하며 탐색 모드일 경우에는 2-5절에 명시된 거리 탐색 알고리즘에 따라서 작동하도록 설계하였다. 탐색 모드에서는 분할 게이트를 사용하지 않으며 거리 게이트 내부의 신호 크기를 통해 목표물 획득 유무를 판단한다.

2.2 탐색기의 각도 추적 시스템 모델링

미사일이 안정적으로 목표물을 향해 유도되기 위해서는 탐색기의 지시 방향과 목표물 사이의 가시선(line of sight: LOS)을 정렬하는 과정이 필요하다. 방위각 및 고각 평면상에서 목표물에 대한 LOS 추적을 구현하기 위해 2축 김발(Gimbal)구조의 탐색기 모델을 가정하여 설계하였으며, 미사일의 동체 움직임과 탐색기의 추적 운동을 분리시키기 위해 탐색기 제어 모델은 2중 루프 구조로 설계하였다. 루프는 안정화(stabilization) 루프 및 추적(tracking) 루프로 구성되며 안정화 루프는 미사일의 동체 외란에도 안정적으로 목표물을 추적하는 기능을 수행한다. 그림 6은 2축 김발구조의 탐색기 형상이다.

그림 6에서 내부 김발은 방위각 오차를 추적하는 요(yaw) 김발이고, 외부 김발은 고각 오차를 추적하는(pitch) 김발이다. 추적 각도 오차는 설계한 진폭비교 모노펄스(amplitude-comparison monolpulse) 시스템을 통해 산출된다. 각속도 자이로(rate Gyro)센서는 동체의 움직임 및 김발의 회전 각속도를 모두 고려하여 각속도를 측정하는 기능을 수행한다^[2]. θ_g 와 ϕ_g 는 각각 미사일 동체 축을 기

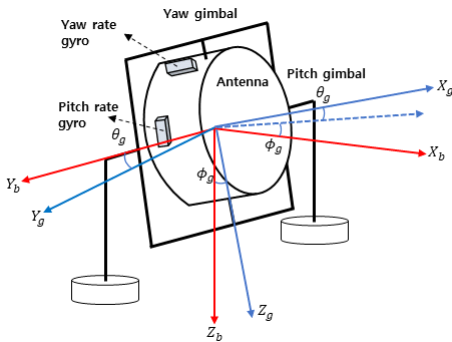


그림 6. 2축 자이로 플랫폼 기반의 탐색기 형상
Fig. 6. Seeker model based on 2-axis gyro platform.

준으로 김발의 요각과 피치각을 의미한다.

그림 7에서 추적 각도 오차에 대한 추적 루프를 보여준다. 우선 $\epsilon_{azi}, \epsilon_{ele}$ 는 모노펄스 안테나를 통해 산출한 추적 각도 오차이다. 추적 각도 오차는 PRI 주기에 따라 갱신되도록 설계하였다. 이 오차는 위치 제어기(position controller)에 입력되어 상응하는 명령 가속도(ω_i)를 산출한다. 명령가속도는 각속도 자이로의 출력($\hat{\omega}_{yaw}$)과 비교하여 각속도 에러값(ω_e)을 계산한다. 이 과정을 통해 동체 움직임과 같은 외부외란에도 안정적으로 탐색기가 목표물을 향하도록 한다^[2]. ω_e 는 속도 제어기(speed controller)에 입력되어지고 V_i 를 출력한다. V_i 는 DC 모터 구동에 필요한 기전력을 의미한다. $\dot{\theta}_g$ 는 DC 모터의 출력이며 김발 축의 회전 각속도를 의미한다. 일반적으로 위치제어기와 속도제어기에는 PID 제어기 또는 PI 제어기가 사용되지만^[4], 본 시뮬레이터는 설계의 편의상 P제어기를 사용한다. 각속도 자이로는 2차 시스템으로 모델링 되지만 안정화 루프보다 대역폭이 크므로 비례상수로 근사될 수 있다^[2].

그림 8에서 모터 운동방정식에 대한 블록다이어그램을 보인다. 이 모델의 입력인 기전력(V_i)을 통해 요(yaw) 또는 피치(pitch) 회전 각속도($\dot{\theta}_g$)를 출력한다. L 은 인덕턴스이고, R 은 저항이며, K_t 는 토크상수이다. I 와 K_t 를 곱하여 전동기의 토크(T_e)를 구할 수 있다. T_L 은 모터 내부

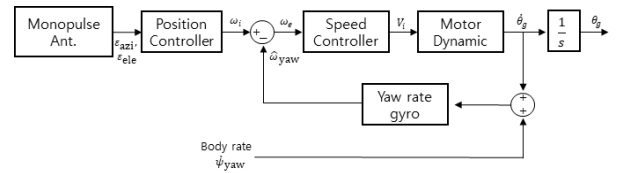


그림 7. LOS 각도 추적 루프^[3]
Fig. 7. LOS angle tracking loop^[3].

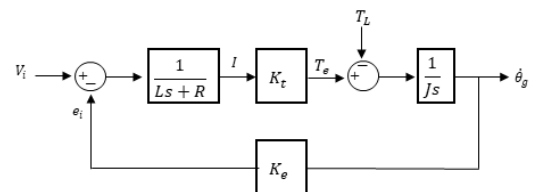


그림 8. DC 모터 블록 다이어그램
Fig. 8. DC motor block Diagram.

표 1. 짐발 제어 시스템 변수

Table 1. Gimbal control system parameters.

Description	Value	Unit
Position controller : P_p	2	
Speed controller : P_s	200	
L	0.8	H
R	10	Ω
K_t	0.032	N · m/A
J	0.002	Kg · m ²
K_e	2	V · s/rad

의 외란이며 스프링 부하 토크와 댐핑 토크로 구성되어 있지만^[5], 본 연구에서 T_L 는 매우 작은 값이라고 가정한다. J 는 관성모멘트에 해당하며 K_e 역기전력 상수이다^[2,6]. 이에 DC 모터의 전달함수는 다음과 같다^[4].

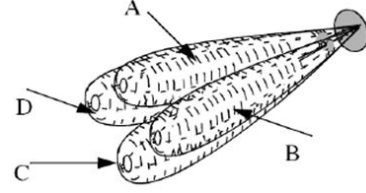
$$\frac{\dot{\theta}_g(s)}{V_i(s)} = \frac{1}{K_e} \frac{\frac{K_e K_t}{LJ}}{s^2 + \frac{R}{L}s + \frac{K_e K_t}{LJ}} \quad (7)$$

표 1에서 본 연구에서 설계한 탐색기의 짐발 제어 시스템 변수가 정리되어 있다.

2.3 진폭비교 모노펄스 안테나 모델링

본 연구에서는 탐색기의 송신기와 수신기를 설계하고 목표물을 향해 유효방사전력(EIRP)을 방사하는 것을 모델링하였다. 송신 RF 전력은 목표물에 반사되어 다시 수신기에 입사된다. 안테나는 모노펄스 구조로 설계되어 있으며 4개의 피드혼(feed-horn)을 가진 2×2 배열의 모노펄스 안테나이다. 이는 사분면에 각각 동일한 편향각(squint angle)을 가진 편향빔(squinted beam)을 가진다.

송신기는 목표물을 향해 가장 큰 전력을 송신해야 하므로 합 패턴(sum pattern)으로 방사한다. 이는 4개의 안테나 요소를 사용하여 RF 신호를 방사한다. 수신기는 방위각 및 고각 오차를 산출하기 위해 두 개의 차이 패턴(difference pattern)과 합 패턴(sum pattern)을 사용한다. 차이 패턴은 방위각 차이 패턴과 고각 차이 패턴으로 나누어진다^[4]. 그림 9는 4개의 편향 빔을 가진 진폭비교 모노펄스 안테나를 보인다.

그림 9. 모노펄스 안테나의 편향 빔^[7]Fig. 9. Squinted beam of monopulse antenna^[7].

4개의 편향 빔에 대한 각각의 빔 패턴은 다음 식과 같이 가우시안 빔 패턴^[8]으로 설계하였으며, 해당 빔 패턴은 전력이다.

$$G(\theta) = G_0 \left[\exp \left\{ -2 \ln 2 \left(\theta / \theta_{3dB} \right)^2 \right\} \right]^2 \quad (8)$$

여기서 θ_{3dB} 는 한 안테나 배열 요소에 대한 3 dB 빔폭이며 G_0 는 하나의 편향 빔에 대한 boresight 이득이다. G_0 에 대한 식은 다음과 같다^[9].

$$G_0 = \frac{4\pi A_e}{\lambda^2} = \frac{4\pi\eta A_{ant}}{\lambda^2} = \eta \left(\frac{\pi f D_{ant}}{c} \right)^2 \quad (9)$$

여기서 A_e 는 유효 안테나 면적이며 A_{ant} 는 안테나 배열 요소의 실제 면적이다. η 는 안테나 효율이며, D_{ant} 는 한 안테나 배열 요소의 직경이다. 유효 안테나 면적은 $A_e = \eta A_{ant}$ 으로 나타낼 수 있다.

A, B, C, D는 각각 다른 방향을 가지고 향하고 있는 편향 빔들을 의미한다. 목표물 반사 신호가 이 편향 빔들을 통해 수신될 때 목표물이 추적 중심축(track axis)에서 벗어날 때, 수신 신호의 크기가 각각 다른 점을 이용하여 목표물의 방위각 오차 및 고각 오차를 산출한다^[7]. 이 수신 빔의 출력은 그림 10의 모노펄스 비교기(monopulse comparator)에 입력된다.

Δ_{az} 와 Δ_{el} 는 각각 방위각과 고각 차이 채널의 출력이며, Σ 는 합 채널의 출력이다.

식 (10)의 Σ_{tx} 는 설계한 안테나가 목표물을 향해 송신한 유효 방사 전력(EIRP)이다. 송신 방사 전력은 목표물을 향해 최대 전력을 방사해야 하므로 일반적으로 합 패턴으로 방사한다^[9].

$$\Sigma_{tx} = P_{tx} \left(\sqrt{G_A} + \sqrt{G_B} + \sqrt{G_C} + \sqrt{G_D} \right)^2 \quad (10)$$

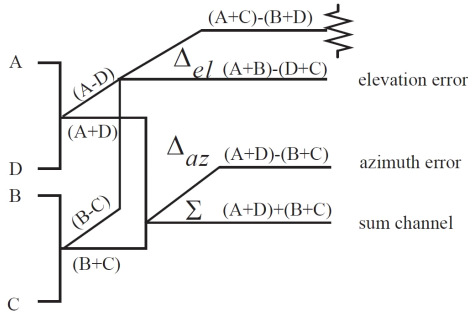


그림 10. 모노펄스 비교기^[7]
Fig. 10. Monopulse comparator^[7].

여기서 P_{tx} 는 안테나의 송신 전력이며, G_A, G_B, G_C, G_D 는 각각 목표물에 대한 4개의 편향 빔의 송신 전력 이득이다. 이들은 식 (8)을 통해 계산된다.

수신 신호는 목표물에 반사된 RF 전력이 모노펄스 수신기에 입사될 때, 전력 밀도 단위로 입사되는 것을 가정하여 모델링하였다. 먼저 하나의 A 편향 빔에 입사되는 echo RF 신호의 진폭은 다음 식을 통해 계산된다.

$$V_A = \sqrt{RP_D A_{e(A)}} \quad (11)$$

여기서 R 은 안테나 임피던스이며 50 Ω 이다. P_D 는 수신 전력 밀도, $A_{e(A)}$ 는 A 편향 빔 안테나 요소의 유효 면적이다. 안테나 유효 면적은 안테나 이득에 관한 식으로 표현할 수 있다^[9].

$$A_{e(A)} = \frac{c^2}{4\pi f^2} G_A \quad (12)$$

A뿐만 아니라, B, C, D 빔에 대해서도 수신신호 진폭을 계산하고자 할 때, 식 (11)과 식 (12)에서 사용된 이득을 G_B, G_C, G_D 로 바꾸면 계산할 수 있다. 이때 수신 신호의 진폭은 각각 V_B, V_C, V_D 로 나타낸다. 따라서 방위각 및 고각 차이 채널(Δ_{az}, Δ_{el})과 합 채널(Σ) 출력은 각 다음과 같이 계산된다.

$$\Delta_{az} = (V_A + V_D) - (V_B + V_C) \quad (13)$$

$$\Delta_{el} = (V_A + V_B) - (V_C + V_D) \quad (14)$$

$$\Sigma = V_A + V_B + V_C + V_D \quad (15)$$

본 연구에서 설계한 모노펄스 안테나에 사용된 변수는

표 2에 정리되어 있다.

그림 11에서 설계한 모노펄스 안테나 송신 방사패턴을 확인하기 위해 안테나를 -90° 에서 90° 로 회전하면서 얻은 송신 전력 패턴을 보인다. 안테나의 방향이 0° 에 있을 때 안테나의 추적 중심축과 목표물이 정렬하였으므로 가장 큰 송신이득이 나타나는 것을 보이며 최대 이득은 29.8dBi(962.2)가 나온 것을 확인하였다. 또한 송신 패턴의 3 dB 빔폭이 15.98° 임을 보인다.

그림 12와 그림 13은 각각 수신 신호 전력에 대한 합 패턴 이득과 차이 패턴 이득에 대한 결과이다. 목표물을 향해 안테나를 -90° 에서 90° 로 회전하여 산출하였다.

먼저 합 패턴(sum pattern)에 대한 결과인 그림 12를 보면 0° 지점에서 안테나의 포인팅 지점이 목표물과 정렬하였기에 가장 큰 수신 전력 이득을 갖는다. 또한 송신 전력 패턴과 동일하게 최대 이득이 29.8 dBi이며, 3 dB 빔폭은 15.98° 이다.

그림 13은 차이 패턴(difference pattern)에 대한 수신 전력 이득 결과이다. 0° 지점에서 4개의 수신 빔에 입사된

표 2. 설계 안테나 변수

Table 2. Designed antenna parameters.

Description	Value	Unit
Antenna efficiency	60	%
Antenna element diameter	0.125	m
Transmit frequency	10	GHz
Transmit power	8	kW

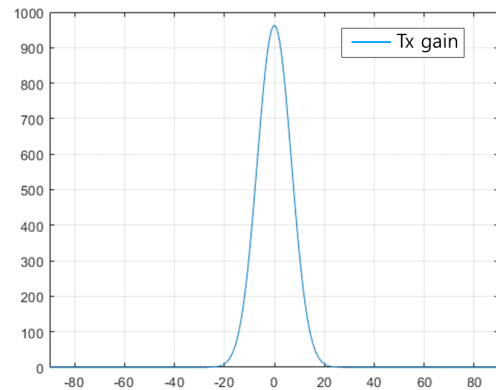


그림 11. 합 패턴 이득 (송신 전력)

Fig. 11. Sum gain pattern (transmit power).

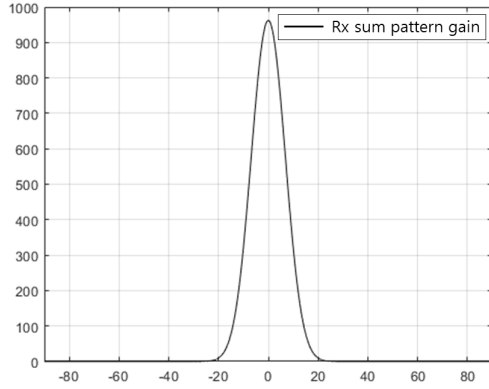


그림 12. 합 패턴 이득 (수신 전력)
Fig. 12. Sum gain pattern (receive power).

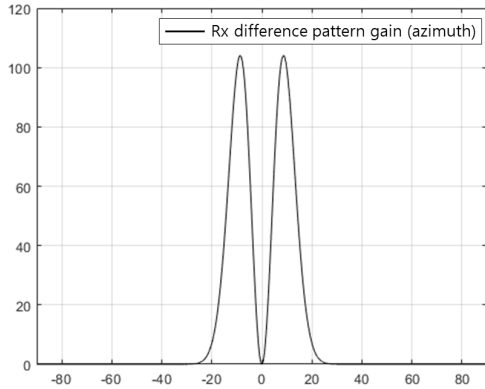


그림 13. 차이 패턴 이득 (수신 전력)
Fig. 13. Difference gain pattern (receive power).

신호 전력은 서로 동일하게 주어지기 때문에 차이 패턴의 수신 전력 이득이 0이 나타나는 것을 확인할 수 있다.

그림 14에서 합 패턴으로 정규화된 방위각 및 고각 차이 패턴과 합 패턴의 비율(Δ/Σ)을 보이며, 전압 단위이다.

다음 식에서 그림 14에서 보인 패턴 출력의 비율을 이용하여 추적 각도 오차를 산출한다^[8].

$$\hat{\epsilon}_{azi} = -\frac{\theta_{3dB}\Delta_{az}}{k_m\Sigma} \quad (16)$$

$$\hat{\epsilon}_{ele} = \frac{\theta_{3dB}\Delta_{el}}{k_m\Sigma} \quad (17)$$

식 (16)과 식 (17)에서 k_m 은 모노펄스 오차 기울기 계수이다. 식 (16)과 식 (17)의 결과는 그림 7에서 Monopulse

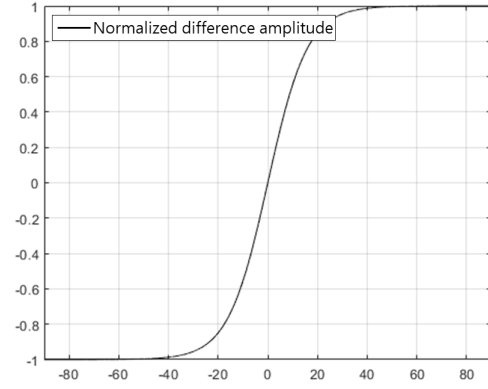


그림 14. 정규화된 채널 출력의 진폭 비
Fig. 14. Amplitude ratio of normalized channel output.

Ant. 블록의 출력에 해당한다. 또한 설정한 PRI 주기에 따라 목표물에 대한 추적 각도 오차를 갱신하며 김발 제어 시스템에 입력된다.

2-4 탐색기의 작동 구조

본 연구에서 설계한 탐색기는 모노펄스 안테나 기반에서 능동적으로 목표물을 향해 RF 신호를 방사하여 반사된 신호를 기반으로 목표물의 각도 및 거리 추적의 기능을 수행하며 목표물 신호에 대한 손실 및 획득 유무를 통해 탐색(search) 및 획득(acquisition), 추적(track)의 기능 전환을 수행한다.

그림 15는 탐색기의 전반적인 동작을 블록다이어그램으로 도시한 것이다. 해당 그림에서 알 수 있듯이 합 채널의 출력은 자동 이득 제어(automatic gain control: AGC)와

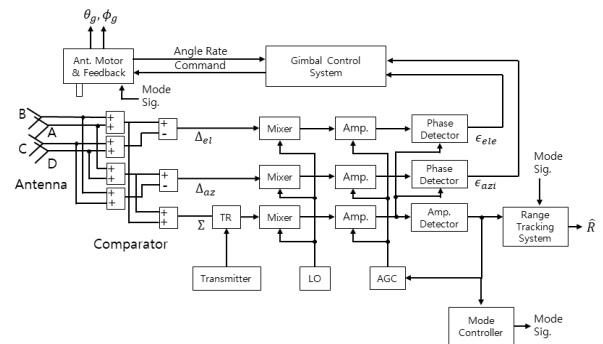


그림 15. 설계한 탐색기의 전반적인 블록다이어그램
Fig. 15. Block diagram of designed seeker.

거리추적시스템에 입력된다. 또한 차이 채널 및 합 채널의 출력은 PRI 주기마다 갱신되며, 이에 맞춰 김발 제어 시스템을 통한 LOS 각도 추적 및 거리 추적 루프를 작동한다.

추적 모드와 탐색 모드의 거리 게이트 폭은 다르다. 일반적으로 탐색 모드의 거리 게이트 폭은 추적 모드의 거리 게이트 폭보다 더 넓으며, 추적 모드의 거리 게이트 폭은 송신 펄스 폭의 두 배에 해당한다.

미사일과 목표물 사이의 거리에 따라서 수신 echo 신호의 크기가 바뀐다. 이에 안정적인 거리 추적 및 각도 추적을 위해 수신 신호의 채널 출력을 일정하게 유지하도록 정규화할 필요가 있다. 따라서 AGC를 통해 채널 출력 신호를 기준 전압(reference voltage)에 맞춰 증폭되도록 하였다. 기준 전압은 1 V로 설정하였으며, 최대 2,000의 전압이득 출력을 발생할 수 있도록 설계하였다. AGC의 출력은 차이 채널과 합 채널의 신호를 증폭시킨다.

모드 제어기(mode controller)는 거리 게이트 내부의 신호 유무를 통해 탐색 및 획득 모드의 전환을 제어한다. 추적 모드는 획득모드에서 0.3초가 지난 후에 변경된다. 탐색기의 모드가 탐색모드일 경우, 거리 게이트 내부의 정규화된 신호가 0.2 V의 문턱값(threshold)을 넘으면, 목표물 획득 플래그가 발생하고 이 플래그 신호가 탐색 게이트 폭을 거리 탐색 속도로 나눈 시간에 0.5배 동안 지속될 경우 획득모드로 전환되도록 설계하였다.

탐색기 모드가 추적모드일 경우, 게이트 내부의 신호가 문턱값을 넘지 못하면, 목표물 손실 플래그가 발생하고 이 플래그 신호가 추적 메모리 시간(track memory time)동안 지속되면 탐색모드로 전환된다.

본 탐색기는 미사일의 유도를 위해 방위각 및 고각 김발각도(θ_g, ϕ_g)와 추정 거리(\hat{R})를 유도 제어 루프에 제공한다. 방위각 및 고각 김발 각도는 미사일 동체 축을 기준으로 하였을 때, 김발 각을 뜻하며 그림 6에 명시되어 있다. 추정 거리는 거리 게이트의 시간 영역상의 위치에서 $c/2$ 를 곱하여 산출한다.

2.5 거리 탐색 알고리즘

탐색기의 모드가 탐색(search)모드로 전환되면 추적 알고리즘이 아닌 탐색 알고리즘이 작동된다. 탐색은 정해진

거리, 방위각, 고각 범위를 수행하며, 각도 탐색을 진행하면서 거리의 전 범위를 스캔해야 한다. 다음 수식은 거리 탐색 수식이다.

$$RSW = \theta_{3dB} \times \frac{RSR}{ASR} \quad (18)$$

여기서, RSR 은 거리 탐색 속도이고 RSW 는 시간 영역에서의 거리 탐색 범위, ASR 은 방위각 탐색 속도를 의미한다. RSW 의 단위는 μs 이며, RSR 의 단위는 $\mu s/s$ 이다. ASR 의 단위는 deg/s 이다. 여기서 앞서 언급했듯이 RSW 의 단위에서 1 μs 는 150 m에 해당한다.

탐색 거리 게이트의 거리 스캔 주기는 다음과 같다.

$$T_R = \frac{2 \times RSW}{RSR} \quad (19)$$

식 (18)과 식 (19)를 통해 거리 탐색 범위(RSW)의 시간 축 상에서 좌우로 동일한 거리 탐색 속도(RSR)를 갖고 스캔한다. 이때 거리 게이트가 좌우로 스캔하는 주기는 T_R 이다.

2.6 각도 탐색 알고리즘

각도 탐색 알고리즘은 안테나의 방향이 목표물이 손실된 위치에서 시작되며 일정한 방위각 및 고각 스캔 속도를 가지고 정해진 각도 영역을 탐색한다. 다음 수식은 방위각 탐색의 스캔 주기를 의미한다.

$$T_{azi} = 2 \times \frac{ASW}{ASR} \quad (20)$$

ASW 는 방위각 탐색 범위를 의미하며 ASW 의 단위는 deg 이다. 고각 탐색 또한 방위각을 스캔하면서 및 고각의 전 범위를 스캔해야 한다. 즉 어떠한 고각 포인트에서 다음 고각 포인트로 넘어가는 동안 방위각 탐색 범위의 전 영역을 탐색해야 한다. 이에 다음 수식과 같이 탐색 주기를 설정한다.

$$T_{ele} = 2 \times T_{azi} \times \frac{ESW}{\theta_{3dB}} \quad (21)$$

여기서 ESW 은 고각 탐색 범위를 의미한다.

$$ESR = \frac{\theta_{3dB}}{T_{azi}} \quad (22)$$

표 3. 탐색 모드 알고리즘 변수

Table 3. Search mode algorithm parameter.

Description	Value	Unit
Range search gate width (<i>RSW</i>)	1.2	μs
Range search rate (<i>RSR</i>)	25	$\mu s/s$
Azimuth search rate (<i>ASR</i>)	6	Degree/s
Azimuth search width (<i>ASW</i>)	30	Degree
Elevation search width (<i>ESW</i>)	0.05	Degree

식 (22)를 보면 고각 탐색 속도는 방위각 탐색 주기와 3 dB 빔폭의 관한 함수로 주어진다. 안테나 김발축의 구동 모터에 의해 방위각 각도 탐색 범위(*ASW*) 및 고각 각도 탐색 범위(*ESW*)를 설정한 각도 탐색 속도를 갖고 스캔하는 것을 가정하여 모델링하였다. 이때, 방위각 각도 탐색은 좌우로 스캔하며 고각 각도 탐색은 위아래로 스캔한다. 스캔하는 주기는 각각 T_{azi} , T_{ele} 이다.

표 3에서 설계한 탐색기의 탐색 알고리즘에 사용되는 변수들이 정리되어 있다.

III. 탐색기 작동 결과

본 연구에서 설계한 탐색기를 검증하기 위해 능동 유도 미사일을 모델링하여 해당 미사일의 유도 법칙에 필요한 변수들을 설계한 탐색기 출력을 통해 제공받도록 하였다. 모델링한 미사일은 순 비례항법(pure proportional navigation guidance: PPNG) 유도법칙을 사용한 대함미사일이며, 미사일은 해면에서 10 m 차이로 Sea skimming 기동하도록 모델링하였다. 탐색기는 추정거리(\hat{R})와 김발각(θ_g, ϕ_g)을 확장 칼만필터(extended Kalman filter: EKF)에 제공하며, EKF는 유도 제어에 필요한 상대 운동 벡터를 출력한다. 상대 운동 벡터는 R'' 과 V'' 이며, 각각 관성좌표계의 상대 거리 벡터 및 상대 속도 벡터를 의미한다. 해당 EKF와 PPNG 유도 제어 법칙이 적용된 미사일 모델은 문헌^[10]에서 설계되었다.

표 4에서 미사일 유도 시뮬레이션에 사용된 환경 변수들이 정리되어 있다.

표 4에서 미사일과 배의 좌표는 NED 좌표계이므로 z 축 성분이 음수이다. 또한 미사일 및 배의 초기 각도는 절

표 4. 미사일 유도 시뮬레이션 초기 변수

Table 4. Missile guidance simulation initial parameters.

Description	Value	Unit
Missile position	[6000, 0, -10]	m
Ship position	[0, 0, -10]	m
Missile speed	300	m/s
Ship speed	20	m/s
Missile initial angle	0, -15	Degree
Ship initial angle	-90	Degree

대 좌표계를 기준으로 하였다. 이에 각도가 0°일 때, 진행 방향은 x 축과 평행하며, -90°일 때는 $-y$ 축 방향과 평행하다. 다시 정리하면, 해당 상황은 미사일 내부 관성항법장치(INS) 및 위성항법시스템(GPS)에 의해 목표물과의 상대거리 6,000 m 지점까지 나아간 상황에서 능동 호밍 유도가 시작된 상황을 가정한다. 이때 미사일과 배의 초기 진행방향이 서로 수직에 가까운 상태이며, 능동 호밍 유도가 시작될 때, 설계한 탐색기에 의한 유도가 시작된다.

3-1 거리 추적 결과

그림 16은 거리 추적 시스템을 통한 거리 추정 결과이다. 빨간색 궤적은 추정 거리를 의미하며 파란색은 실제 거리를 의미한다. 미사일이 목표물을 향해 유도되므로 시간이 지날수록 실제 거리가 감소하는 것을 보인다.

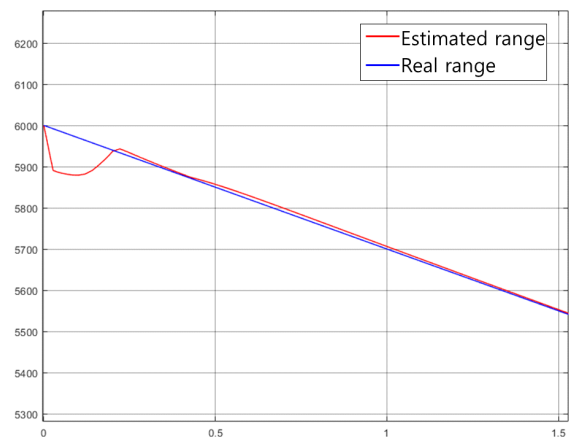


그림 16. 거리 추적 결과

Fig. 16. Range tracking result.

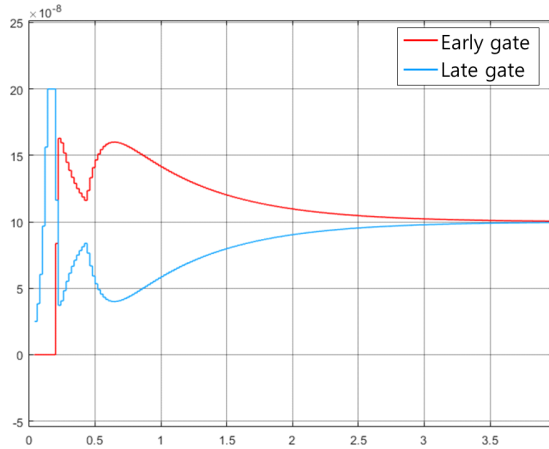


그림 17. 추적 모드에서의 분할 게이트
Fig. 17. Split gate in tracking mode.

추정 거리 초기 값은 미사일과 목표물 사이의 초기 거리로 설정하였다. 또한 능동 호밍 유도가 시작될 때 초기 탐색기 모드는 탐색모드로 초기화하였다. 이에 그림 16의 0초 부근에서 탐색모드 알고리즘에 의해 추정 거리가 궤적이 실제 거리 궤적과 크게 다르지만, 바로 목표물을 획득하여 실제 거리를 추적하는 결과를 확인할 수 있다.

거리 추적은 게이트 내부에서 목표물에 대한 echo RF 펄스 신호가 존재하여 거리 게이트가 이를 추적하는 것으로 이루어진다. 그림 17은 게이트 판별기 내부에 echo RF 펄스가 존재할 때 초기 및 후기 게이트에 존재하는 전기 에너지 크기를 보인다.

그림 17에서 빨간색 그래프는 초기 게이트의 전기 에너지이며, 파란색 그래프는 후기 게이트의 전기 에너지이다. 해당 그래프에서 시간이 지날수록 두 게이트의 에너지 크기가 동일하게 수렴하는 것을 보이는데, 이는 echo RF 펄스가 거리 게이트 중앙에 위치하는 것을 의미한다.

그림 16과 그림 17을 볼 때, 추정거리는 실제 거리에 점점 수렴하는 것을 보이며 추적 모드에서 거리 추적이 잘 작동하는 것을 확인할 수 있다.

3-2 거리 탐색 결과

게이트 내부에 echo RF 펄스 신호가 없으면 탐색 모드로 전환된다. 탐색 모드 작동을 확인하기 위해 목표물에 대한 echo 펄스 신호를 5초에서 8초 동안 수신기에 입사

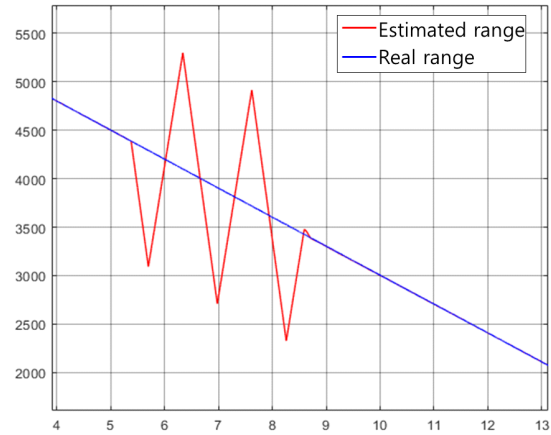


그림 18. 거리 탐색 결과
Fig. 18. Range search result.

하지 못하도록 차단하였다. 그림 18은 탐색모드일 때, 거리 게이트의 탐색 모드 동작을 보인다.

그림 18을 보면 5초에서 바로 탐색모드로 전환되지 않는다. 이는 추적 메모리 시간(track memory time)동안 목표물 손실(target loss)이 지속될 때, 탐색모드로 전환되기 때문이다. 또한 탐색 모드에서 거리 게이트는 탐색 알고리즘에 의해 작동하는데, 거리 게이트의 궤적이 톱니 파형이 나타나는 것을 보인다. 이러한 궤적은 2-6절에 명시된 알고리즘에 따라서 작동하기에 나타난 결과이며, 탐색 게이트의 스캔 속도는 미사일의 자체 속력을 고려하여 보상되기에 탐색 스캔 궤적이 미사일 속도에 따라 가가워지는 것을 보인다. 8초 후에는 다시 목표물의 펄스를 정상적으로 획득하여 거리 추적 모드로 잘 변환된 것을 확인하였다.

3-3 김발 제어 시스템 작동 결과

김발 제어 시스템의 동작을 확인하기 위해 표 4에 명시된 변수를 사용하지 않고 미사일과 목표물이 고정된 상황을 모델링하였다. 그리고 미사일 동체에 정현파 외란을 가하였을 때, 안테나가 항상 목표물을 주시하고 있는지 확인하였다.

그림 19는 목표물과 미사일을 고정하고 사이 거리를 6,000 m 차이가 나도록 위치시켰을 때, 미사일의 동체에 최대 진폭 6°와 1 Hz 동체 외란을 가한 결과이다.

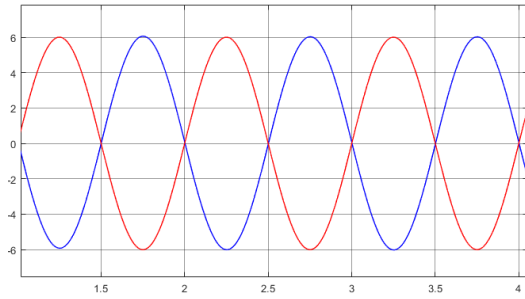


그림 19. 동체 외란과 탐색기의 김발 각
Fig. 19. Disturbance body angle and seeker gimbal angle.

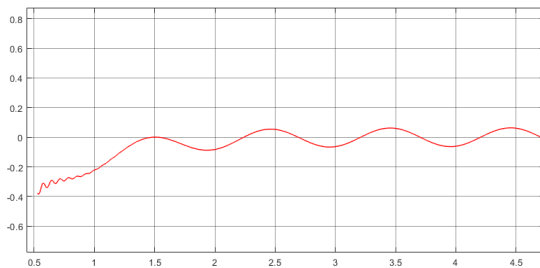


그림 20. 모노펄스 수신기의 추적 방위각 오차
Fig. 20. Tracking azimuth error of monopulse receiver.

미사일과 목표물은 동일 직선상에 있으며, 미사일의 초기 동체 방향은 목표물을 바라보도록 하였다. 그림 19에서 파란색은 정현파 외란에 의한 동체 각도 그래프이며, 빨간색은 김발 각도 그래프이다. 동체의 움직임에 반대로 김발이 움직이는 것을 보이는데, 이는 외부에서 볼 때 동체는 계속 진동을 하고 있지만 미사일 플랫폼에 위치한 탐색기의 안테나는 목표물을 안정적으로 주시하는 것을 의미한다.

그림 20은 위와 같은 동체 외란이 주어질 때 모노펄스 수신기의 추적 방위각 오차 결과이다. 위 결과에서 최대 0.1° 이하의 방위각 추적 오차를 보이는 것을 확인하였으며, 설계한 탐색기의 김발이 안정적으로 목표물을 추적하며 잘 작동하는 것을 확인할 수 있다.

3.4 미사일 시뮬레이션 기반 목표물 유도 결과

그림 21은 표 4에 명시된 변수들을 사용한 미사일 유도 시뮬레이션 결과이다. 해당 유도 시뮬레이션에는 본 연구에서 설계한 탐색기를 사용하였다. 이때 미사일 초기 발



그림 21. 미사일 유도 궤적(1)
Fig. 21. Guided trajectory of missile (1).

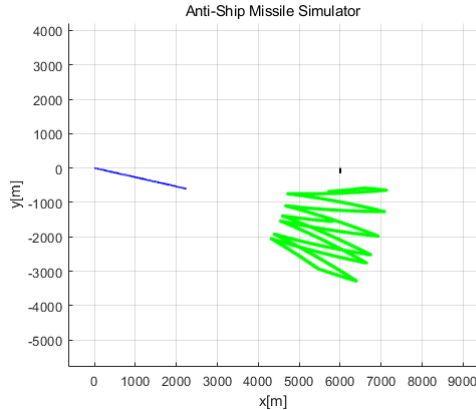
사 각도는 0° 이다.

그림 21에서 파란색 궤적은 미사일의 궤적, 검은색의 궤적은 함정의 궤적이며, 빨간색 점은 탐색기가 추정하고 있는 목표물의 위치이다. 해당 결과를 볼 때, 설계한 탐색기가 제공하는 추정 거리 및 김발 각을 이용하여 목표물을 향한 미사일의 유도제어가 정상적으로 수행되어 타격하는 결과를 확인할 수 있다.

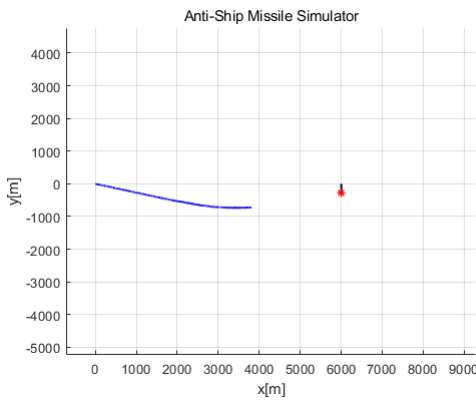
그림 22는 표 4에서 미사일의 초기 각도를 -15° 로 설정하였을 때 유도 결과이다.

그림 22(a)에서 나타나는 초록색 궤적은 미사일 탐색기가 탐색모드로 작동할 때, 탐색기가 스캔한 위치의 궤적이다. 이는 거리 탐색 및 각도 탐색을 동시에 수행하였기에 해당 궤적을 보인다. 그림 22(b)는 탐색 모드 중에 목표물을 획득하여 목표물을 향해 유도되는 것을 보인다. 빨간색 점은 추적 모드 중에 작동되며 탐색기가 현재 추정하고 있는 위치이다. 위 결과에서 능동유도 초기에는 목표물을 획득하지 못하여 탐색모드로 동작하다가 목표물을 획득하여 추적모드로 변환되고 목표물을 향해 정상적으로 유도되는 결과를 확인하였다.

그림 23과 그림 24는 그림 22의 유도 결과에서 거리 추정 및 김발 축 동작을 확인한 결과이다. 그림 23에서 초기에 목표물 획득을 하지 못하여 6초까지 거리 탐색 알고리즘이 작동된 것을 확인할 수 있다. 또한 그림 24에서 탐색 모드에 따른 각도 탐색 알고리즘이 작동된 것을 확인할



(a) 6초 전
(a) Before 6 seconds



(b) 6초 후
(b) After 6 seconds

그림 22. 미사일 유도 궤적 (2)
Fig. 22. Guided trajectory of missile (2).

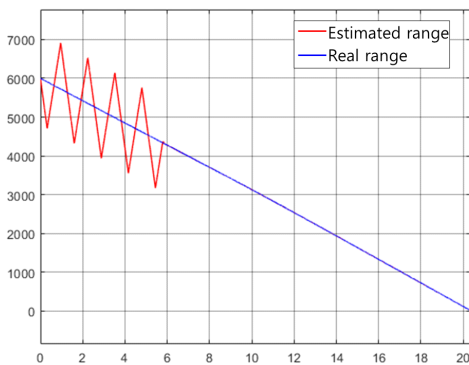


그림 23. 유도 시뮬레이션(2)의 거리 추정 결과
Fig. 23. Range estimation result of guidance simulation (2).

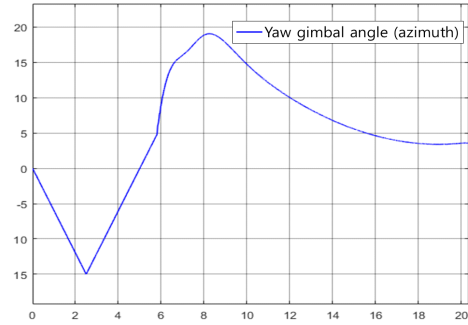


그림 24. 유도 시뮬레이션(2)의 각도 추적 결과
Fig. 24. Angle tracking result of guidance simulation (2).

수 있는데, 해당 그림의 y 축은 요(yaw)김발 축의 김발 각(θ_y)이다. 6초 지점까지 탐색모드에 따른 각도 탐색 알고리즘이 작동한 것을 확인하였으며, 6초 이후에 목표물 획득에 따라 각도 추적이 이루어지는 것을 확인하였다.

IV. 결 론

본 연구에서 매트랩의 시뮬링크를 사용하여 대함 미사일에 사용되는 탐색기를 모델링하였다. 설계한 탐색기는 거리 및 각도 추적을 진행할 수 있으며, 탐색, 획득, 추적의 3가지의 탐색기 모드를 갖도록 설계하였으며 각각에 모드에 따라서 정해진 동작을 수행한다.

설계한 탐색기는 동체 외란에도 안정적으로 김발이 목표물을 향해 지시하며, 거리 게이트 내부의 신호 유무를 통해서 추적 및 탐색모드로의 전환이 이루어진다. 또한 추적모드에서 거리 게이트가 목표물에 대한 echo 펄스를 추적하여 거리 추정을 수행하며, 모노펄스 안테나를 통해 산출한 추적 각도 오차를 통해 LOS 각도 추적을 수행한다.

마지막으로 PPNG 기반의 미사일 유도 시뮬레이션을 통해 설계한 탐색기를 검증하였다. 탐색기가 제공하는 측정값을 사용하여 미사일 유도 제어하였을 때 탐색기 모드 전환에 따라 잘 동작하는 것을 확인하였으며 최종적으로 목표물을 향해 정상적으로 유도되는 것을 확인하였다.

추후 다중경로 및 클러터, 표적의 RCS 변동 효과를 고려하여 실제 환경과 유사하게 모델링 할 것이며, 미사일 유도 시뮬레이션을 수행하는 연구를 진행할 것이다. 또한 전자전 모델링을 통해 다양한 재밍(jamming) 기법에 대한 효과도 분석 연구를 수행할 예정이다.

References

- [1] R. S. Hughes, "Analog automatic control loops in radar and EW(electronic warfare)," *NWC Technical Publication*, pp. 175-212, Nov. 1988.
- [2] H. Qiao, H. Meng, F. Meng, Z. Li, and Z. Zhang, "Modeling and simulation of seeker servo system," in *2020 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation(ICMA)*, Beijing, pp. 1008-1013, Oct. 2020.
- [3] W. S. Ra, I. H. Whang, "A robust horizontal LOS rate estimator for 2-axes gimbaled seeker," in *Proceedings of the 41st IEEE Conference on Decision and Control 2002*, Las Vegas, NV, Dec. 2002, vol. 3, pp. 2884-2889.
- [4] S. C. Shin, S. Y. Lee, "Analysis of line of sight stabilization performance based on direct vs. indirect of a 2-axis gimbaled servo system for millimeter wave seeker," *The Transactions of the Korean Institute of Electrical Engineers*, vol. 67, no. 11, pp. 1555-1561, Nov. 2018.
- [5] Y. Wang, H. Lei, J. Ye, and X. Bu, "Backstepping sliding mode control for radar seeker servo system considering guidance and control system," *Sensors*, vol. 18, no. 9, p. E2927, Sep. 2018.
- [6] S. Liu, T. Lu, T. Shang, and Q. Xia, "Dynamic modeling and coupling characteristic analysis of two-axis rate gyro seeker," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2018, p. 8513684, Oct. 2018.
- [7] B. R. Mahafza, *Radar Systems Analysis and Design using MATLAB*, 3rd ed. Boca Raton, FL, Chapman and Hall, 2013.
- [8] D. J. An, J. H. Lee, "Performance analysis of amplitude comparison monopulse direction-of-arrival estimation," *Applied Sciences*, vol. 10, no. 4, p. 1246, 2020.
- [9] M. A. Richards, J. A. Scheer, and W. A. Holm, *Principles of Modern Radar Basic Principles*, Raleigh, NC, SciTech, vol. 1, 2008.
- [10] B. J. Kim, "A study on the jamming effect analysis of anti-ship missile," M.S. thesis, Sejong University, Seoul, Korea, Feb. 2019.

함 형 우 [세종대학교/석사과정]

<https://orcid.org/0000-0003-1100-4739>



2021년 2월: 세종대학교 전자공학과 (공학사)
2021년 2월~현재: 세종대학교 정보통신공학과 석사과정
[주 관심분야] 레이더신호처리

김 제 안 [세종대학교/석사과정]

<https://orcid.org/0000-0003-2647-8515>



2021년 2월: 세종대학교 전자정보통신공학과 (공학사)
2021년 2월~현재: 세종대학교 정보통신공학과 석사과정
[주 관심분야] 레이더 신호처리

이 준 호 [세종대학교/교수]

<https://orcid.org/0000-0003-3715-3943>



1994년 2월: 포항공과대학교 전자전기공학과 (공학사)
1996년 2월: 포항공과대학교 전자전기공학과 (공학석사)
1999년 8월: 포항공과대학교 전자전기공학과 (공학박사)
2004년 3월~현재: 세종대학교 정보통신

공학과 교수
[주 관심분야] 배열신호처리, 레이더신호처리, 스마트안테나