

Modeling of Guidance Mechanism for SACLOS ATGM and Simulation of Proportional-Derivative Coefficient Optimization

Kyuhong Choi*, Jeong-Hyeon Moon*, Min-Sue Hong**, Hyun-Geun Yu**

*Engineer, Hanwha Systems, Seongnam-si, Korea

**Chief Engineer, Hanwha Systems, Seongnam-si, Korea

[Abstract]

This paper systematically models the guidance mechanism of a second-generation wired Semi-Automatic Command to Line of Sight (SACLOS) anti-tank guided missile (ATGM) and conducts simulations against both stationary and moving targets. A stepwise velocity profile was defined up to a maximum range of 2000 m to establish realistic flight conditions. The feedback control structure of the SACLOS system was implemented, and missile guidance trajectories were reproduced based on this framework. In particular, for moving targets, the optimal proportional-derivative coefficients were inductively derived according to target speed and distance conditions to improve hit probability. Therefore, this study quantitatively verifies the guidance performance of SACLOS anti-tank missiles and demonstrates that optimizing proportional-derivative coefficients is critical to enhancing hit probability.

▶ **Key words:** ATGM, SACLOS, Guidance Mechanism Modeling, Proportional-Derivative coefficient, Hit probability simulation

[요 약]

본 논문에서는 2세대 유선 반자동시선유도(Semi-automatic command to line of sight, SACLOS) 대전차 미사일의 유도 매커니즘을 체계적으로 모델링하고, 정지 및 이동표적에 대한 시뮬레이션을 수행하였다. 먼저, 최대 사거리 2000 m에 도달하기까지의 속도 프로파일을 단계별로 설정하여 현실적인 비행 조건을 구현하였다. 이어서 SACLOS 방식의 피드백 제어 구조를 모사하고 이를 기반으로 유도 비행 궤적을 모사하였다. 특히 이동표적에 대해 표적속도와 거리 조건에 따라 명중률을 높이기 위한 최적의 비례-미분 계수를 귀납적으로 도출하였다. 따라서 본 연구는 SACLOS 방식 대전차 미사일의 유도 성능을 정량적으로 검증하고, 비례-미분 계수 최적화가 명중률 향상에 핵심적임을 제시하였다.

▶ **주제어:** 대전차 미사일, 반자동시선유도, 유도 매커니즘 모델링, 비례-미분 계수, 명중률 시뮬레이션

- First Author: Kyuhong Choi, Corresponding Author: Kyuhong Choi
*Kyuhong Choi (ckh2028@hanwha.com), Hanwha Systems
*Jeong-Hyeon Moon (mjh319@hanwha.com), Hanwha Systems
**Min-Sue Hong (minsue.hong@hanwha.com), Hanwha Systems
**Hyun-Geun Yu (hyungeun75.yu@hanwha.com), Hanwha Systems
- Received: 2025. 12. 04, Revised: 2025. 12. 18, Accepted: 2025. 12. 29.

I. Introduction

현대 전장에서 대전차 미사일(Anti-Tank Guided Missile, ATGM)은 전차 전력에 중대한 위협으로 작용하고 있으며, 최근 러시아-우크라이나 전쟁에서도 보병이 운용한 대전차 미사일이 전차를 효과적으로 무력화한 사례가 보고되었다[1]. 이러한 사례는 대전차 미사일의 위력을 다시금 입증하며, 전차의 효과적인 대응책 마련의 필요성을 드러내고 있다.

현재 가장 위력적인 대전차 미사일은 영상탐색기를 기반하여 유도하는 3세대 대전차 미사일로, 발사 후 망각(Fire & Forget, F&F) 운용방식을 통해 높은 명중률을 제공하고 운용자의 생존성을 높인다. 그러나 3세대 대전차 미사일은 2세대에 비해 5배 이상 높은 비용으로 운용 및 편제상의 제약이 존재한다[2]. 반면 2세대 반자동시선유도(Semi-Automatic Command to Line Of Sight, SACLOS) 방식은 운용자가 표적을 지속적으로 지향해야 하는 한계에도 불구하고, 낮은 비용과 준수한 명중률, 높은 파괴력 등으로 여전히 실효성 높은 무기로 평가된다. [2,3] 최근에는 운용자의 생존성을 높이기 위해 엄폐 운용이 가능하도록 개량된 버전도 실전에서 사용되고 있다[4].

대전차 미사일 대응 기술에는 물리적으로 위협을 파괴하는 하드킬(Hard-kill) 방식이 존재하지만, 대응탄 소모가 크다는 점에서 전투 지속성에 제약이 따른다. 이에 따라 지속적인 전투 수행을 가능하게 하는 레이저 기반 소프트킬(Soft-kill) 대응 기술의 병행 운용의 중요성이 커지고 있다[5-6]. 이러한 소프트킬 시나리오를 모사하기 위해서는 미사일의 유도 명령에 따른 비행 궤적을 체계적으로 모델링하고 시뮬레이션하는 과정이 선행되어야 한다.

본 논문은 2세대 SACLOS 대전차 미사일을 대상으로, 유도장치에서 생성되는 신호를 기반으로 미사일의 비행 궤적을 재현하고, 제어 변수 변화가 명중률에 미치는 영향 분석을 목표로 한다. 이를 통해 향후 레이저 기반 소프트

킬 대응 상황에서 미사일 궤적을 추정할 수 있는 기초 자료를 제공하고자 한다.

II. Preliminaries

1. Overview of SACLOS ATGM

2세대 대전차 미사일의 개발 시기인 1960~1970년대, 공중 표적용 미사일은 이미 단일 검출기 기반 적외선 탐색기를 탑재하여 자체적으로 유도할 수 있었다[7-8]. 이는 공중 배경 대비 표적의 온도가 뚜렷하게 높아 신호 대비가 충분했기 때문이다. 반면 지상 환경에서는 배경과 화염 등 표적을 제외한 다양한 열원이 존재하여 미사일의 자체유도에는 한계가 있었다. 따라서 대전차 미사일은 운용자의 조준에 기반하는 방식으로 개발되었다.

2세대 대전차 미사일은 유도 과정의 일부를 제어 알고리즘으로 자동화하였으며, 반자동시선유도(SACLOS) 방식으로 분류된다. Fig. 1의 대전차 미사일 운용자(Operator)는 망원경(Scope)의 조준선(Line-Of-Sight, LOS)을 표적에 유지하고, 런처는 미사일 후미의 강한 적외선 방사를 탐지해 시계 좌표계에서 미사일 위치를 신호처리를 통해 계산한다. 이후 미사일을 조준선으로 유도시키기 위한 제어신호를 생성하고 명령선(Command wire)을 통해 미사일의 제어 유닛에 전달한다. 결과적으로 미사일 궤적은 조준선과 일치하도록 피드백 제어로 유도된다[9-11].

해당 미사일 유도 개념은 이후 2.5세대라고도 불리는 빔 라이딩 기반 SACLOS도 개발되었다. 유도 신호 생성 및 전달 방식은 다르지만, 운용자가 조준선을 표적에 유지하면 미사일이 그 조준선으로 유도되는 원리는 동일하다. 따라서 본 논문의 시뮬레이션 모델은 빔 라이딩 기반 SACLOS에도 적용 가능하나, 본 연구에서는 유선으로 명령 신호를 전달하는 SACLOS 대전차 미사일을 중점적으로 설명 및 분석하였다.

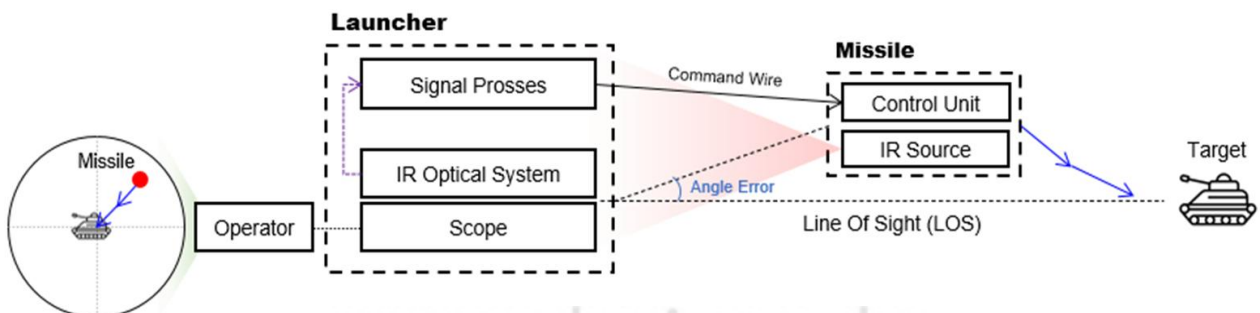


Fig. 1. Overview of SACLOS ATGM system

2. Guidance Mechanism of SACLOS ATGM

본 절에서는 SACLOS 방식 대전차 미사일의 유도 매커니즘을 구체적으로 설명한다. 런처에 위치한 Fig. 2의 적외선 광학계는 미사일 후방, 광원에서 방사된 적외선을 레티클에 집광한다. 광축에 대해 편심된 레티클은 회전하면서 미사일 위치에 따라 서로 다른 패턴의 주파수 변조 패턴을 생성하며, 검출기는 이를 전기 신호로 출력한다[9-10].

검출된 변조 신호는 Fig. 2의 유도 신호처리부로 전달되어 증폭기와 대역 필터를 거쳐 불필요한 주파수 대역의 노이즈가 제거된다. 이후 주파수 및 위상 검출기를 통해 런처와 미사일 간 수직·수평 방향의 오차각(θ_v, θ_h)이 산출되고, 위상 보상자를 통해 지연된 위상이 보정되어 정확한 오차각을 산출한다. 해당 과정은 주파수 변조를 기반으로 한 휴대용대공미사일의 신호처리 과정과 동일하므로, 상세한 수식적 기술은 기존 연구[12-13]를 참고하도록 한다.

SACLOS 방식의 특징은 오차각이 런처와 미사일 간의 상대적 관계로 정의된다는 점이다. 따라서 실제 추적오차(조준선과 미사일 간 거리)는 런처와 미사일 간 실시간 거리에 따라 달라진다. 제어 신호 생성 과정에서는 런처-미사일 간 거리 정보를 반영한 보정이 필요하며, 추적오차를 최소화하는 방향으로 제어 신호가 생성되어 명령선을 통해 미사일에 전달된다. 유도시스템은 런처와 미사일 간 거리를 실시간으로 측정할 수 있는 장치를 갖추고 있지 않으므로, 사전에 입력된 미사일 속도 프로파일을 기반으로 거리 정보를 산출하는 것으로 가정하였다.

신호처리부의 세부 구현은 모델링 접근 방식에 따라 달라질 수 있으나, 주파수 변조 신호로부터 오차각과 추적오차를 산출하고 이를 기반으로 유도 제어 신호를 출력하는 과정은 동일하다. 결과적으로 SACLOS 매커니즘은 신호처리부의 설계와 보상 기법에 따라 성능이 좌우된다.

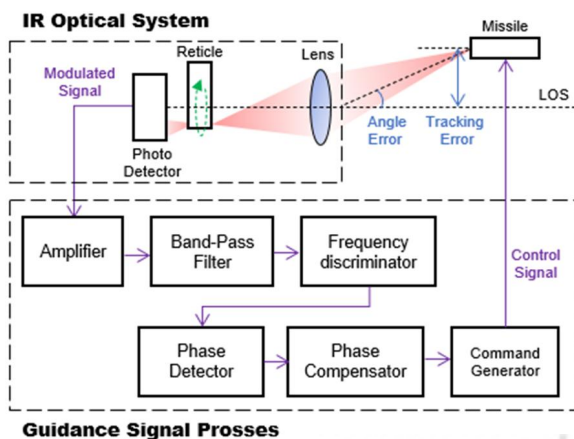


Fig. 2. Diagram of SACLOS guidance mechanism

3. Proportional-Derivative Guidance

비례-미분 유도(Proportional-Derivative Guidance)는 목표와의 시선각 변화율에 비례하는 가속도를 명령하는 대표적인 유도 기법 중 하나이다. 일반적으로 고속으로 이동하는 객체의 경우, 진행 방향에 비해 법선 방향의 속도 성분이 상대적으로 충분히 작으므로 유도 제어에서는 법선 방향 가속도를 주요 제어 변수로 설정할 수 있다. 이에 따라 제어 가속도는 다음과 같이 단순화하여 정의된다 [14].

$$a_{cmd} = K_p \cdot e + K_d \cdot \dot{e} \quad (1)$$

조준선까지의 추적오차(e), 추적오차 변화율(\dot{e})에 의해 정의되며, 여기서 K_p 와 K_d 는 비례-미분 계수로서, K_p 는 추적오차 크기에 비례하는 즉각적인 방향 전환을 결정하며, K_d 는 추적오차 변화율을 제어함으로써 궤적 안정성과 요동 억제에 기여한다. 두 계수의 조합은 미사일의 궤적 안정성과 명중률을 좌우하므로, 최적화 과정에서 중요한 변수로 작용한다.

실제 미사일은 추진력과 기동성에 물리적 한계가 존재하기 때문에, 제어 가속도는 최대 가속도 제한 조건 하에서 적용된다. 따라서 미사일의 유도 모시는 단순히 명중률 향상뿐 아니라 물리적 제약을 고려한 현실적인 접근이 필요하다.

III. The Proposed Scheme

본 장에서는 미사일의 유도 비행을 모델링하고, 유도 제어에 필요한 핵심 요소들을 체계적으로 구성한다. 이를 위해 먼저 SACLOS 방식 대전차 미사일의 속도 프로파일을 정의한다. 이어서 설계한 유도 시뮬레이션의 순서도를 제시하여 정지표적에 대해 원활한 유도가 가능함을 검증한다. 또한, 이동표적 시나리오를 통해 가혹한 조건에서도 명중률을 향상시키기 위한 비례-미분 계수를 도출하고, 이를 기반으로 보다 현실적인 유도 비행을 모사한다.

1. Modeling of the Velocity Profile

본 절에서는 2세대 대전차 미사일의 속도 프로파일을 모델링한다. 본 연구의 시뮬레이션에 활용하기 위해 최대 사거리 2 km에 도달하는 SACLOS 방식 대전차 미사일을 가정하고, 총 비행시간이 10.75 s가 되도록 Table 1과 같이 주요 비행 이벤트를 설정하였다[10].

Table 1. Flight event timeline of SACLOS ATGM

Flight Event	Time (s)	Velocity (m/s)
Launch	0	55
End of Boost Phase	1.8	175
End of Sustain Phase	9.8	210
Maximum Range Reached	10.75	180

발사 직후 사출모터가 점화되어 짧은 시간 내에 초기 속도 55 m/s에 도달한다. 이어서 부스트 단계에서 급격한 가속이 이루어져 1.8 s 시점에 175 m/s까지 상승한다. 이후 서스테인 단계로 진입하여 약 8 s 동안 연료를 연소하며 속도가 점진적으로 증가하여 210 m/s에 도달한다. 마지막 구간은 추진 없이 관성에 의해 비행하며, 공기 저항으로 속도가 감소하여 10.75 s 시점에 최대 사거리 2000 m에 도달할 때 최종 속도는 약 180 m/s로 설정하였다 [10]. 설정한 속도 프로파일 및 거리 프로파일은 Fig. 3을 통해 그래프로 나타내었다.

이 속도 프로파일은 미사일의 종류, 기온, 대기 밀도 등 환경 요인에 따라 달라질 수 있으며, 본 연구에서는 일반적인 2세대 ATGM의 제원을 기반으로 모델링하였다. 이 결과는 이후 유도 알고리즘의 입력 조건으로 활용된다.

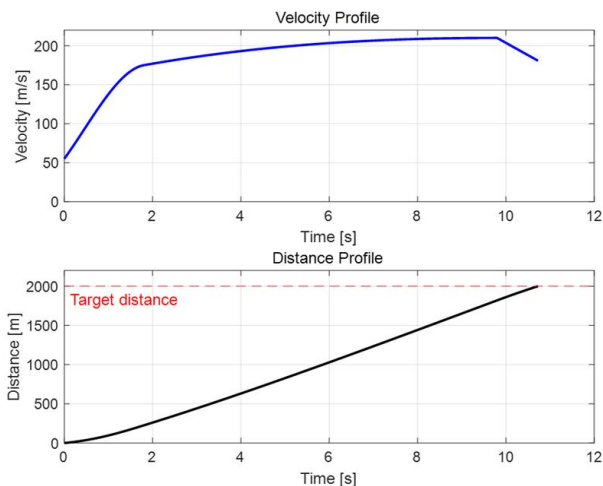


Fig. 3. Velocity and distance profiles over time

2. Feedback Structure of SACLOS Guidance System

본 절에서는 SACLOS 대전차 미사일의 유도 제어 흐름을 모델링하기 위한 순서도를 제시한다. SACLOS 방식은 피드백 제어 구조를 기반으로 하며, 런처 적외선 광학계 시야각 내에서 미사일 위치에 따라 발생하는 오차각을 실시간으로 추적하고 이를 제어 신호로 변환하여 비행 궤적

을 수정한다.

시뮬레이션은 MATLAB 2018b 환경에서 수행하였으며, 변조 신호의 샘플링 레이트는 200 kHz, 미사일에 명령 신호를 전달하는 주기는 10 Hz로 설정하였다. 신호처리부는 변조 신호를 아날로그 방식처럼 자연스럽게 모사하기 위해 높은 샘플링 수를 적용하였고, 명령 신호 주기는 미사일의 롤 회전수(10 Hz)를 근거로 선정하였다[10]. 이는 미사일의 회전 주기 동안 진행 방향 변화가 이루어지기 때문이며, 수직·수평 방향에서 독립적으로 정보를 획득하고 방향 전환을 수행하기 위해 수직·수평 변수를 분리하였다.

시스템은 다음과 같은 순환 구조를 가진다. 먼저 광학 센서가 미사일의 현재 위치를 검출하고, 조준선과의 각도 차이를 기반으로 오차각을 산출한다. 산출된 오차각은 추적오차로 변환되어 제어 신호 생성기의 입력으로 전달되며, 명령선을 통해 미사일에 전송된다. 미사일은 해당 명령에 따라 비행 궤적을 수정하고, 이후 새로운 위치에 따라 다시 오차각이 산출되는 과정을 반복함으로써 피드백 제어가 이루어진다.

이러한 구조는 Fig. 4의 순서도에 나타난 바와 같다. 초기 단계에서는 미사일이 발사 후 약 0.8 s, 비행거리(d_0) 약 70 m 지점까지는 미리 설정된 비행을 통해 적외선 추적기의 시야에 진입한다고 가정하였다. 이때 초기위치($e_{v,t0}, e_{h,t0}$)는 조준경의 시야 범위 $\pm 2.5^\circ$ 이내의 임의 값으로 설정하였으며[10], 초기속도($v_{v,t0}, v_{h,t0}$)는 ± 0.1 m/s 범위 내에서 임의 값으로 정의하였다. 실제 미사일이 해당 단계까지 시야 밖에 존재하므로 제어 명령 신호를 받을 수 없으므로, 미리 설정된 비행을 통해 시야 범위 내에서 안정적으로 유지할 것으로 추정하기 때문이다.

다음 단계에서는 미사일의 위치를 바탕으로 오차각($\theta_{v,t}, \theta_{h,t}$)을 계산하며, 이는 미사일의 거리 프로파일을 통해 간단히 산출된다. 산출된 오차각에 따라 레티클 회전에 의한 변조 신호가 생성되고, 신호처리부를 통해 계산된 오차각($\theta_{v,c}, \theta_{h,c}$)을 획득한다. 신호처리부의 구성 방식에 따라 실제 오차각과 계산된 오차각의 차이를 줄일 수 있으며, 신호처리부의 성능을 높일수록 위상지연이 커져 다음 명령주기에 반영되지 못할 수 있다. 이번 모델링에서는 명령 갱신 시간은 0.1 s 간격으로 설정하고, 신호처리부의 위상지연을 약 0.06 s로 설계하여 바로 다음 시퀀스에서 충분히 실시간 위치가 반영되도록 하였다. 또한 시작 시간 0.8 s에서 0.1 s 동안은 신호처리부 출력신호가 불안정하기 때문에 초기 수평·수직 속도로 비행하고, 0.9 s부터 제어 신호의 영향을 받는다.

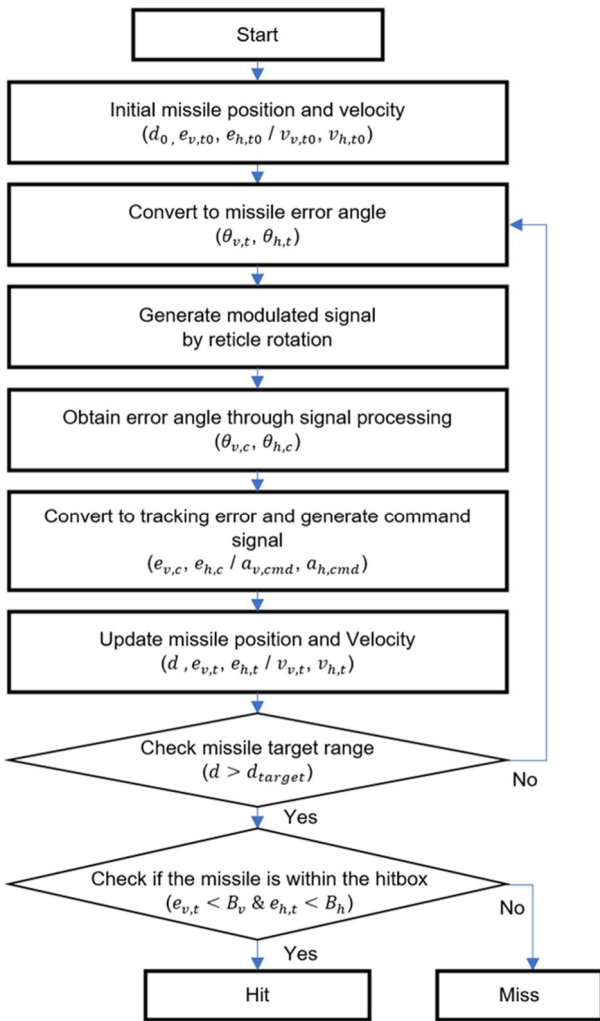


Fig. 4. Flowchart of SACLOS ATGM guidance sequence

신호처리부의 출력을 바탕으로 미사일의 추적오차 도출하고, 제어 가속도를 식 (1)에 따라 획득한다. 이후 미사일의 위치를 갱신하고, 표적거리(d_{target})에 아직 도달하지 못했다면 갱신된 위치를 다시 오차각으로 변환하여 피드백 시스템을 통해 궤적을 제어한다. 미사일이 표적 거리에 도달하면 해당 루프를 종료하며, 이때 추적오차가 히트박스 범위 내에 있으면 명중으로, 그렇지 않으면 빗나감으로 판정한다. 따라서 본 절에서 제시한 피드백 구조는 SACLOS 시스템의 제어 흐름을 모사하며, 이후 시뮬레이션 결과 분석의 기반이 된다.

IV. Simulation Results

본 장에서는 앞서 제시한 SACLOS 제어 모델을 기반으로 수행한 시뮬레이션 결과를 제시한다. 미사일의 표적을

향한 속도 및 이동거리는 3.1 절에서 정의한 바와 같이 설정하였으며, 3.2절에서 제안한 시뮬레이션 모델을 활용하였다. 먼저 정지표적을 대상으로 유도 성능을 검증한 뒤, 표적이 빠르게 이동하는 가혹한 조건을 구성하여 비례-미분 계수의 최적 조합을 도출하는 것을 목표로 하였다.

미사일의 유도 비행 시 선회능력의 한계를 표현하기 위해 최대 제어 가속도를 제한하였다. 이에 대한 직접적인 자료는 부족하나, 2세대 ATGM 런처의 최대 각도 변화율이 약 $1.5^\circ/\text{s}$ 인 점을 참고하였다. 런처보다 미사일이 더 빠르게 기동해야 원활한 명중이 가능하므로, 런처 속도의 약 4배에 해당하는 $6^\circ/\text{s}$ 의 선회 능력을 가정하였다. 이를 미사일 평균속도 186 m/s와 결합하여 계산한 결과, 최대 제어 가속도는 약 20 m/s^2 로 설정하였다. 해당 변수는 현재 근거 자료가 제한적이므로, 향후 추가 정보를 확보하거나 새로운 데이터가 제공될 경우 재설정할 예정이다.

이와 같은 최대 제어 가속도 제한은 시뮬레이션에서 미사일의 기동성을 현실적으로 반영하기 위한 변수로 작용한다. 제한값을 적용함으로써 과도한 제어 입력으로 인한 비현실적인 궤적을 방지하고, 실제 운용 환경에서 발생할 수 있는 기동 한계를 모사할 수 있다. 특히 정지표적에 대한 유도에서는 안정적인 궤적을 유지하는 데 기여하며, 이동 표적 시나리오에서는 추적오차가 일정 수준 이상 커질 경우 명중률 저하로 이어지는 현상을 확인할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 최대 제어 가속도 제한을 고려한 상태에서 비례-미분 계수 최적화를 수행하여, 제어 성능과 물리적 제약을 동시에 만족하는 유도 알고리즘을 검증하였다.

1. Guidance Simulation Performance against a Stationary Target

본 절에서는 정지표적을 대상으로 Fig. 4의 SACLOS 알고리즘이 정상적으로 동작하는지를 검증하였다. 정지표적의 히트박스는 전차의 정면 또는 후면을 기준으로 설정하였다. 일반적으로 전차의 전폭은 약 3.5 m, 전고는 2.3 m 이상이므로, 본 연구에서는 이를 보수적으로 반영하여 $3 \text{ m} \times 2 \text{ m}$ 크기의 히트박스를 적용하였다. 시뮬레이션은 조준경 시야각($\pm 2.5^\circ$) 내 임의의 초기 미사일 위치를 설정하여 수행하였다.

Fig. 5는 사거리 2000 m 표적에 대한 명중 시뮬레이션 결과 중 성향이 다른 두 가지 경우를 나타낸 것이다. 비례-미분 계수 K_p 와 K_d 의 설정에 따라 미사일이 표적 중심으로 접근하는 시나리오가 달라진다. Fig. 5. (a)에서 자홍색 궤적은 표적 중심을 향해 크게 요동하며 유도되는 경우

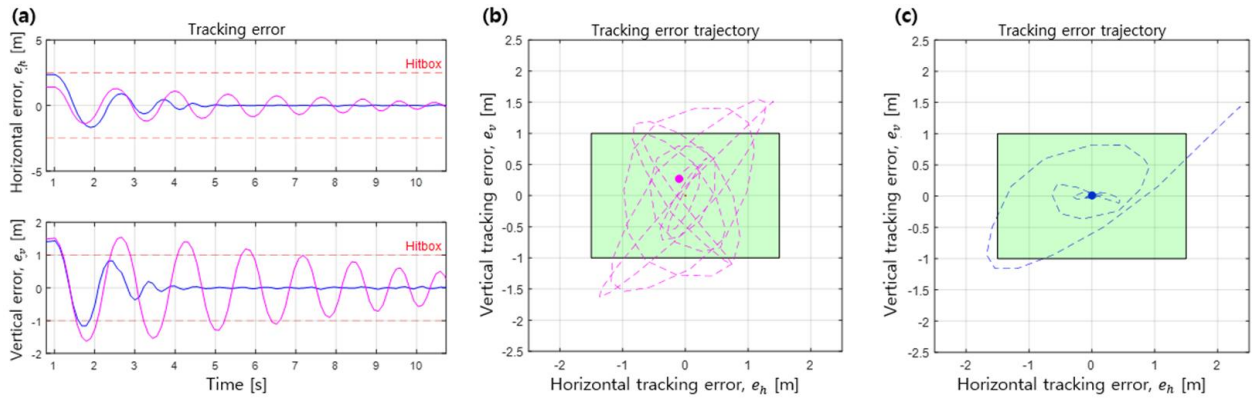


Fig. 5. Guidance simulation performance against a stationary target: (a) Time history of horizontal and vertical tracking errors, (b) 2D missile trajectory with pronounced oscillations, (c) 2D missile trajectory with suppressed oscillations.

를 보여주고, 파란색 궤적은 중심으로 빠르게 수렴하는 경우를 나타낸다.

앞서 설명한 바와 같이 비례 계수 K_p 값이 클 경우 미사일은 빠르게 표적에 접근하지만 그에 따른 오버슈팅이 발생한다. 이를 억제하기 위해서는 K_d 값을 함께 높여 요동을 줄여야 하지만, 이 경우 이동표적을 추적하는 능력이 상대적으로 저하되는 특징이 있다. 따라서 주어진 조건에서 명중률을 높이기 위해서는 두 계수를 적절히 조합하는 것이 중요하다. 정지표적에 대해서는 다양한 비례-미분 계수 조합과 짧은 표적거리에서도 모두 적중하는 경우가 다수 확인되어, 본격적인 최적화 과정은 이동표적을 모사하는 4.2절에서 수행하였다.

Fig. 5(a)는 표적에 명중할 때까지의 수평·수직 추적오차를 시간에 따라 나타낸 것이다. 두 경우 모두 종점에서 빨간색 점선으로 표시된 히트박스 안에 진입하였으며, 자홍색 궤적은 요동이 오래 지속되는 경우로 $K_p = 50 \text{ s}^{-2}$, $K_d = 5.5 \text{ s}^{-1}$ 일 때 관찰되었다. 반면, 파란색 궤적은 추적오차가 0으로 빠르게 수렴하는 경우로 $K_p = 90 \text{ s}^{-2}$, $K_d = 12.6 \text{ s}^{-1}$ 일 때 확인되었다. 후자의 계수 조합은 4.2절에서 제시한 이동표적 시뮬레이션에서 우수한 성능을 보인 사례이다.

두 경우의 추적 오차 궤적을 정면에서 나타내면 각각 Fig. 5(b)와 Fig. 5(c)에서 확인할 수 있다. 해당 그림에서 초록색 영역은 히트박스를 의미하며, 점선은 비행 종료 시까지의 추적 오차 궤적을, 점은 최종 위치를 나타낸다. 이를 통해 적절한 비례-미분 계수 설정이 조준선(표적 중심)에 안정적으로 도달하는 데 얼마나 중요한지를 확인할 수 있다.

2. Guidance Simulation Performance against a Moving Target

앞 절에서는 정지표적에 대한 시뮬레이션 성능을 검증하고, 비례-미분 계수의 특징을 확인하였다. 본 절에서는 보다 가혹한 이동표적 조건을 구성하여 유도 성능을 분석하고, 비례-미분 계수(K_p, K_d)의 최적화를 수행하였다. 이는 2세대 SACLOS 대전차 미사일이 실제 개발 시 주어진 환경에서 최대한 높은 명중률을 목표로 설계되었다고 가정하여, 실제 유도 시나리오와 가장 유사하게 모사하기 위함이다.

이동표적은 횡방향 일정 속도로 이동하는 시나리오로 설정하였으며, 표적 속도는 300 m 거리에서 30 km/h, 600 m 이상에서는 60 km/h로 정의하였다. 이에 따라 세 가지 시뮬레이션 조건을 Table 2와 같이 설정하였으며, 이후 조건 1, 조건 2, 조건 3으로 구분하겠다. 전차의 이동 방향은 운용자 시계 기준 좌측으로의 이동을 모사하였다. 유도 시스템은 수평과 수직방향이 독립적으로 수행되기 때문에 좌측으로만 움직이는 조건이 사선으로 움직이는 것에 비해 더욱 가혹한 환경이다. 1000 m 초과 거리에서 60 km/h로 이동하는 표적은 조건 3에 비해 요구 선회각이 감소하여 명중률이 향상되므로 1000 m 거리까지만 수행하였다. 히트박스는 전차 측면을 기준으로 포신을 제외한 길이가 7 m 이상, 전고가 2.3 m 이상임을 감안하여, 보수적으로 5 m × 2 m 크기로 설정하였다. 또한 변수가

Table 2. Simulation conditions for moving target

Simulation Condition	Target Distance (m)	Target Velocity (Left direction) [km/h]
Condition 1	300	30
Condition 2	600	60
Condition 3	1000	60

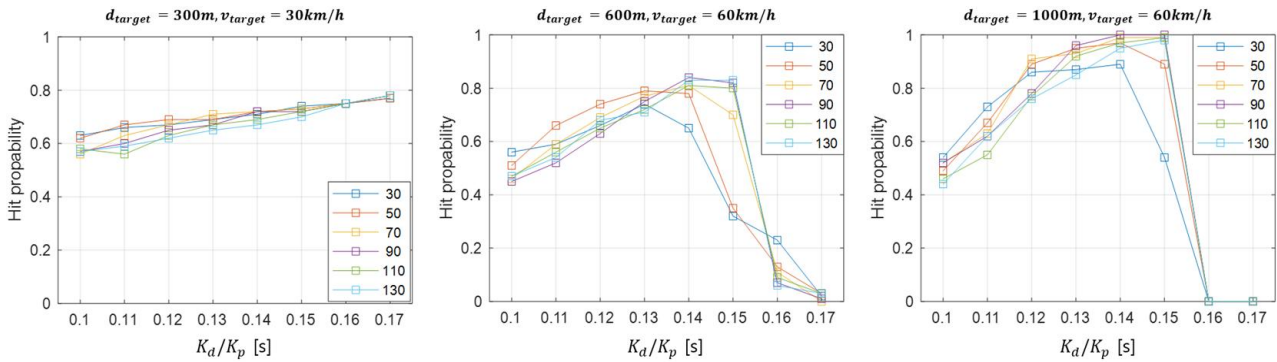


Fig. 6. Effect of K_d/K_p ratio on hit probability for different target ranges and speeds. (Legend: K_p)

과다하게 발생할 수 있는 경우를 제한하기 위해 운용자가 표적 중심을 정확히 추적한다고 가정하였다.

K_p 와 K_d 의 균형 있는 조합이 명중률 향상에 핵심적이다. 본 시뮬레이션에서는 K_p 를 등간격으로 변화시키고, K_d 는 K_p 에 대한 비율로 설정하였다. 그 결과, K_d 가 K_p 의 0.10~0.16배 범위일 때 기대할 만한 성능을 보였으며, 특히 0.14배 부근에서 최적의 결과가 도출되었다.

시뮬레이션은 임의의 100개의 초기위치에 대해 수행하였으며, 히트박스 내로 진입하여 적중한 확률을 분석하였다. 그 결과는 Fig. 6에 나타내었다. 그래프는 K_p 값을 30~130 s^{-2} 범위에서 20 s^{-2} 간격으로 변화시켰을 때, K_d 값에 따른 명중률을 보여준다. 조건 1의 경우 K_d/K_p 값이 0.1일 때, 약 0.6의 명중률이 K_d/K_p 값이 증가할수록 상승하는 경향을 보여 0.17에서는 약 0.8의 명중률을 보였다. 하지만 조건 2와 조건 3에서는 특정 임계값까지는 명중률이 향상되지만, 그 이후에는 급격히 감소하는 패턴이 관찰되었다. 이는 K_d/K_p 값이 올라갈수록 빠르게 움직이는 표적을 맞추기 어려워지기 때문이다. 따라서 조건 1에서는 K_d/K_p 값이 높을수록 유리하지만 조건 2와 조건 3의 명중률을 확보하기 위해서는 타협이 필요하다.

조건 2에서 비례-미분 변수에 따른 경향성이 비슷했으나, $K_p = 90 s^{-2}$, $K_d/K_p = 0.14 s$ 일 때 명중률이 0.84로

가장 높게 나타났다. 또한 조건 3의 경우 모든 시행에서 히트박스 내에 진입하는 결과를 확인하였고, 조건 1에서도

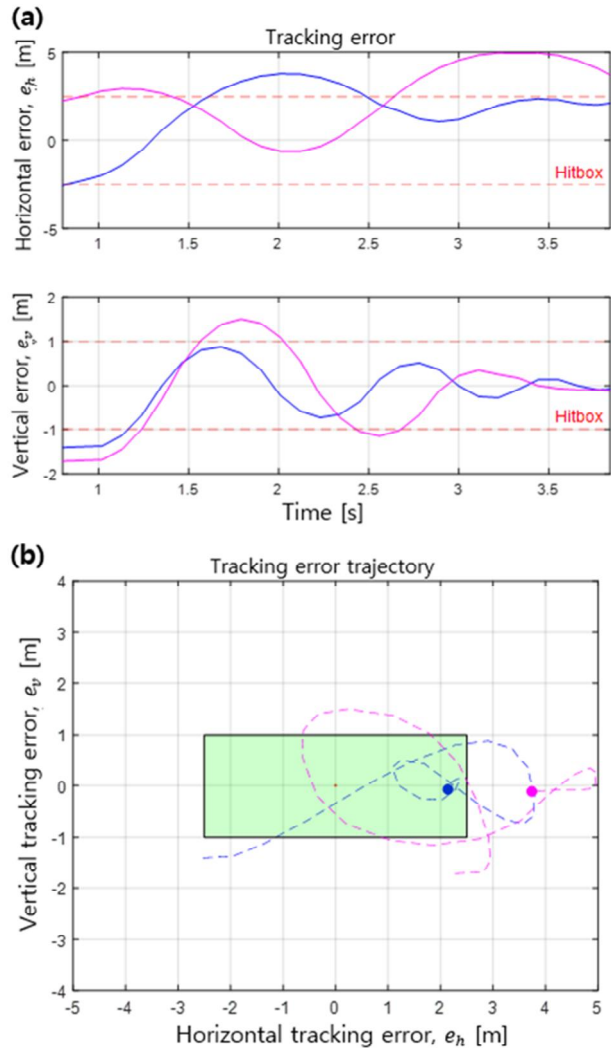


Fig. 7. Tracking errors for a target located 600 m away and moving leftward at 60 km/h. (a) shows the tracking error over time while (b) presents the tracking error in 2D. Magenta indicates one of missed cases, and blue indicates one of hit cases.

Table 3. Hit probability as a K_p and target distance ($K_d/K_p=0.14 s$)

K_p [s^{-2}]	Target distance [m]		
	300	600	1000
30	0.71	0.65	0.47
50	0.72	0.78	0.97
70	0.72	0.81	0.99
90	0.72	0.84	1.00
110	0.69	0.81	0.97
130	0.67	0.83	0.95

0.72의 준수한 명중률을 확보할 수 있었다. 정확한 수치는 Table 3에서 확인할 수 있다. 이에 따라 본 시뮬레이션에서는 $K_p = 90 \text{ s}^{-2}$, $K_d/K_p = 0.14 \text{ s}$ 를 최적의 비행 계수로 선정하였다. 참고로, 2세대 ATGM의 야전 운용에서 보고된 명중률은 약 0.4~0.7 수준으로 알려져 있다[10]. 다른 조합에서도 우수한 명중률이 구현 가능하나, 본 연구의 환경에서는 해당 계수가 가장 높은 성능을 보여주었고, 이후 레이저 대응 시뮬레이션에서도 활용될 예정이다.

최적의 비례-미분 계수임에도 불구하고 일부의 명중하지 못하는 경우가 발생하는 원인을 분석하였다. Fig. 7은 선정한 비례-미분 계수와 조건 2 환경에서 미사일이 빛나간 경우(자홍색)와 명중한 경우(파란색)를 비교하여 보여준다. 최적의 비례-미분 계수임에도 불구하고, 표적과의 거리가 600 m로 가깝기 때문에 격발부터 타격까지의 시간 3.84 s에서 유도 시스템이 영향을 줄 수 없는 0.9 s를 제외하면 주어진 시간은 약 2.94 s로 짧다. 이는 해당 계수에서 요동을 충분히 감쇄시키기에 부족한 시간으로, 일부 미사일이 빛나가는 결과를 초래하였다. 반면 K_d 값을 더 높이면 요동 억제는 가능하지만, 표적속도가 60 km/h로 빠른 경우 추적 능력이 저하되는 문제가 발생한다. Fig. 7(b)의 자홍색 궤적을 보면 비행 종료 직전 시점에서 히트박스 방향으로 유도되고 있었으나, 시간 부족으로 인해 명중하지 못한 사례임을 확인할 수 있다.

표적이 좌측으로 이동하는 상황을 모사하였기 때문에, 대부분의 종착점은 표적 중심 기준 우측에 위치하였다. 이는 미사일 위치 정보를 바탕으로 명령이 생성되기까지 약 0.1 s의 시간지연이 존재하기 때문이다. 따라서 가장 잘 된 유도는 최종 추적오차가 중심으로부터 우측으로 1.67 m에 위치한 경우이다. 숙련된 운용자라면 이를 고려하여 전차의 좌측 약 1.67 m 지점을 오조준함으로써 명중률을 보완할 것으로 예상된다.

V. Conclusions

본 연구에서는 2세대 SACLOS 대전차 미사일의 속도 프로파일과 유도 제어 구조를 모델링하고, 이를 기반으로 정지 및 이동표적에 대한 시뮬레이션을 수행하였다. 먼저, 발사 직후부터 최대 사거리 2000 m에 도달하기까지의 속도 변화를 단계별로 모델링하여 현실적인 비행 조건을 설정하였다. 이어서 SACLOS 알고리즘의 피드백 제어 구조를 구현하고, 신호처리의 위상 지연과 명령 주기를 반영하여 실제 운용 환경을 모사하였다.

정지표적에 대한 시뮬레이션에서는 비례-미분 계수 조합에 따라 궤적 안정성과 명중률이 크게 달라지는 것을 확인하였다. 이동표적에 대한 분석에서는 표적 속도와 거리 조건에 따라 최적 계수의 범위가 달라지며, 특히 $K_p = 90 \text{ s}^{-2}$, $K_d = 12.6 \text{ s}^{-1}$ ($K_d/K_p = 0.14 \text{ s}$) 조합에서 가장 안정적이고 높은 명중률을 확보할 수 있었다. 이는 SACLOS 유도 시스템의 성능이 두 계수의 균형적 조합에 의해 결정됨을 보여준다.

따라서 본 연구는 SACLOS 방식 대전차 미사일의 유도 성능을 정량적으로 검증하고, 비례-미분 계수 최적화를 통해 높은 명중률을 SACLOS 미사일 궤적을 모사하였다. 이를 바탕으로 향후 연구에서는 다양한 레이저 대응 시나리오를 고려하여 SACLOS 미사일의 궤도를 추가적으로 시뮬레이션할 예정이다.

ACKNOWLEDGEMENT

This work was supported by the government of the Republic of Korea through the Defense Acquisition Program Administration (DAPA) and was conducted under the supervision of the Korea Research Institute for Defense Technology Planning and Advancement (KRIT) (Grant No. KRIT-CT-23-004, Project Title: Directional Infra-Red Countermeasures for APS).

REFERENCES

- [1] Johannes Ginthör, The Influence Of ATGMs In The Ukrainian War Theatre, The Defence Horizon Journal, <https://tdhj.org/blog/post/atgms-ukraine-war/>
- [2] Army Recognition, How Ukraine's Stugna-P anti-tank missile becomes a key asset against Russian tanks, Army Recognition, <https://www.armyrecognition.com/focus-analysis-conflicts/army/conflicts-in-the-world/russia-ukraine-war-2022/how-ukraines-stugna-p-anti-tank-missile-becomes-a-key-asset-against-russian-tanks>
- [3] Army Recognition, Ukraine uses French-donated Milan 2T anti-tank missiles to target Russian tanks ERA armor, Army Recognition, <https://www.armyrecognition.com/focus-analysis-conflicts/army/conflicts-in-the-world/russia-ukraine-war-2022/ukraine-uses-french-donated-milan-2t-anti-tank-missiles-to-target-russian-tanks-era-armor>

- [4] Army Recognition, Stugna-P missile Ukraine, Army Recognition, <https://www.armyrecognition.com/military-products/army/anti-tank-systems-and-vehicles/anti-tank-guided-missiles/stugna-p-missile-ukraine-uk>
- [5] BAE Systems, TERRA RAVEN Countermeasure System, BAE Systems, <https://www.baesystems.com/en/product/terra-raven-countermeasure-system>
- [6] J. Revert Tomo, Análisis y estudio de la integración de un Sistema de Protección Activa, Bachelor's thesis, Universidad de Zaragoza, <https://zaguan.unizar.es/record/154529>
- [7] D. W. Fisher, R. F. Leftwich, and H. W. Yates, "Survey of Infrared Trackers," *Applied Optics*, Vol. 5, No. 4, pp. 507-515, April 1996. DOI: 10.1364/AO.5.000507.
- [8] G. Olsson, "Simulation of Reticle Seekers by Means of an Image Processing System," *Optical Engineering*, Vol. 33, No. 3, pp. 730-736, March 1994, DOI: 10.1117/12.163404.
- [9] Ćosić, K., Kopriva, I., Kostić, T., Slamić, M., i Volarević, M, "Design and implementation of a hardware-in-the-loop simulator for a semiautomatic guided missile system," *Simulation Practice and Theory*, Vol. 7, No. 2, pp. 107-123, April 1999, DOI: 10.1016/S0928-4869(98)00027-5.
- [10] Iron Drapes, "Soviet ATGMs", Tankograd, <https://thesovietarmourblog.blogspot.com/2021/07/soviet-atgms.html>
- [11] Al Fadli, Gunawan, Bura, Nugroho, "Design and implementation of anti-tank guided-missile (ATGM) control system using semi-automatic command line of sight (SACLOS) Method based on digital image processing," *Jurnal Pertahanan*, Vol. 7, No. 2, pp.217-231, February 2021, DOI: 10.33172/jp.v7i2.755.
- [12] Sang-Ho An et al, "IRCM Jamming Effect Analysis of a Stationary Reticle Seeker," *Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology*, Vol. 13, No. 2, pp. 304-312, April 2010, UCI: G704-001584.2010.13.2.004.
- [13] Seung-Woo Chun et al, "Research on the Implementation of Infrared Threat Surrogate for DIRCM Performance Analysis," *Journal of the Korea Society of Computer and Information*, Vol. 20, No. 3, March 2015, DOI: 10.9708/jksci.2015.20.3.097.
- [14] H.A. Malki, Huaidong Li, Guanrong Chen, "New design and stability analysis of fuzzy proportional-derivative control systems," *IEEE Transactions on Fuzzy Systems*, Vol. 2, No. 4, pp. 245-254, November 1994, DOI: 10.1109/91.324804.

Authors



Kyuhong Choi received his B.S. degrees in physics from Ajou University, Suwon, Korea, in 2015, and his M.S. degree in Applied Physics from the same university in 2017. He is currently working at Hanwha Systems

in the Electro Optics System, where he is involved in the laser systems.



Jeong-Hyeon Moon received his B.S. degrees in Mathematics and Computer Engineering from Ajou University, Suwon, Korea, in 2018, and his Ph.D. degree in Artificial Intelligence from the same university in

2024. He is currently working at Hanwha Systems in the Electro Optics System, where he is involved in the laser dazzling countermeasure systems.



Min-Sue Hong received his B.E. degree in Electrical and Electronic Engineering from Chung-Ang University, Seoul, Korea, in 2007.



Hyun-Geun Yu received his B.S. degree in Electronic Engineering from Sogang University, Seoul Korea, in 2001, then continued his academic work in Florida State University, U.S.A, and received his M.S. and

Ph.D. degrees in 2004, 2007 respectively. Since he joined Hanwha Systems in 2009, he contributed several projects developing the Electro-Optics Systems such as MWIR laser, DIRCM, etc.