



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(4), 277-284(2020)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.4.277

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

각도 측정치를 이용한 삼각 측량법 기반 거리 추정 알고리즘

강태영¹, 문규진², 이용선³, 최성호⁴, 유창경⁵

Range Estimation Algorithm Based on Triangulation Using Angle Measurements

Tae Young Kang¹, Kyujin Moon², Yong-Seon Lee³, Sung-Ho Choi⁴ and Chang-Kyung Ryoo⁵

Inha University^{1,5}, Korea Aerospace Industries², Agency for Defence Development^{3,4}

ABSTRACT

The remaining range between missile and target can be used to calculate the guidance command as well as to determine the explosion time of the warhead. Since the range, however, is not directly measured by on-board sensors of the missile, it is usually estimated by filter-based techniques using angle-only measurements. Conventional filter-based techniques are complex and require huge computation. In this paper, we propose a range estimation algorithm based on the geometrical triangulation principle for two points of missiles and a target. The proposed algorithm has a simple structure but the accuracy is largely dependent on the measurement errors. To improve the accuracy of estimation, Digital Fading Memory Filter (DFMF) is applied. The performance of the proposed algorithm is analyzed through numerical simulations.

초 록

유도탄과 표적 사이의 거리는 유도명령을 산출, 탄두의 폭발 시간을 결정하는데 활용 가능하다. 거리는 유도탄의 온보드 센서에 의해 직접 측정되지 않기 때문에 일반적으로 각도정보를 이용하여 필터기반 기법을 통해 이를 추정한다. 그러나 기존의 필터 기반의 기법들은 복잡하고 많은 연산량을 요구하는 단점이 있다. 본 논문에서는 유도탄의 두 지점과 표적에 대한 기하관계를 이용하여 삼각 측량법에 기반한 거리 추정 알고리즘을 제안한다. 제안된 알고리즘은 단순한 구조를 가지며 측정 오차에 의해 추정 성능이 크게 좌우된다. 추정의 정확도 향상을 위해 Digital Fading Memory Filter(DFMF)를 적용하였으며 수치 시뮬레이션을 통해 성능을 분석하였다.

Key Words : Range Estimation(거리 추정), Triangulation(삼각 측량법), Digital Fading Memory Filter, Passive Seeker(수동형 탐색기)

1. 서 론

유도탄의 가장 중요한 목적은 표적을 명중시키는 것이다. 이는 유도탄을 표적이 있는 곳으로 기동하게 하는 유도 명령 산출을 통해 이루어지며 이를 호밍유

도(Homing Guidance)라 한다. 대표적인 유도법칙인 비례 항법 유도(Proportional Navigation Guidance, PNG)는 구현 및 적용이 간단하여 다양한 문헌이나 실제 시스템에 자주 사용된다. 그러나 단순히 표적을 맞히는 것뿐 아니라 다양한 요구사항들을 충족시키

† Received : December 22, 2019 Revised : February 28, 2020 Accepted : March 30, 2020

¹ Graduate Student, ² Senior Researcher, ³ Researcher, ⁴ Senior Researcher, ⁵ Professor

⁵ Corresponding author, E-mail : ckryoo@inha.ac.kr

기 위하여 입사각 제어(Impact Angle Control, IAC), 입사 시간 제어(Impact Time Control, ITC) 등과 같은 개선된 유도법칙들이 제안되었다[1-3]. 이러한 유도 법칙들을 구현하기 위해서는 PNG에 비해 더 많은 정보들을 필요로 하며 이 중 표적에 도달하기 까지 남은 잔여 시간에 대한 정보는 필수적으로 필요하다. 잔여 시간은 표적과의 상대거리를 유도탄의 표적방향 상대속도로 나누어 계산하며 이를 위해서는 표적과의 거리를 아는 것이 중요하다. 또한 폭발을 통해 내부의 자탄을 방출하여 적에게 피해를 입히는 공중 폭발형 유도탄의 경우 표적에 근접하였을 때 표적과의 상대 거리를 통해 방출 시점 및 위치를 결정한다. 이와 같은 무기체계에서도 표적과의 거리 정보는 임무 수행에 큰 영향을 미친다.

유도탄은 탐색기를 통해 표적에 대한 정보를 획득한다. 탐색기는 크게 능동형 탐색기(Active Seeker)와 수동형 탐색기(Passive Seeker)로 구분된다. 수동형 탐색기는 스스로 신호를 방사하는 것이 아닌 표적에서 방사하는 신호를 감지하기 때문에 구조가 단순하고 적에게 노출될 확률이 적다는 장점이 있다. 하지만 신호나 기후에 따라서 표적의 추적이 어려워질 수 있으며 능동형 탐색기에 비해 획득할 수 있는 정보의 수가 적다는 단점이 있다. 이로 인해 수동형 탐색기를 사용할 경우 입사각, 입사 시간과 같은 다양한 요구조건을 만족시키기 위한 유도 법칙 적용에 제약을 갖게 된다. 따라서 더 정밀한 종말 유도를 위해 거리 정보를 추정하는 것이 필요하며 이를 위한 다양한 연구가 진행되어왔다.

비례항법 유도법칙에 기반한 호밍계적 성형을 통해 표적과의 상대거리를 쉽게 추출할 수 있는 방법이 제안되었으며[4], 수동 적외선 센서를 탑재한 항공기에서 angle-only measurement 상황에 대해 Particle Filter를 사용하여 선형 모델 및 Gaussian 가정을 적용하지 않고 Bayesian 재귀 필터를 비선형 모델에 직접 적용하는 방법이 제안되었다[5]. 또한 유도탄과 표적간의 기하 관계를 이용하여 삼각측량법을 통해 획득한 거리정보와 확장 칼만필터(Extended Kalman Filter, EKF)를 융합하여 상대 거리 추정의 정밀도를 향상시키는 방안에 대한 연구도 진행되었다[6].

본 논문에서는 수동형 탐색기를 통해 획득 가능한 LOS각 정보를 이용하여 정지 표적에 대한 삼각측량법 기반의 거리 추정 알고리즘을 제안한다. 간단한 형태의 노이즈 제거 필터인 DFMF를 적용하고 시차각을 누적하는 방법을 제안하여 항상 일정 크기 이상의 시차각을 확보함으로써 빠른 주기로 결과를 획득할 수 있으며 추정의 정확도 또한 향상되었다. 6자유도 Monte-Carlo 시뮬레이션을 통해 다양한 궤적에 대해 알고리즘 성능 분석을 수행하였으며 이를 기존에 제안된 방법과 비교 분석하였다.

II. 삼각 측량법 기반 거리 추정 알고리즘

2.1 기하관계 및 변수 정의

삼각 측량법은 삼각형의 한 변의 길이와 그 양쪽의 각을 통해 나머지 변의 길이를 계산하는 기본적인 수학공식을 이용해 측량을 하는 방법이다. 두 개의 관측지점과 하나의 정지 표적을 대상으로 삼각형의 기하관계를 형성하는 것을 기반으로 하며 이를 통해 표적까지의 잔여 거리를 계측할 수 있다. 유도탄과 표적간의 기하 관계는 Fig. 1과 같으며 기하 관계를 나타내기 위한 변수는 Table 1과 같이 정의한다. Fig. 1과 같은 기하관계에서 지향각(Look angle)과 시차각(Parallax angle)은 각각 식 (1), (2)와 같이 정의되며 추정 거리는 식 (3)과 같다.

$$a = |\lambda_{k-1} - \lambda_k| = \cos^{-1}\left(\frac{\vec{u}_{k-1} \cdot \frac{\Delta \vec{P}}{|\Delta \vec{P}|}}{1}\right) \quad (1)$$

$$b = |\lambda_k - \lambda_{k-1}| = \cos^{-1}(\vec{u}_k \cdot \vec{u}_{k-1}) \quad (2)$$

$$R_k = |\Delta \vec{P} \sin a / \sin b| \quad (3)$$

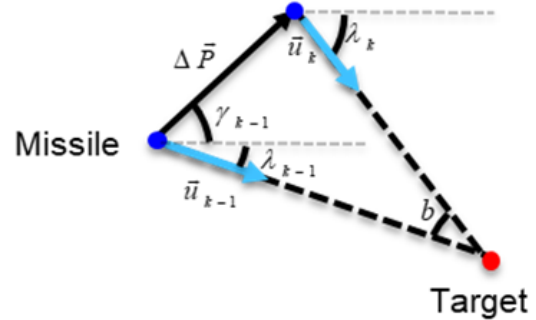


Fig. 1. Missile Target Geometry in Inertial Frame

Table 1. Definition of Variables

γ_k	Angle of displacement vector w.r.t inertial frame at k
λ_k	Angle of LOS vector w.r.t inertial frame at k
\vec{u}_k	Unit LOS vector at k
$\vec{\Delta P}$	Displacement of the missile between $k-1$ and k
a	Look angle
b	Parallax angle
\tilde{R}_k	Estimated Range at k
R_k	True Range at k

2.2 기하학적 모호성 문제

삼각 측량법 기반의 거리 추정 알고리즘은 기하관계에 따라 큰 오차가 발생할 수 있다. 실제 시스템에서 탐색기를 통해 획득한 측정치는 노이즈를 포함하며 이로 인해 삼각형의 기하관계가 모호해지면 거리 추정의 오차가 증가하게 된다. 이는 시차각(b)에 의존적이며 시차각이 0이 되면 식 (3)에 의해 거리 추정의 정확도는 완전히 상실된다. 이를 기하학적 모호성 문제라 하며 삼각형 기하의 신호 대 잡음비(Signal to Noise Ratio, SNR)가 매우 작기 때문에 발생한다[7]. 이를 방지하기 위해 최소한의 시차각을 확보하여 명확한 기하관계를 형성하는 것이 중요하다. 따라서 시차각에 대한 임계값을 설정하고 임계값 이상의 값을 확보하는 기하관계 하에서 거리를 추정한다.

2.3 거리 추정 알고리즘

삼각 측량법 기반 거리 추정을 수행할 때 앞서 언급한 바와 같이 일정 크기 이상의 시차각을 확보해주는 것이 중요하다. 기존에 제안된 알고리즘[6]에서는 이러한 문제를 해결하기 위해 기준 시점으로부터 일정 시간동안의 정보를 통해 시차각을 확보한 후 거리를 추정한다. 또한 다음 추정 시점에선 이전에 추정했던 시점의 정보를 기준으로 하여 다시 일정 시간동안 시차각을 확보하고 거리를 추정한다. 이러한 경우 임계값 이상의 시차각을 확보하는 경우에만 거리 추정을 하기 때문에 정확도가 향상된다. 그러나 0에 가까운 지향각으로 표적을 향해 직진입 하는 경우 시차각을 확보하지 못해 추정 결과를 낼 수 없는 단점이 있다. 또한 유도탄의 세밀한 기동이 필요한 종말 단계에서 추정치를 빠른 주기로 획득하지 못하여 유도 명령 갱신이 늦어져 정밀한 유도 명령을 산출하기 어렵다.

본 논문에서는 이와 같은 단점을 보완하기 위해

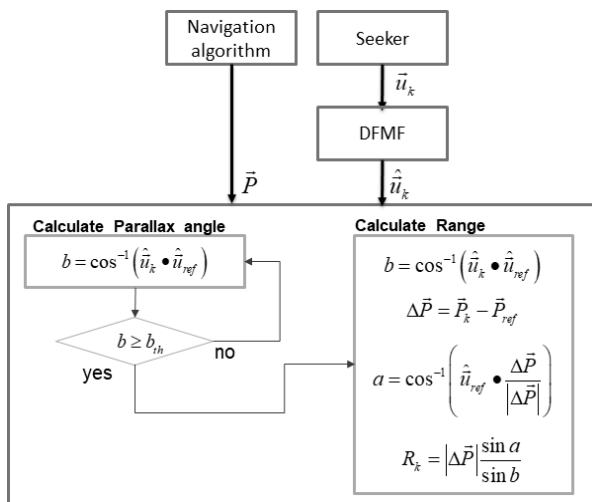


Fig. 2. Proposed Algorithm Flowchart

Table 2. Algorithm Parameter

Parameter	
T	Initial LOS, Position selection time
b_{th}	Parallax angle threshold
κ	DFMF Parameter

특정 시점에서의 LOS벡터와 위치를 기준으로 누적하여 추정을 수행하는 방식을 제안한다. 이 방법을 통해 최초로 임계값 이상의 시차각을 확보한 이후 항상 임계값 이상의 시차각을 확보할 수 있으며 빠른 주기로 추정 정보를 갱신하여 정밀한 종말 유도가 가능하다. Fig. 2는 본 논문에서 제안하는 알고리즘의 흐름도이다. LOS벡터 측정치의 노이즈를 완화시키기 위해 DFMF를 적용하였으며 노이즈가 완화된 추정 정보를 이용하여 거리 추정을 수행한다. 시차각을 누적하기 위해 기준이 되는 LOS벡터와 위치벡터를 설정하고 임계값 이상의 시차각이 확보될 때 까지 대기한다. 임계값 이상의 시차각이 확보되면 기준 LOS벡터, 위치벡터와 현재의 LOS벡터, 위치벡터를 이용해 추정 결과를 획득한다. 알고리즘의 파라미터는 Table 1와 같다.

2.4 시차각 최소 임계값

노이즈가 포함된 LOS각을 이용하여 추정한 거리는 식 (4)와 같다.

$$\tilde{R}_k = \left| \frac{\Delta \vec{P} \sin|\gamma_{k-1} - (\lambda_{k-1} + \Delta\lambda_{k-1})|}{\sin|(\lambda_k - \lambda_{k-1}) + (\Delta\lambda_k - \Delta\lambda_{k-1})|} \right| \quad (4)$$

여기서 $\Delta\lambda$ 는 LOS 각의 노이즈이며 실제 거리와 추정 거리간의 오차 ΔR 은 식 (5)와 같다.

$$\begin{aligned} \Delta R_k &= R_k - \tilde{R}_k \\ &= \left| \frac{\Delta \vec{P} \sin|\gamma_{k-1} - \lambda_{k-1}|}{\sin|\lambda_k - \lambda_{k-1}|} \right| \\ &\quad - \left| \frac{\Delta \vec{P} \sin|\gamma_{k-1} - (\lambda_{k-1} + \Delta\lambda_{k-1})|}{\sin|(\lambda_k - \lambda_{k-1}) + (\Delta\lambda_k - \Delta\lambda_{k-1})|} \right| \end{aligned} \quad (5)$$

식 (5)에서 $\lambda_k - \lambda_{k-1}, \Delta\lambda_k, \Delta\lambda_{k-1}$ 이 매우 작은 경우 $\sin(m) \approx m, \cos(m) \approx 1$ 과 같이 근사할 수 있으므로 추정 오차는 식 (6)과 같다.

$$\Delta R_k = \Delta \vec{P} \sin(\gamma_{k-1} - \lambda_{k-1}) \left(\frac{\alpha}{\beta} \right) \quad (6)$$

where,

$$\alpha = (\Delta\lambda_k - \Delta\lambda_{k-1}) + (\lambda_k - \lambda_{k-1})\Delta\lambda_{k-1} \cot(\gamma_{k-1} - \lambda_{k-1})$$

$$\beta = (\lambda_k - \lambda_{k-1})((\lambda_k - \lambda_{k-1}) + (\Delta\lambda_k - \Delta\lambda_{k-1}))$$

따라서 실제 거리에 대한 추정 거리의 오차율 (%err)은 $|\lambda_k - \lambda_{k-1}| \gg |\Delta\lambda_k - \Delta\lambda_{k-1}|$ 이라 가정하면 식 (7)과 같다.

$$\begin{aligned} \%err &= \frac{\Delta R_k}{R_k} \times 100 \\ &= \frac{\alpha}{\beta} \times (\lambda_k - \lambda_{k-1}) \times 100 = \frac{\alpha}{\lambda_k - \lambda_{k-1}} \times 100 \end{aligned} \quad (7)$$

LOS 각 노이즈의 평균과 분산은 식 (8)과 같다.

$$E(\Delta\lambda_k) = 0, \sigma_\lambda^2 = E(\Delta\lambda_k^2) \quad (8)$$

따라서 추정 거리 오차율의 분산은 식 (9)와 같다.

$$\sigma_{\Delta R/R}^2 = E((\Delta R/R)^2) = \sigma_\lambda^2 \frac{(b \cot a + 1)^2 + 1}{b^2} \quad (9)$$

그러므로 허용 오차의 표준편차는 식 (10)과 같으며 이를 만족하는 시차각의 임계값의 최솟값은 식 (11)과 같다. 원하는 성능을 얻기 위해 이 값 이상의 시차각을 확보하여야 하며, 식 (12)와 같은 조건을 만족하는 범위 내의 지향각에 대해 임계값을 선정할 수 있다[6].

$$\sigma_{\Delta R/R} = \sigma_\lambda \frac{\sqrt{(b \cot a + 1)^2 + 1}}{b} \quad (10)$$

$$b_{th} = \frac{\cot a + \sqrt{2 \left(\frac{\sigma_{\Delta R/R}}{\sigma_\lambda} \right)^2 - \cot^2 a}}{\left(\frac{\sigma_{\Delta R/R}}{\sigma_\lambda} \right)^2 - \cot^2 a} \quad (11)$$

$$\cot a < \frac{\sigma_{\Delta R/R}}{\sigma_\lambda} \quad (12)$$

본 논문에서는 LOS 방위각과 고각에 대해 $N \sim (0, 1^\circ)$ 의 가우시안 노이즈를 갖는다고 가정하였다. 항법 위치정보는 식 (3)에 의해 위치정보의 변화량만을 필요로 한다. 따라서 일반적으로 바이어스 특성을 갖는 항법 오차는 식 (13)과 같이 상쇄되어 그 영향을 무시할 수 있다.

$$\Delta \vec{P} = (\vec{P}_k + bias) - (\vec{P}_{k-1} + bias) = \vec{P}_k - \vec{P}_{k-1} \quad (13)$$

식 (10)에 의해 σ_λ 가 감소할수록 허용 오차의 표준편차는 감소하며 이는 추정의 정확도가 향상됨을 의미한다. Fig. 3은 σ_λ 별로 지향각에 따른 허용 오차의 표준편차 최솟값을 나타낸다.

시차각 최소 임계값은 식 (11)로부터 $\sigma_{\Delta R/R}$, σ_λ , a 세 가지 파라미터에 의해 결정된다. Fig. 4는 $\sigma_\lambda = 1^\circ$ 일 때, $\sigma_{\Delta R/R}$ 별로 지향각에 따른 시차각 최소 임계값을 나타내며 Fig. 5는 $\sigma_{\Delta R/R} = 10\%$ 일 때 σ_λ 별 지향

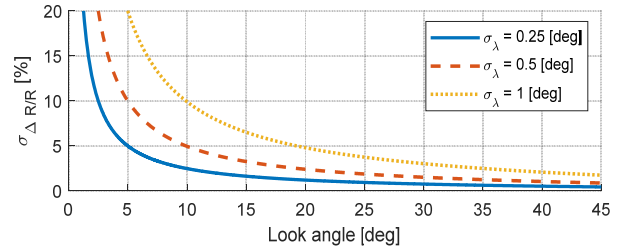


Fig. 3. Desired error std. for LOS noise

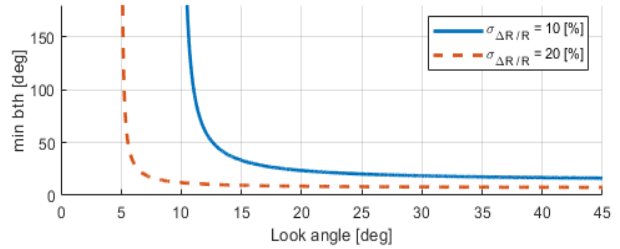


Fig. 4. Minimum Threshold for Desired error std.

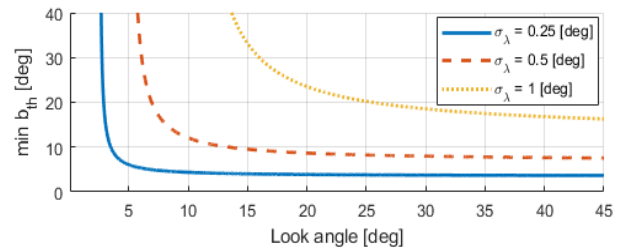


Fig. 5. Minimum threshold for LOS noise

각에 따른 최소 임계값을 나타낸다. Fig. 4에서 $\sigma_{\Delta R/R}$ 가 감소할수록 시차각 최소 임계값이 증가하며 이는 정확한 추정 결과를 획득하기 위해 더 큰 시차각을 확보해야 함을 의미한다. Fig. 5에서는 σ_λ 가 증가할수록 시차각 최소 임계값도 증가한다. 따라서 노이즈가 클수록 같은 추정 정확도를 얻기 위해 더 큰 시차각이 필요하다. 시차각의 임계값이 증가할수록 시차각을 확보하기 위해 더 긴 대기시간이 필요하며 이 구간동안은 거리정보를 획득할 수 없다. 이러한 문제점을 보완하기 위해 본 논문에서는 더 작은 시차각 임계값으로 동일한 성능을 낼 수 있도록 LOS 각의 노이즈를 감소시키기 위해 DFMF를 적용하였다.

2.5 Digital Fading Memory Filter [8]

DFMF는 노이즈 제거를 위한 간단한 형태의 재귀 필터이다. 1차, 2차, 3차로 구성되며 선형 칼만필터와 유사한 구조이다. 이득을 설정하기 위한 κ 를 파라미터로 가지며 κ 가 클수록 현재의 측정치보다 이전 단계의 추정치에 큰 가중을 둔다. 칼만필터와 달리 이득이 상수이기 때문에 연산 부담이 적어 온보드 (Onboard) 유도 시스템에 탑재할 수 있다는 장점이 있다. 가장 낮은 차수의 필터가 신호의 노이즈 제거에 있어 가장 우수하지만 truncation error가 발생할 수

Table 3. DFMF equations and gains

1st Order Digital Fading Memory Filter	
Filter eq.	$\hat{x}_n = \hat{x}_{n-1} + G[x_n^* - \hat{x}_{n-1}]$
Gain	$G = 1 - \kappa$
2nd Order Digital Fading Memory Filter	
Filter eq.	$\hat{x}_n = \hat{x}_{n-1} + \hat{x}_{n-1}T_s + G[x_n^* - (\hat{x}_{n-1} + \hat{x}_{n-1}T_s)]$ $\hat{\dot{x}}_n = \hat{\dot{x}}_{n-1} + \frac{H}{T_s}[x_n^* - (\hat{x}_{n-1} + \hat{x}_{n-1}T_s)]$
Gain	$G = 1 - \kappa^2, H = (1 - \kappa)^2$
3rd Order Digital Fading Memory Filter	
Filter eq.	$\hat{x}_n = \hat{x}_{n-1} + \hat{x}_{n-1}T_s + 0.5\hat{\ddot{x}}_{n-1}T_s^2 + G[x_n^* - (\hat{x}_{n-1} + \hat{x}_{n-1}T_s + 0.5\hat{\ddot{x}}_{n-1}T_s^2)]$ $\hat{\dot{x}}_n = \hat{\dot{x}}_{n-1} + \hat{\dot{x}}_{n-1}T_s + \frac{H}{T_s}[x_n^* - (\hat{x}_{n-1} + \hat{x}_{n-1}T_s + 0.5\hat{\ddot{x}}_{n-1}T_s^2)]$ $\hat{\ddot{x}}_n = \hat{\ddot{x}}_{n-1} + \frac{2K}{T_s}[x_n^* - (\hat{x}_{n-1} + \hat{x}_{n-1}T_s + 0.5\hat{\ddot{x}}_{n-1}T_s^2)]$
Gain	$G = 1 - \kappa^3, H = 1.5(1 - \kappa)^2(1 + \kappa), K = 0.5(1 - \kappa)^3$

Table 4. Definition of DFMF Variables

x_n^*	Measurement at n
\hat{x}_n	Estimated Value at n
$\hat{\dot{x}}_n$	Estimated 1 st order derivation at n
$\hat{\ddot{x}}_n$	Estimated 2 st order derivation at n
T_s	Sampling Time
G, H, K	Gains

있다. 따라서 필터 설계 시 노이즈 감소와 Truncation error 사이의 적절한 Trade-off를 통해 차수를 선택하여야 한다. DFMF의 재귀 식 및 이득은 Table 3과 같으며 사용된 변수는 Table 4와 같이 정의된다.

III. 알고리즘 성능 분석

3.1 알고리즘 파라미터 선정

필터를 통해 노이즈가 완화된 LOS 벡터와 위치 벡터를 선정하는 기준 시간(T)은 1초로 설정하였다. 이는 탐색기가 표적을 최초 탐지하는 시점으로부터 1초 후의 정보를 기준으로 설정함을 의미한다. Fig. 6은 1초 동안 보정한 LOS 각도를 나타낸다. 이를 통

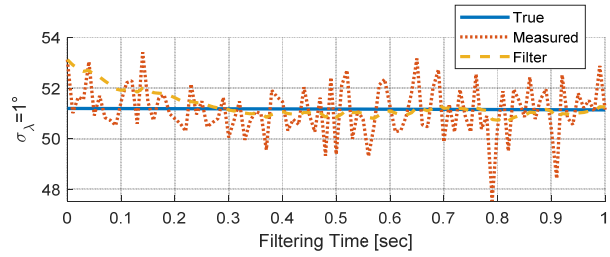


Fig. 6. LOS angle Filtering

Table 5. Selected Algorithm Parameter

Parameter					
T	1 sec	b_{th}	5 deg	κ	0.9
			15 deg		
			30 deg		

해 보정된 LOS각 노이즈의 표준편차는 약 75% 감소한다. Fig. 3을 통해 $\sigma_\lambda = 0.25^\circ$ 일 때 $\sigma_{\Delta R/R}$ 를 10%로 선정하였으며 이때의 시차각 최소 임계값은 Fig. 5에서 확인할 수 있다. 임계값에 따른 알고리즘 성능 분석을 위해 5, 15, 30 deg의 세 가지 경우에 대해 시뮬레이션을 수행하였으며 최종적으로 설정한 알고리즘 파라미터는 Table 5와 같다. 표적 탐지를 위한 탐색기의 최대 탐지거리는 50km로 가정하여 50km 지점부터 알고리즘을 실행한다.

3.2 시뮬레이션 시나리오

유도탄의 6자유도 시뮬레이션 프로그램을 통해 제안한 알고리즘의 성능 검증을 수행하였다. 종말유도 궤적에 의한 기하 형성 및 추정 성능의 영향을 보기 위해 3개의 시나리오에 대해 수행하였으며 Table 6과 Fig. 7은 각 시나리오의 특성과 궤적을 나타낸다.

Table 6. Simulation Scenario

Scenario	#1	#2	#3
Range [km]	100		
Terminal Guidance Law	PNG	IAC	IAC
Impact Angle [deg]	-	90	90
Pull-up	X	X	O

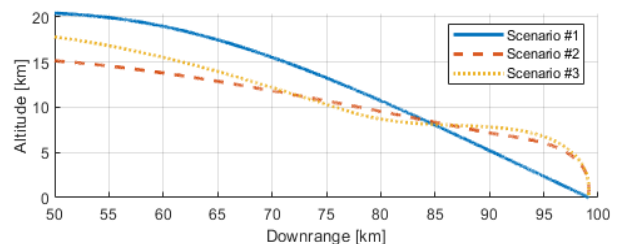


Fig. 7. Missile Trajectory

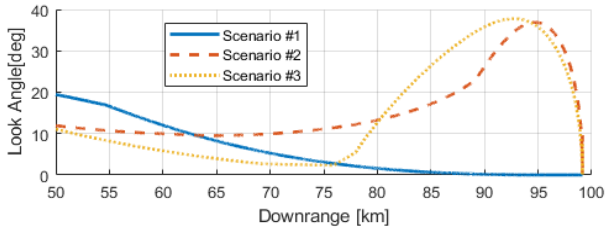


Fig. 8. Look angle

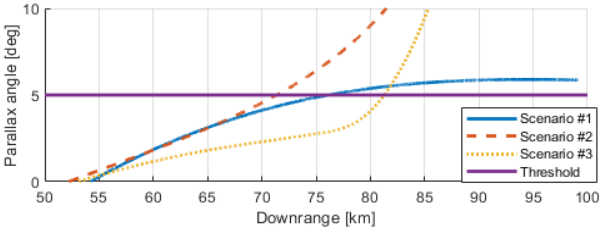


Fig. 9. Parallax angle

시나리오 1은 탄도 비행 이후 PNG로 종말까지 비행하는 궤적이다. 시나리오 2는 가표적을 향해 진입 후 표적에 90°로 입사하는 궤적이며 시나리오 3은 표적을 향해 직진입 후 Pull-up기동을 수행하여 표적에 90°로 입사하는 궤적이다.

Figure 8은 각 시나리오의 지향각을 나타낸다. 지향각이 0인 경우는 표적을 향해 직진입하는 것을 의미하며 이는 기하관계 형성이 불가능함을 의미한다. 따라서 용이한 시차각 확보를 위해 지향각을 고려하여 알고리즘 작동 시점을 선정하여야 한다.

Figure 9는 기존 LOS로부터 누적 계산된 시차각을 나타낸다. 시나리오 1의 경우 초기에 큰 지향각을 갖고 진입한 후 표적에 근접함에 따라 지향각이 0에 수렴하며 표적에 직진입하는 특성을 갖기 때문에 초기에 시차각 확보에 유리하지만 시간이 지남에 따라 증가량이 작아져 큰 시차각을 확보하지 못한다. 시나리오 2의 경우 큰 지향각을 유지하며 진입하기 때문에 충분히 큰 시차각을 확보할 수 있으며 시나리오 3의 경우 초기에 작은 지향각으로 인해 시차각 확보가 어려우나 Pull-up기동을 수행하여 지향각을 증가시키고 이를 통해 시차각을 확보할 수 있다.

각 시나리오에서 표적을 최초로 탐지 시점으로부터 1초가 되는 시점의 필터링 된 값을 기준 값으로

Table 7. Reference Data

Scenario	#1	#2	#3
LOS Elevation angle [deg]	27.2	33.59	30.72
LOS Azimuth angle [deg]	180	179.41	178.92
X Position (NED)[m]	-822.84	-733.89	-778.36
Y Position (NED)[m]	0	0	0
Z Position (NED)[m]	96.57	81.54	152.86

설정하였으며, 이때의 LOS각과 위치 벡터는 Table 7과 같다. 위치벡터는 표적을 최초로 탐지한 시점에서의 위치를 원점으로 하여 North-East-Down 좌표계로 1초 후의 위치벡터를 나타낸다.

3.3 시뮬레이션 결과

위에서 선정된 알고리즘 파라미터를 바탕으로 6자유도 시뮬레이션을 수행하였으며 300회 Monte-Carlo 시뮬레이션을 통해 알고리즘 성능 및 경향을 분석하였다.

시나리오 1의 경우 Fig. 9에서 볼 수 있듯 15, 30 deg의 시차각을 확보할 수 없어 5 deg의 경우에 대해서만 시뮬레이션을 수행하였으며 그 결과는 Table 8과 같다. Fig. 10은 기존 알고리즘과 제안한 알고리즘의 추정 오차를 나타낸다. 기존 알고리즘의 경우 75km를 전후하여 추정치를 획득한 이후 표적을 향해 직진입 하여 시차각을 확보하지 못하기 때문에 결과를 획득하지 못한다. 반면 제안한 알고리즘은 이와 무관하게 최초 시차각을 확보한 이후 표적에 도달할 때까지 빠른 주기로 비교적 정확한 추정 결과를 획득할 수 있다.

시나리오 2의 결과는 Table 9와 같으며 Fig. 11은 기존 알고리즘과 제안한 알고리즘의 추정 오차를 나타낸다. 큰 지향각을 유지하며 진입하기 때문에 기하관계 형성 및 시차각 확보가 용이하다. 이로 인해 추정 정보를 일찍 획득할 수 있으며 좋은 추정 성능을 보인다. 기존 알고리즘의 경우 임계값이 증가함에 따라 추정 성능이 향상되지만 결과의 획득 주기가 길어지게 된다. 반면 제안한 알고리즘의 경우 추정 성능이 향상될 뿐만 아니라 동일한 주기로 결과를 획득한다.

Table 8. Relative Range Estimation Result1

Scenario #1	Triangulation	with DFMF & cumulative parallax angle
$b_{th} = 5 \text{ deg}$		
Mean error	22833.30 m	1960.21 m
Mean %err	65.22 %	9.71 %
First Estimation Range	43.70 km	30.16 km
Sampling Time	2.34 sec	0.01 sec

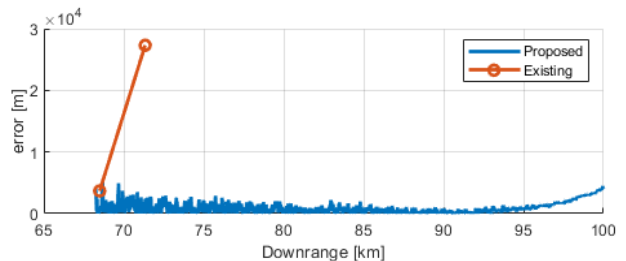


Fig. 10. Estimation Error (Scenario #1)

Table 9. Relative Range Estimation Result2

Scenario #2	Triangulation	with DFMF & cumulative parallax angle
$b_{th} = 5 \text{ deg}$		
Mean error	10067.06 m	978.49 m
Mean %err	55.08 %	5.07 %
First Estimation Range	42.08 km	31.19 km
Sampling Time	2.74 sec	0.01 sec
$b_{th} = 15 \text{ deg}$		
Mean error	2343.80 m	427.67 m
Mean %err	17.77 %	3.90 %
First Estimation Range	17.11 km	14.97 km
Sampling Time	7.99 sec	0.01 sec
$b_{th} = 30 \text{ deg}$		
Mean error	1506.77 m	337.92 m
Mean %err	15.97 %	4.19 %
First Estimation Range	9.39 km	8.88 km
Sampling Time	13.00 sec	0.01 sec

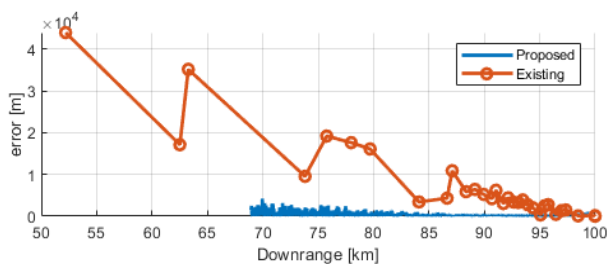


Fig. 11. Estimation Error (Scenario 2)

시나리오 3의 결과는 Table 10과 같으며 Fig. 12는 기존 알고리즘과 제안한 알고리즘의 오차를 나타낸다. 초기에 표적을 향해 직진입하기 때문에 지향각이 감소하며 시차각을 확보하기 어렵지만 75km 부근에서 Pull-up 기동을 수행하여 큰 지향각을 갖게 되고

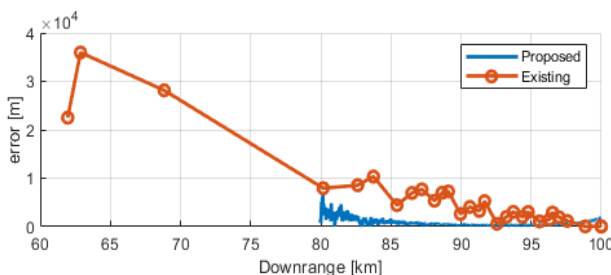


Fig. 12. Estimation Error (Scenario #3)T

Table 10. Relative Range Estimation Result3

Scenario #3	Triangulation	with DFMF & cumulative parallax angle
$b_{th} = 5 \text{ deg}$		
Mean error	8865.20 m	1213.32 m
Mean %err	53.35 %	8.24 %
First Estimation Range	38.62 km	20.09 km
Sampling Time	2.58 sec	0.01 sec
$b_{th} = 15 \text{ deg}$		
Mean error	2172.90 m	621.44 m
Mean %err	17.61 %	5.71 %
First Estimation Range	14.75 km	13.78 km
Sampling Time	7.23 sec	0.01 sec
$b_{th} = 30 \text{ deg}$		
Mean error	1450.41 m	441.11 m
Mean %err	14.39 %	5.05 %
First Estimation Range	10.06km	9.59 km
Sampling Time	12.85 sec	0.01 sec

이에 따라 시차각 확보가 가능해져 추정 성능이 향상된다. Pull-up 기동을 통해 시차각을 확보하므로 시나리오 2에 비해서는 첫 추정치 획득 지점이 늦어지게 된다.

IV. 결 론

본 논문에서는 수동형 탐색기를 탑재한 유도탄의 정지 표적에 대한 거리 추정을 위해 삼각 측량법 기반의 알고리즘을 제안하였다. 삼각형 기하관계 형성 시 시차각이 작은 경우 노이즈로 인해 Geometric Dilution Problem이 발생하게 되며 이를 완화시키기 위해 노이즈 보정을 위한 Digital Fading Memory Filter를 적용하고 시차각을 누적하여 계산하는 방식을 제안하였다.

알고리즘의 성능 확인을 위해 다양한 궤적에 대하여 기하관계 형성 및 시차각 확보에 따른 영향을 분석하였다. 표적을 향해 직진입하는 궤적을 갖는 경우 지향각이 0에 가까워져 충분한 기하관계를 형성하기 어려우며 이로 인하여 시차각 확보가 되지 않아 큰 오차를 유발할 수 있다. 그러나 입사각 제어를 위한 급격한 기동을 수행하는 경우 혹은 가표적을 향해 진입하는 경우에는 큰 지향각을 만들어 충분한 시차각을 확보할 수 있다. 결론적으로 추정 성능의 향상

을 위해 큰 지향각을 유지하는 것이 중요하다. 다만 표적에 근접함에 따라 LOS벡터와 변위벡터 간의 꼬인 위치의 기하관계로 인해 가관측성이 감소하여 측정 오차가 증가할 수 있으며 이로 인해 거리 추정의 오차가 증가할 수 있다. 따라서 실제 시스템에 본 알고리즘을 적용할 경우 적절한 시점에서 추정을 중지하고 그 결과를 바탕으로 타이머를 이용하여 유도탄의 잔여 비행시간(TTG, Time-To-Go)을 추정하는 것이 바람직하다.

마지막으로 시차각의 임계값에 따른 성능 분석을 수행하였다. 제안한 알고리즘은 시차각을 누적하는 방식이기 때문에 시차각의 임계값을 증가시킬 경우 추정 성능이 저하되는 구간의 추정 정보를 삭제하는 것과 동일한 효과를 갖기 때문에 평균 오차가 감소한다. 그러나 시차각 확보를 위해 더 긴 대기시간이 요구되며, 최초로 추정치를 획득하는 시점이 늦어진다.

시뮬레이션 결과를 통해 기존에 제시된 알고리즘에 비해 제안한 알고리즘의 추정 정확도가 높음을 확인하였으며 획득 주기역시 매우 짧아져 최초로 추정치를 얻은 시점 이후부터 매 순간 안정적으로 추정치를 획득할 수 있음을 확인하였다. 이를 통해 수동형 탐색기를 탑재한 유도탄 시스템에서 실시간으로 정확성 높은 거리 정보를 추정할 수 있다.

References

- 1) Ryoo, C. K., Cho, H., and Tahk, M., "Time-to-Go Weighted Optimal Guidance with Impact Angle Constraints," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Vol. 14, No. 3, 2006, pp. 483~492.
- 2) Jeon, I. S., Lee, J. I., and Tahk, M. J., "Guidance Law to Control Impact Time and Angle," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 43, No. 1, 2007, pp. 301~310.
- 3) Harl, H., and Balakrishnan, S. N., "Impact Time and Angle Guidance With Sliding Mode Control," *IEEE Transactions on Control System Technology*, Vol. 20, No. 6, 2012, pp. 1436~1449.
- 4) Whang, I. H., Kim, B. M., Kim, J., Kin, H., and Sang, D. G., "Relative Range Estimation using Homing Trajectory," *Proceeding of Information and Control Symposium*, October 2017, pp. 314~315.
- 5) Karlsson, R., and Gustafsson, F., "Range estimation using angle-only target tracking with particle filters," *Proceeding of the American Control Conference*, June 2001, pp. 3743~3748.
- 6) Guvenc, S. K., "Range To-Go Estimation for a Tactical Missile with a Passive Seeker," *Master Thesis*, METU, Ankara, Turkey, 2015.
- 7) Pieper, R. J., Cooper, A. W., and Pelegris, R., "Passive Range Estimation using Dual-baseline Triangulation," *Optical Engineering*, March 1996, pp. 685~692.
- 8) Paul, Z., *Tactical and Strategic Missile Guidance*, 4th Ed., AIAA, pp. 119~141.