

데이터 링크를 위한 시야각 제한을 고려한 덕티드 로켓 유도탄의 중기궤적 최적화

Midcourse Trajectory Optimization for Ducted Rocket Missiles Considering Field-of-view Constraints for Data Link

이 혼 재¹, 김 보 석¹, 이 창 훈^{1,*}, 탁 민 제¹, 이 철¹, 권 병 기¹, 전 광 규¹

(Heun-Jae Lee¹, Boseok Kim¹, Chang-Hun Lee^{1,*}, Min-Jea Tahk¹, Chul Lee², Byung-Gi Kwon², and Koang-Kyu Jeon²)

¹Department of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology (KAIST)

Abstract: To ensure successful interception of highly maneuvering targets by long-range air-to-air missiles, continuous target tracking by the fighter-mounted radar and its transmission to the missile via a data link should be maintained during the mid-course guidance phase to compensate for variations in the predicted intercept point caused by target maneuvers. For this purpose, the missile and the target need to remain within the radar field of view of the launcher aircraft. However, the launching fighter typically executes a crank maneuver after missile release to enhance its survivability, which may cause the missile's trajectory to exit the aircraft's radar coverage. To address this issue, the present study formulates a three-dimensional trajectory optimization problem that explicitly accounts for the field-of-view constraints, particularly for missiles equipped with ducted-rocket propulsion systems. A sequential convex programming approach is proposed to solve the formulated problem, and the effects of the field-of-view constraint on the missile trajectories are analyzed under various engagement scenarios.

Keywords: mid-course trajectory optimization, field-of-view constraint, ducted rocket missiles, sequential convex programming

1. 서론

도그파이트와 같은 근접 기동 중심의 공중전 개념이 주요했던 과거의 전장과 달리, 현대의 공중전은 장거리 공대공 유도탄을 활용해 원거리 목표물을 타격하는 개념이 채택되고 있다. 조기 경보기를 통해 원거리 표적의 대략적인 정보를 획득하고, 전투기에 탑재된 정밀한 레이더를 통해 목표물의 상태를 파악하여 사거리가 100km 혹은 그 이상에 이르는 유도탄으로 적기를 요격하고자 한다. 이러한 교전 개념은 적기가 가시거리 밖에 존재함에도 공격이 이뤄질 수 있다는 점에서 과거의 공중전 개념보다 우위에 있다.

현대 공중전의 핵심 무기는 장거리 공대공 유도탄으로, 그 사거리는 100km 혹은 그 이상에 이른다. 유도탄 자체 탐색기의 가시거리는 약 20km 내외로, 탐색기가 적기를 포착하기 전까지는 모기 전투기와 데이터 링크를 통해 제공받는 표적 추정 정보에 기반한 중기유도가 이뤄진다. 장거리 공대공 유도탄의 전체 비행시간 중 중기유도 단계는 큰 비중을 차지하므로, 중기유도 방법에 따라 유도탄의 요격 성능이 크게 좌우

될 수 있다. 이에 따라, 중기유도 단계에서는 일반적으로 유도탄의 요격 성능지표와 관련된 특정 인자를 최대화 혹은 최소화하는 최적제어 기반의 유도가 이뤄진다[1-2].

한편, 종말유도 단계에서 유도탄이 표적을 성공적으로 요격하기 위해서는 표적 기동 가속도의 3배 이상의 기동 가속도를 확보해야 함이 알려져 있다[3]. 유도탄의 기동 능력은 곧 속도와 직결되는데, 기존의 단일 펄스 로켓의 경우 장거리 비행에서 높은 속도를 유지하기 어렵다는 한계가 존재하였다. 이에 따라 추력 제어에 추가적인 자유도를 갖는 이중 펄스 로켓, 덕티드 로켓 엔진 등이 개발된 바 있다. 그중에서도 덕티드 로켓 엔진은 기존 램제트 엔진에 가스 발생기를 부착하여 추력 조절을 가능케 하였고, 흡입 공기를 산화제로 활용하여 종말속도 및 사거리를 효과적으로 증대하여 장거리 공대공 유도탄에 적합한 추진기관으로 알려져 있다. 하지만 램제트 엔진의 특성상 안정적인 연소를 유지하기 위해 여러 비행 제약조건을 고려해야 하는 어려움이 있다.

이와 관련하여, 덕티드 로켓 유도탄의 중기유도 문제를 최

*Corresponding Author

Manuscript received October 31, 2025; revised November 3, 2025; accepted November 17, 2025

이혼재: 한국과학기술원 항공우주공학과 석사과정(gmswo0217@kaist.ac.kr, ORCID[®] 0009-0002-9203-5755)

김보석: 한국과학기술원 항공우주공학과 박사과정(kbobo6@kaist.ac.kr, ORCID[®] 0000-0001-8897-2418)

이창훈: 한국과학기술원 항공우주공학과 부교수(lckdgn@kaist.ac.kr, ORCID[®] 0000-0002-0758-1974)

탁민제: 한국과학기술원 항공우주공학과 명예교수(mjtahk@gmail.com, ORCID[®] 0000-0002-0266-069X)

이철: LIG넥스원 연구위원(leechul@lignex1.com, ORCID[®] 0009-0000-0552-600X)

권병기: LIG넥스원 수석연구원(byunggi.kwon2@lignex1.com, ORCID[®] 0000-0001-6007-5758)

전광규: LIG넥스원 수석연구원(koangkyu.jeon@lignex1.com, ORCID[®] 0009-0009-4885-1633)

※ 본 연구는 LIG Nex1의 “AESA레이다 연동능력을 고려한 장거리 공대공 유도탄 운용개념 연구” 위탁연구 지원에 의해 수행되었음.

적제어 문제로 정식화하고, 이를 해결하는 연구가 수행되어 온 바 있다. 먼저 간접법의 방법론에서, 특이 섭동법을 적용하여 문제를 단순화하고, 근사 최적 궤적을 도출하는 연구가 진행되었다[4-5]. 특이 섭동법은 상태변수 간의 시간 척도가 분리될 수 있다는 가정에 기반을 두는데, 이는 비행 중 제약조건의 위반으로 이어질 가능성이 높다는 한계가 있다. 반면, 비교적 최근에는 동역학 및 비행 제약조건을 다루기 쉬운 직접법 기반의 연구들이 수행되었다[6-7]. 그중 [7]에서는 여러 경로 제약조건 및 비선형 동역학을 포함하는 항공우주 문제에 성공적으로 적용되어 온 순차 컨벡스 계획법(sequential convex programming, SCP)[8-11]을 활용하여 최적 중기궤적을 산출하는 방법을 제안하였다. 최적화 결과, 덕티드 로켓의 최적 궤적은 속도가 낮은 비행 초기에 공기흡입량을 증가시키기 위한 하강 기동을 동반하는 것이 관찰되었다.

한편, 후속 연구[12]에서는 덕티드 로켓 유도탄의 중기궤적 최적화 문제에 대해 전투기와 유도탄의 데이터 링크 유지를 위한 시야각 제한조건이 추가로 고려되었다. 유도탄 발사 후 전투기는 적기 레이더에 의한 탐지 확률을 낮추고 적 유도탄의 운동량을 감소시키기 위해, 중기유도 단계 동안 표적이 최대 시야각 범위 근방에 위치하도록 기수를 돌려 비행하는 크랭크(crank) 기동을 수행한다. 이때 유도탄의 비행 궤적은 Fig. 1에 묘사된 바와 같이, 크랭크 기동으로 인해 전투기의 시야각의 가장자리 부근에 형성되기 때문에, 교전 상황에 따라 이를 고려한 궤적 성형이 요구될 수 있다. 하지만 [12]에서는 Fig. 1에서 제시된 3차원 기하 중, 종방향 평면에서의 비행만을 고려하였다는 한계가 있다. 2차원 문제 정식화에서는 시야각 제한조건이 유도탄의 비행 궤적에 대해 고정된 고도 제약조건으로 치환되는 것에 반해, 3차원 운동에서는 수평 방향 선회를 통해 더욱 유연한 비행 고도를 가질 수 있기 때문이다.

따라서 본 연구에서는 크랭크 기동으로 인해 시야각 제한이 중요해지는 Fig. 1과 같은 상황에서 레이더 제약조건을 고려한 3차원 최적화 문제를 정식화하고, 의사스펙트럴 이산화 및 SCP에 기반을 둔 최적 궤적 산출 방법을 기술한다. 제안된 알고리즘을 통해 궤적을 반복적으로 갱신하면 적기의 기동에 효과적으로 대응할 수 있을 것으로 기대된다. 추가로, 다양한 교전 시나리오에서 전투기의 크랭크 기동 각도가 유도탄의 최적 궤적에 미치는 영향을 분석한다.

이어지는 본 논문의 순서는 다음과 같다. 2장에서는 덕티드 로켓 유도탄의 중기유도 문제에 대해 성능지수를 설정하고, 동역학 방정식과 제약조건을 기반으로 궤적 최적화 문제를 정식화한다. 3장에서는 순차 컨벡스 계획법을 활용한 최적화 방법을 기술한다. 4장에서는 다양한 시나리오에 대해

최적 궤적을 산출하고, 최적 궤적 특성을 분석한다. 마지막으로 5장에서는 본 연구의 결론을 서술한다.

II. 궤적 최적화 문제 정식화

본 장에서는 덕티드 로켓 유도탄의 중기유도를 위한 궤적 최적화 문제를 정식화한다. 이를 위한 시스템 동역학 방정식, 비행 제약조건, 성능지수를 기술한다.

1. 시스템 동역학

덕티드 로켓 유도탄은 원활한 공기흡입을 위해 뱅크-투-턴(bank-to-turn, BTT) 방식으로 기동하는 것이 일반적이다. BTT 기동을 고려한 3차원 운동방정식은 아래의 수식 (1)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned}\dot{x} &= V \cos \gamma \cos \psi \\ \dot{y} &= V \cos \gamma \sin \psi \\ \dot{h} &= V \sin \gamma \\ \dot{V} &= \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma \\ \dot{\gamma} &= \frac{(L + T \sin \alpha) \cos \phi}{m V} - \frac{g \cos \gamma}{V} \\ \dot{\psi} &= \frac{(L + T \sin \alpha) \sin \phi}{m V \cos \gamma} \\ \dot{\phi} &= \dot{\phi} \\ \dot{m} &= -\dot{m}_f\end{aligned}\quad (1)$$

위의 수식 (1)에서 x, y, h 는 각각 사거리 방향 변위, 횡방향 변위, 고도를 나타내며, V 는 속도를 의미한다. γ, ψ, ϕ 는 각각 비행경로각, 방위각, 롤각을 나타내며 m 은 질량이다. g 는 중력가속도, α 는 받음각을 나타낸다. L, D 는 각각 양력과 항력을 의미하며, 양항곡선(drag-polar)을 활용해 수식 (2)와 같이 나타낼 수 있다. T 는 덕티드 로켓의 추력을 나타내며, [13]의 모델링 결과에 따라 수식 (3)과 같이 나타낼 수 있다. 결정 변수는 마하수(M), 고도(h), 받음각(α), 공연비(Air-to-Fuel ratio, AF)(AF)이며, 덕티드 로켓의 추력과 결정 변수 간에는 강한 비선형성이 존재하여 해석적인 관계를 도출하기 어렵다. 따라서 [13]에 따라 구성된 데이터 테이블을 이용한다.

$$\begin{aligned}L &= 0.5 \rho(h) V^2 S_{\text{ref}} C_{L\alpha} \alpha \\ D &= 0.5 \rho(h) V^2 S_{\text{ref}} (C_{D0} + K C_{L\alpha}^2 \alpha^2)\end{aligned}\quad (2)$$

$$T = T(M, h, \alpha, AF)\quad (3)$$

수식 (2)에서 $\rho(h)$ 는 고도에 따른 공기밀도를, S_{ref} 는 특성면적을 나타내며, $C_{L\alpha}, C_{D0}, K$ 는 각각 양력곡선의 기울기, 영양력 항력계수(zero-lift drag coefficient), 유도항력 계수를 의미한다. 수식 (3)의 공연비 AF 는 아래와 같이 공기흡입률과 연료소모율의 비율로 정의된다.

$$AF = \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_f} = \frac{\rho(h) V A_{\text{in}}(\alpha)}{\dot{m}_f}\quad (4)$$

위의 수식 (4)에서 $A_{\text{in}}(\alpha)$ 은 받음각에 따른 공기흡입량을 나타내는 함수이다. $A_{\text{in}}(\alpha)$ 은 유도탄의 형상에 따라 결정되며, 추력과 마찬가지로 참고문헌 [13]에 따라 구성된 데이터 테이블을 활용한다.

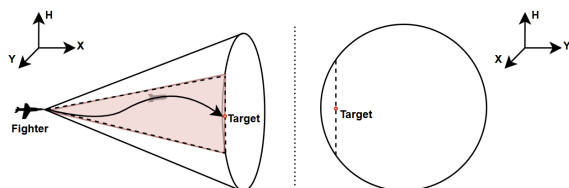


그림 1. 크랭크 기동에 의한 고도 방향 레이더 탐지 범위의 축소
Fig. 1. Effect of crank maneuver on the altitude direction radar field of view.

한편, 수식 (1)의 동역학 방정식에서, 상태변수와 제어입력을 각각 $\mathbf{Z} = [x, y, h, V, \gamma, \psi, \phi, m]^T$, $\mathbf{U} = [\alpha, AF, \dot{\phi}]^T$ 와 같이 정의하면, 시스템 방정식은 $\dot{\mathbf{Z}} = f(\mathbf{Z}, \mathbf{U})$ 와 같이 나타낼 수 있다.

2. 목적함수 및 제약조건

본 연구에서는 종말속도 최대화 및 비행시간 최소화를 성능지수로 선택한다. 종말속도 최대화는 종말 단계의 기동 가속도를 최대화하는 측면에서 요격 성능 향상에 유리하며, 비행시간 최소화는 표적 정보의 불확실성을 최소화하여 연료 소모를 줄이고, 표적의 대응 시간을 최소화할 수 있다는 장점이 있다. 각 성능지수에 대한 목적함수는 수식 (5)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\text{minimize } J = -V_f \text{ or } t_f \quad (5)$$

제약조건은 안정적인 연소를 위한 비행 제약조건과 시야각 제한조건으로 구성된다. 안정적인 연소를 위한 제약조건은 아래와 같이 속도, 받음각, 공연비, 연료소모율에 대한 상, 하한으로 고려한다.

$$\begin{aligned} M_{\min} \cdot V_{\text{sos}}(h) &\leq V \leq M_{\max} \cdot V_{\text{sos}}(h) \\ \alpha_{\min} &\leq \alpha \leq \alpha_{\max} \\ AF_{\min} &\leq AF \leq AF_{\max} \\ \dot{m}_f &\leq \dot{m}_f \leq \dot{m}_{f_{\max}} \end{aligned} \quad (6)$$

이때 충격과의 특성이 마하수에 큰 영향을 받기 때문에 속도의 상한과 하한은 각 고도에서 최대 마하수와 최소 마하수에 대응하는 속도로 고려한다. V_{sos} 는 음속을 나타낸다.

시야각 제한조건은 전투기의 탐지 범위가 일정한 반각을 가지는 원뿔형으로 나타남을 가정하여 아래 수식과 같은 2차 원뿔 제약으로 고려한다[14-15].

$$\| \mathbf{P}_M - \mathbf{P}_F \|_2 \cos(\theta_R) \leq (\mathbf{P}_M - \mathbf{P}_F)^T \cdot \mathbf{e}_V \quad (7)$$

위의 수식에서 $\mathbf{P}_M = (x, y, h)$ 은 유도탄의 위치를, $\mathbf{P}_F$ 는 전투기의 초기 위치를 나타낸다. θ_R 은 레이더의 시야각을, $\mathbf{e}_V$ 는 원뿔형 시야각 제한의 중심축 방향 단위벡터를 나타낸다. 이때 일반적으로 전투기 레이더의 시야각 범위는 30deg 혹은 그 이상에 이르기 때문에 전투기가 적기를 바라보고 있는 상황에서는 레이더 시야각 제약조건이 유도탄의 궤적에 영향을 주지 않는다. 하지만 Fig. 1과 같이 적기를 시야각 범위 가장 자리에 두는 크랭크 기동을 수행하는 경우, 유도탄이 시야각 제약을 구성하는 원뿔의 가장자리 부근에 위치하므로 추가적인 궤적 성형을 요구할 수 있다. 따라서 $\mathbf{e}_V$ 는 크랭크 기동을 고려하여 산출한다. 또한 유도탄의 초기 유도도가 이루어지는 동안 전투기가 크랭크 기동을 위한 선회를 마친 상황을 가정하여, 중기유도 단계에서는 적기를 일정 시야각에 위치시키는 크랭크 기동을 수행한다고 가정하였다. 한편, 본 연구에서는 전투기가 표적의 위치를 파악하고, 표적을 레이더 시야각의 일정 각도에 위치시키는 크랭크 기동을 수행한다고 가정한다. 따라서 수식 (7)의 레이더 시야각 제약조건은, 유도탄의 위치를 포함하도록 고려되지만 적기의 위치는 고려하지 않는다.

한편, 궤적 최적화 문제를 구성하기 위해서는 초기 조건과 종말 조건으로 구성되는 경계조건 역시 고려해야 한다. 중기

유도 단계의 목표는 예상명중점(predicted intercept point, PIP)에 도달하는 것으로, 초기 조건과 종말 조건을 각각 아래첨자 0, f 로 표현하면 경계조건을 다음과 같이 나타낼 수 있다. 이때 m_b 는 연료를 모두 소모한 유도탄의 질량을 나타낸다.

$$\begin{aligned} x(t_0) &= x_0, y(t_0) = y_0, h(t_0) = h_0, V(t_0) = V_0, \\ \gamma(t_0) &= \gamma_0, \psi(t_0) = \psi_0, \phi(t_0) = \phi_0, m(t_0) = m_0 \end{aligned} \quad (8)$$

$$x(t_f) = x_f, y(t_f) = y_f, h(t_f) = h_f, m(t_f) \geq m_b \quad (9)$$

위의 결과를 종합하면, 최적제어 문제는 아래 수식과 같이 정식화할 수 있다.

$$\begin{aligned} \text{minimize } J &= -V_f \text{ or } t_f \\ \text{subject to } &(1), (6) - (9) \end{aligned} \quad (10)$$

III. 의사스펙트럴 순차 컨벡스 계획법

본 연구에서는 표적의 기동 정보를 고려하여 교전통제 알고리즘에서 PIP가 산출되면, PIP까지의 최적 궤적을 산출한다. 이때 표적의 기동으로 인해 PIP가 변하는 경우, 이에 대응하기 위해 새로운 궤적을 빠르게 산출할 수 있어야 한다. 따라서 빠른 수렴 속도를 가진 것으로 알려진 SCP를 활용해 (10)의 최적제어 문제를 풀고자 하였다. SCP 적용에 있어 신뢰구간 방법을 적용함으로써 수렴성을 향상하였다.

1. 의사스펙트럴 이산화

먼저, 연속시간에서 정의된 궤적 최적화 문제를 이산화하여 유한 차원 파라미터 최적화 문제로 변환한다. 이산화에는 의사스펙트럴 방법을 사용하며, 수치적 안정성이 높다고 알려진 르장드르-가우스-라다우(legendre-gauss-radau, LGR) 방법을 이용한다[16]. N 개의 LGR 노드 위치 $[\tau_0, \dots, \tau_{N-1}]$ 는 아래 수식 (11)을 통해 구할 수 있으며, P_N 은 N 차 르장드르 다항식을 나타낸다.

$$P_{N-1}(\tau) + P_N(\tau) = 0 \quad (11)$$

이때 $\tau_i \in [-1, 1]$ 으로, 실제 시간을 나타내는 변수 t 와는 수식 (12)의 변환 관계에 있다. 이때 LGR 노드 집합이 종말 시간 t_f 를 포함할 수 있도록, $N+1$ 번째 노드 $\tau_N = 1$ 을 추가한다.

$$t = \frac{t_f - t_0}{2} \tau + \frac{t_f + t_0}{2} \quad (12)$$

연속적인 상태변수와 제어입력은 각 노드에 해당하는 값을 정의하는 방식으로 이산화되며 수식 (13)으로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \mathbf{Z}_i &= [x, y, h, V, \gamma, \psi, \phi, m]^T(\tau_i), \quad i = 0, \dots, N \\ \mathbf{U}_i &= [\alpha, AF, \dot{\phi}]^T(\tau_i), \quad i = 0, \dots, N-1 \end{aligned} \quad (13)$$

마찬가지로 수식 (5)의 성능지수와 수식 (6)-(9)의 제약조건, 경계조건 역시 각 노드에서의 상태변수 및 제어입력 값을 이용해 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$\text{minimize } J = -V(\tau_N) \text{ or } \eta \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \alpha_{\min} &\leq \alpha_i \leq \alpha_{\max} \\ AF_{\min} &\leq AF_i \leq AF_{\max} \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} M_{\min} \cdot V_{\text{sos}}(h_i) &\leq V_i \leq M_{\max} \cdot V_{\text{sos}}(h_i) \\ \dot{m}_{f_{\min}} &\leq \frac{\rho_i V_i I(\alpha_i)}{AF_i} \leq \dot{m}_{f_{\max}} \end{aligned} \quad (16)$$

$$\|P_{M,i} - P_F\|_2 \cos(\theta_R) \leq (P_{M,i} - P_F)^T \cdot e_V \quad (17)$$

$$\begin{aligned} x(\tau_0) &= x_0, y(\tau_0) = y_0, h(\tau_0) = h_0, V(\tau_0) = V_0, \\ \gamma(\tau_0) &= \gamma_0, \psi(\tau_0) = \psi_0, \phi(\tau_0) = \phi_0, m(\tau_0) = m_0 \end{aligned} \quad (18)$$

$$x(\tau_N) = x_f, y(\tau_N) = y_f, h(\tau_N) = h_f, m(\tau_N) \geq m_b \quad (19)$$

수식 (14)에서 $\eta = t_f - t_0$ 이며, 총 비행시간을 나타내는 변수이다. 수식 (15)-(17)에서 $i = 0, \dots, N-1$ 이다.

시스템 방정식을 이산화하기 위해서는 미분 연산자의 근사가 필요하다. 의사스펙트럴 방법에서는 상태변수를 N 차 라그랑주 보간 다항식으로 근사하고, 근사 다항식을 미분함으로써 각 상태변수의 변화율을 얻게 된다. 이에 대한 자세한 과정은 [11]에 기술되어 있으며, 이에 따라 이산화된 시스템 방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$D_{r,i} \cdot [Z_0^T, \dots, Z_N^T]^T = \frac{\eta}{2} f(Z_i, U_i) \quad (20)$$

수식 (20)에서 $D_{r,i}$ 는 상수행렬으로, 라다우 미분행렬의 각 성분을 상태변수의 수에 맞춰 재배치하여 얻게 된다. 이산화 결과 수식 (10)의 무한 차원 최적제어 문제는 수식 (21)의 유한 차원 파라미터 최적화 문제로 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned} \text{minimize } J &= -V(\tau_N) \text{ or } \eta \\ \text{subject to} & \quad (15) - (20) \end{aligned} \quad (21)$$

2. 블록 하위문제 구성

수식 (21)의 최적화 문제는 시스템 방정식과 속도 및 연료 질량유량에 대한 제약조건으로 인한 비볼록성(non-convexity)을 갖는다. 본 연구에서는 이에 대한 블록 하위문제를 구성하기 위해 매 반복 단계에서 이전 반복 단계의 해를 기준으로 선형화를 수행하는 연속적 선형화(successive linearization) 방법과 주어진 특정 최적화 변수를 이전 반복의 값으로 가정하는 Lagging 기법을 활용한다. 먼저, 시스템 방정식과 연료 질량유량에 대한 부등식은 연속적 선형화 기법을 통해 블록화(convexification)하며, 그 결과 수식 (22)-(24)와 같이 나타낼 수 있다. 해당 수식에서 윗첨자 k 는 해당 변수가 k 번째 반복의 해임을 의미하며, $i = 0, \dots, N-1$ 이다.

$$\frac{\eta}{2} f(Z_i, U_i) \approx \frac{\eta}{2} f(Z_i^k, U_i^k) + \frac{\eta^k}{2} \frac{\partial f}{\partial Z}(Z_i^k, U_i^k)(Z_i - Z_i^k) \quad (22)$$

$$\begin{aligned} &+ \frac{\eta^k}{2} \frac{\partial f}{\partial U}(Z_i^k, U_i^k)(U_i - U_i^k) \\ &- \dot{m}_{f,\max} \cdot AF_i + \dot{m}_a(Z_i^k, U_i^k) + \frac{\partial \dot{m}_a}{\partial Z}(Z_i^k, U_i^k)(Z_i - Z_i^k) \\ &+ \frac{\partial \dot{m}_a}{\partial U}(Z_i^k, U_i^k)(U_i - U_i^k) \leq 0 \end{aligned} \quad (23)$$

$$\begin{aligned} &\dot{m}_{f,\min} \cdot AF_i - \dot{m}_a(Z_i^k, U_i^k) - \frac{\partial \dot{m}_a}{\partial Z}(Z_i^k, U_i^k)(Z_i - Z_i^k) \\ &- \frac{\partial \dot{m}_a}{\partial U}(Z_i^k, U_i^k)(U_i - U_i^k) \leq 0 \end{aligned} \quad (24)$$

고도 변화에 따른 음속의 변화가 크지 않다는 점으로부터, 마하수 제한조건은 Lagging 기법을 적용해 블록화하며, 이는 수식 (25)와 같다.

$$M_{\min} \cdot V_{\text{sos}}(h_i^k) \leq V_i \leq M_{\max} \cdot V_{\text{sos}}(h_i^k) \quad (25)$$

위와 같은 근사 방법은 각 최적화 반복 사이에서 반복 해의 변화가 크지 않다는 가정을 내포한다. 따라서 각 반복에서 의미 있는 해를 산출하기 위해서는 해 탐색 공간을 제한할 필요가 있고, 이를 위해 본 연구에서는 2차 가변 신뢰영역(quadratic variable trust region) 방법을 이용한다. 이를 위해 종말점을 제외한 각 노드에서 여유 변수(slack variable) $s = [s_0, \dots, s_{N-1}]^T$ 를 정의하고, 수식 (26)의 부등식 제약조건을 부과한다. 그리고, 수식 (27)에 나타난 바와 같이 여유 변수의 2-norm에 특정 가중치 $w^{(k+1)}$ 를 곱하여 목적함수에 벌칙 항으로 부과한다.

$$([Z_i^T, U_i^T] - [Z_i^k, U_i^k])([Z_i^T, U_i^T] - [Z_i^k, U_i^k])^T \leq s_i \quad (26)$$

$$\text{minimize } \hat{J} = J + w^{(k+1)} \|s\|_2 \quad (27)$$

이때 $w^{(k+1)}$ 은 $k+1$ 번째 블록 하위문제에 대한 신뢰영역가중치이다. 이에 따라 $k+1$ 번째 블록 하위문제는 수식 (28)과 같이 구성될 수 있다.

$$\begin{aligned} \text{minimize } \hat{J} &= J + w^{(k+1)} \|s\|_2 \\ \text{subject to} & \quad (15), (17) - (19), (22) - (26) \end{aligned} \quad (28)$$

3. 신뢰영역 방법

본 연구에서는 SCP 방법의 수렴성 향상을 위해 참고문헌 [11-12]에 제시된 향상된 신뢰영역 방법(improved trust region method, ITRM)을 활용하였다. 해당 방법의 내용을 간략히 기술한다.

ITRM 방법은 반복 해의 충실도를 평가하는 가치 함수(merit function)를 정의하고, 각 SCP 반복에서 가치 함수의 감소량에 기반을 두어 적절한 스텝 길이 결정 및 다음 SCP 반복의 가중치 w^{k+1} 을 조정하는 역할을 한다. 이때 가치 함수는 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} \phi(X^k) &= J^k + \mu_1 \sum_{n=1}^N \|h(X_n^k)\|_1 \\ &+ \mu_2 \sum_{n=1}^N \|\max\{g(X_n^k), 0\}\|_1 \end{aligned} \quad (29)$$

수식 (29)에서 $X^k = [Z^k, U^k, \eta^k]$ 는 k 번째 하위문제의 해를 나타내며, J^k , $\|h(X_n^k)\|_1$, $\|\max\{g(X_n^k), 0\}\|_1$ 는 각각 목적함수 및 등식, 부등식 제약조건에 대한 위반 정도를 나타낸다. 이때 μ_1 , μ_2 는 각각에 대한 가중치 값을 나타낸다. 즉, 가치 함수는 각 SCP 반복의 해가 기존 최적화 문제의 목적함수 최적성 및 제약조건 위반 정도를 함께 평가한다.

$k+1$ 번째 블록 하위문제의 반복 해를 X^{k+1} 로 나타내면, ITRM 적용을 위한 해의 탐색 방향은 수식 (30)과 같다. 이때 $\hat{X}^k$ 은 ITRM을 통해 개선된 k 번째 반복의 최종 해에 해당한다.

$$P^{k+1} = X^{k+1} - \hat{X}^k \quad (30)$$

Problem Solving Algorithm

- 1: Initialize: Set $k = 0$. Initial estimation of states, control inputs and flight time $\hat{\mathbf{X}}^0 = [\mathbf{Z}^0, \mathbf{U}^0, \eta^0]$
- 2: for $k = 1, 2, \dots$ do
- 3: Based on $\hat{\mathbf{X}}^k$, construct convex sub-problem and solve it to obtain $\mathbf{X}^{k+1} = [\mathbf{Z}^{k+1}, \mathbf{U}^{k+1}, \eta^{k+1}]$
- 4:
- 5: Check the convergence:

$$\|\mathbf{X}_i^{k+1} - \hat{\mathbf{X}}_i^k\| < \epsilon$$

$$\epsilon \in \mathbb{R}^{8 \times 1} \text{ is the convergence criterion}$$
- 6:
- 7: If converged,
- 8: Terminate the algorithm and output solution $\mathbf{X}^{k+1} = [\mathbf{Z}^{k+1}, \mathbf{U}^{k+1}, \eta^{k+1}]$
- 9: else
- 10: Update the solution and trust region weight

$$\hat{\mathbf{X}}^{k+1} = \hat{\mathbf{X}}^k + \mathbf{p}^{k+1} \cdot \zeta^{k+1}$$

$$w^{k+1} = \frac{c}{\zeta^k} w^k$$
- 11: end if
- 12: end for

수식 (30)의 탐색 방향에 대해, 적절한 스텝 길이는 수식 (31)의 조건으로부터 결정될 수 있다. 이때 스텝 길이 ζ^{k+1} 은 1에서 시작하여 역추적 직선 탐색(backtracking line search) 방법을 활용하여 결정되며, 자세한 과정은 참고문헌 [11]에 기술되어 있다.

$$\phi(\hat{\mathbf{X}}^k + \zeta^{k+1} \mathbf{p}^{k+1}; \mu) \leq \phi(\hat{\mathbf{X}}^k; \mu) + \lambda^k \nabla_{\mathbf{p}^{k+1}} \phi(\hat{\mathbf{X}}^k; \mu) \quad (31)$$

다음으로, 신뢰영역 가중치 값을 조정한다. 가중치는 결정된 스텝 길이로부터 수식 (32)에 따라 조정한다. 이는 ITRM에서 스텝 길이가 신뢰구간의 크기에 대응됨을 가정하여 얻는다. 최종 알고리즘은 위와 같이 정리할 수 있다.

$$w^{k+1} = \beta^k w^k \quad \text{where} \quad \beta^k = \frac{c}{\zeta^k} \quad (32)$$

IV. 수치 실험 결과

본 장에서는 시야각 제한을 고려한 덱티드 로켓 유도탄의 최적 궤적을 산출하고, 그 특성을 분석한다. 이때 경계조건은 Table 1과 같이 설정하였다. 사거리 x_f 는 시나리오에 따라 50, 100, 150km로 설정하였으며, 시야각 제한은 30deg로 설정하였다. 이산화 노드 수는 $N=30$ 으로 하였다.

표 1. 경계조건 값.

Table 1. Boundary condition values.

Initial Conditions
$x_0 = 0 \text{ km}, h_0 = 13 \text{ km}, V_0 = \text{Mach } 2,$ $\gamma_0 = 0 \text{ deg}, m_0 = 185 \text{ kg}$
Final Conditions
$x_f = \{50, 100, 150\} \text{ km}, h_f = 13 \text{ km}, m_b = 157.8 \text{ kg}$

1. 최적화 알고리즘 수렴 특성 분석

먼저, 제안된 SCP 방법의 수렴 특성을 분석하기 위해 대표 시나리오에 대한 최적화 결과를 서술한다. 대표 시나리오에서는 목적함수로 비행시간 최소화, 표적 사거리 100km, 크랭크 기동각 28.5deg를 설정하였으며, 이에 대한 SCP 방법의 수렴 결과를 Figs. 2, 3, 4에 도시하였다.

Figs. 2, 3, 4은 각각 가치 함수, 목적함수, 신뢰영역 제약의 크기($\|s\|_2$)를 나타낸다. Fig. 2의 가치 함수는 반복이 진행됨에 따라 꾸준히 감소하는 것을 확인할 수 있다. 마지막 SCP 반복에서 가치 함수의 값은 1.63으로, 이는 목적함수 값인 1.52에 매우 근접하게 도출되었다. 즉, 제약 위반에 해당하는 벌칙 항의 값($w^{k+1} \|s\|_2$)은 0.11로, 제약 위반에 대한 가중치(μ_1, μ_2)가 각각 100으로 큰 값으로 설정되었다는 점으로부터, 최종적으로 도출된 해가 기존 최적화 문제의 제약조건을 잘 만족함을 알 수 있다. 이에 따라 Fig. 3에 나타난 바와 같이, 불록 하위문제의 성능지수($\hat{J}$)가 기존 최적화 문제의 성능지수(J)로 수렴하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 4은 반복에 따른 신뢰영역 제약의 크기를 나타내며, 0으로 수렴해 가는 것을 확인할 수 있다. 이는 제안된 SCP 방법에 따라 반복 해가 안정적으로 수렴함을 의미한다. 대표 교전 시나리오의 최적 궤적은 데스크톱 환경에서 Intel Core i7-14700K (3.4GHz) 사양의 CPU를 사용하여 계산되었으며, 최적화 솔버로 MOSEK을 이용하였다. 이때 최적화 계산에 걸린 시간은 약 1.49초로, 총 비행시간이 약 86초임을 고려하면, 성능이 10배 낮은 프로세서를 사용하더라도 약 5번의 궤적 갱신이 가능하다.

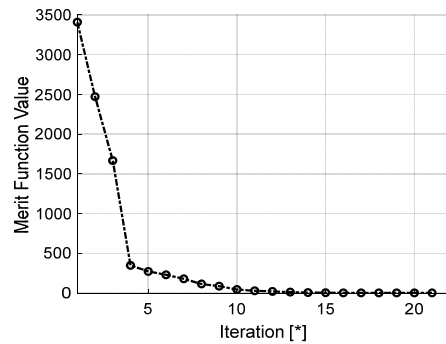


그림 2. 반복에 따른 가치 함수 변화.

Fig. 2. Iteration vs. Merit function.

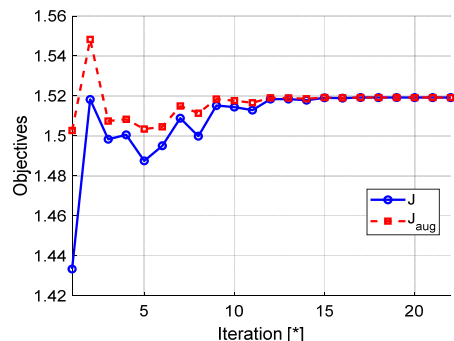


그림 3. 반복에 따른 목적함수 변화.

Fig. 3. Iteration vs. Objectives.

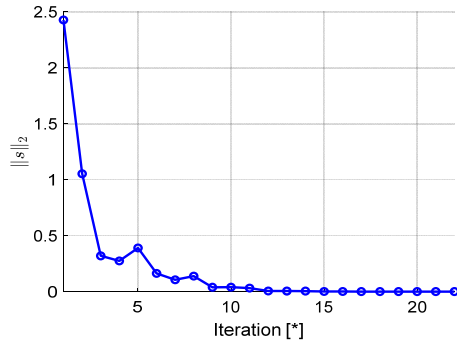


그림 4. 반복에 따른 신뢰영역 크기.

Fig. 4. Iteration vs. Trust-region magnitude.

2. 대표 교전 시나리오

시야각 제한조건이 최적 궤적에 미치는 영향을 살펴보기 위해 앞서 설정된 대표 시나리오를 고려한다. 시야각 제한조건을 고려한 경우와 고려하지 않은 경우에 대한 최적 궤적 결과를 Figs. 5-10에 함께 도시하였으며, 이들은 각각 종방향 비행 궤적, 횡방향 비행 궤적, 요각 개형, 속도 개형, 비행경로각 개형, 연료소모율 개형을 나타낸다.

Figs. 6, 7의 횡방향 궤적과 요각 개형에서, 시야각 제한조건 유무에 따라 유도탄의 궤적이 서로 다르게 나타남을 확인할 수 있다. 특히 Fig. 6에서는, 레이더 제약조건을 고려하지 않는 경우 비행 궤적이 레이더 시야각 밖으로 벗어남이 관찰된다. 이렇게 서로 다른 궤적이 나타나는 이유는, 덕티드 로켓 유도탄의 최적 궤적 특성 중 하나인 초기 하강 기동과 전투기의 시야각 제한조건이 상충하기 때문이다. 따라서 시야각 제한을 포함하는 경우, 하강 기동을 수행하면서도 시야각 제한조건을 만족할 수 있도록 유도탄의 기수 방향이 원뿔 형태로 주어지는 비행 가능 영역의 중심부로 들어왔다 나가는 비행 궤적이 도출된다. Figs. 5, 9의 종방향 궤적과 비행경로각을 살펴보면 두 경우 거의 동일한 것을 볼 수 있는데, 이는 앞선 Figs. 6, 7의 결과와 더불어, 기수의 방향을 변경하더라도 최적 고도 패턴을 따라 비행하는 것이 성능지수 측면에서 더 유리함을 시사한다. 이는 덕티드 로켓이 흡입된 공기를 산화제로 이용한다는 점에서 고도에 따른 추진 성능 변화가 크기 때문으로 생각된다. 또한, 이러한 최적화 결과는 2차원 평면상에서 시야각 제한조건을 고려함으로써 초기 하강 비행이 제한되는 궤적이 산출된 참고문헌 [12]의 결과와 대조되는 결과이다. Figs. 8, 10으로부터 두 경우에서 속도 및 연료소모율 개형 또한 매우 유사하게 도출된 점과 제약조건을 잘 만족하는 점을 확인할 수 있다.

3. 크랭크 기동 각도 및 사거리에 따른 레이더 제약조건 영향 분석

전투기의 크랭크 기동 각도와 사거리가 덕티드 유도탄의 궤적에 미치는 영향을 분석하기 위해 3개의 크랭크 기동 각도 (27deg, 28.5deg, 30.0deg)와 3가지 사거리(50km, 100km, 150km) 조합에 대해 성능지수 선택에 따른 최적화 결과를 분석하였다. Tables 2, 3은 전체 시나리오에 대한 시야각 제한조건 활성화(active) 여부를, Figs. 11, 12는 각 성능지수에 대해 사거리 50km인 경우 크랭크 기동 각도에 따른 횡방향 비행 궤적을,

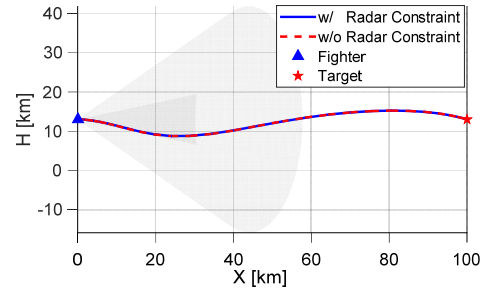


그림 5. 종방향 비행 궤적.

Fig. 5. Longitudinal trajectory.

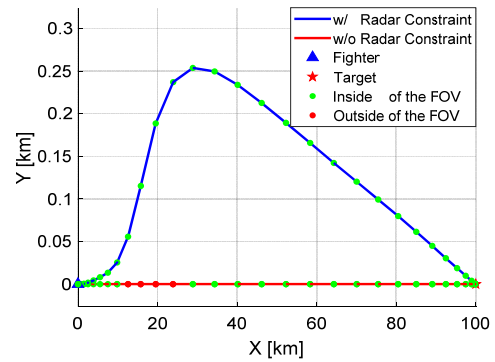


그림 6. 횡방향 비행 궤적.

Fig. 6. Latitudinal trajectory.

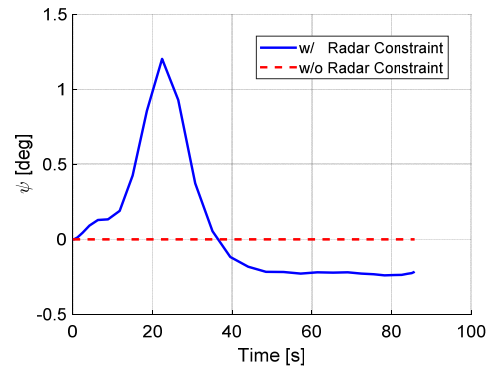


그림 7. 요각 개형.

Fig. 7. Yaw angle profile.

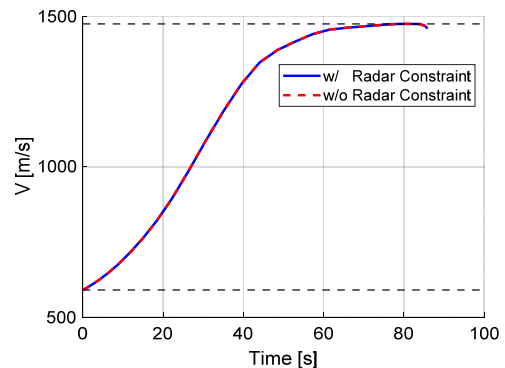


그림 8. 속도 개형.

Fig. 8. Velocity profile.

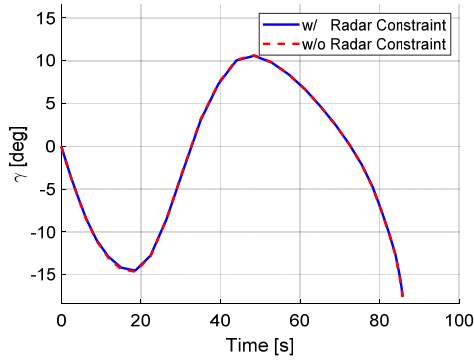


그림 9. 비행경로각 개형.

Fig. 9. Flight path angle profile.

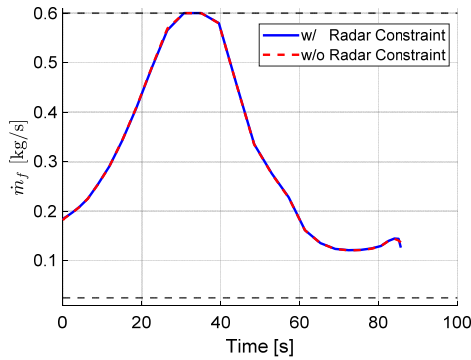


그림 10. 연료소모율 개형.

Fig. 10. Fuel mass flow rate profile.

Fig. 13, 14는 각 성능지수에 대해 크랭크 기동 각도가 30deg 인 경우 사거리에 따른 횡방향 비행 궤적을 나타낸다. Fig. 11, 12로부터 크랭크 기동 각도가 클수록, 즉 표적이 시야각 제한 범위의 가장자리에 위치할수록 횡방향 변위가 증가하는 경향을 확인할 수 있다. Fig. 14으로부터 비행시간 최소화를 성능 지수로 선택하는 경우 사거리가 증가함에 따라 횡방향 변위가 증가하는 경향을 관찰할 수 있다. 반면, Fig. 13에서, 종말 속도 최대화를 성능지수로 선택하는 경우에는 사거리와 횡방향 변위 간에 뚜렷한 관계가 관찰되지 않았다. 이러한 차이는 두 성능지수의 초기 하강 기동 특성에서 기인한다. 비행시간 최소화 성능지수의 경우 사거리가 길수록 더 큰 초기 하강을 유발하는 반면, 종말속도 최대화는 단거리 목표물에 대해서만 큰 초기 하강을 유발하는 궤적이 도출되기 때문이다. 이러한 경향성은 Tables 2, 3에서도 관찰할 수 있으며, 결과적으로 비행시간 최소화를 성능지수로 선택하는 경우 더 많은 시나리오에서 레이더 제약조건이 최적 궤적에 영향을 미치는 것이 확인된다.

표 2. 시야각 제한조건 활성화 여부(종말속도 최대화).

Table 2. Activation of the field-of-view constraints (Final velocity maximization).

	27 deg	28.5 deg	30 deg
50km	X	O	O
100km	X	X	O
150km	X	X	O

표 3. 시야각 제한조건 활성화 여부(비행시간 최소화).

Table 3. Activation of the field-of-view constraints (Flight time minimization).

	27 deg	28.5 deg	30 deg
50 km	X	O	O
100 km	X	O	O
150 km	X	O	O

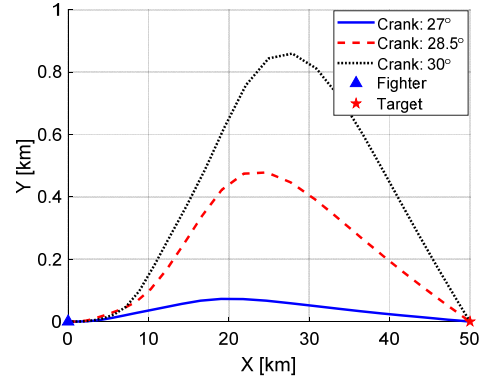


그림 11. 크랭크기동에 따른 횡방향비행 궤적(종말속도 최대화).

Fig. 11. Lateral trajectories for different crank maneuvers (final velocity maximization).

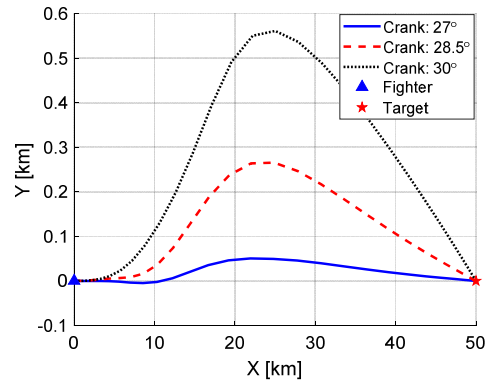


그림 12. 크랭크기동에 따른 횡방향비행 궤적(비행시간 최소화).

Fig. 12. Lateral trajectories for different crank maneuvers (flight time minimization).

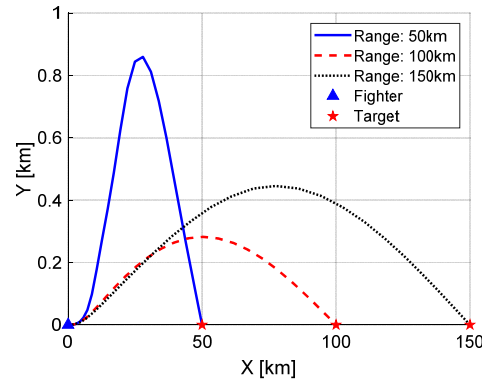


그림 13. 표적 사거리에 따른 횡방향비행 궤적(종말속도 최대화).

Fig. 13. Lateral trajectories for different ranges (final velocity maximization).

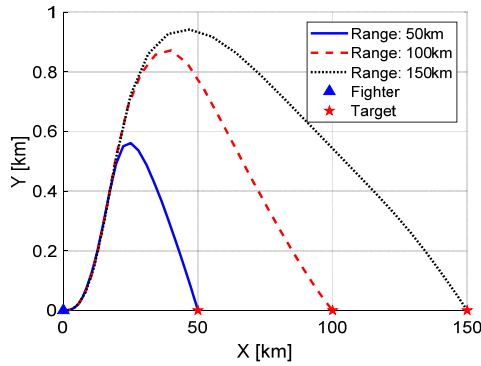


그림 14. 표적 사거리에 따른 횡방향 비행 궤적(비행시간 최소화).
Fig. 14. Lateral trajectories for different ranges (flight time minimization).

V. 결론

본 논문에서는 레이더 제약조건을 고려한 덕티드 유도탄의 3차원 중기궤적을 최적화를 수행하였다. 안정적인 연소를 위한 제약조건과 레이더 시야각 제약조건을 포함하여 최적제어 문제를 정식화하고, 의사스펙트럴 순차 컨벡스 기법을 사용하여 문제를 풀이하였다. 제안된 알고리즘은 안정적으로 수렴하였으며, 산출된 궤적은 제약조건을 잘 만족하였다. 최적 궤적 분석 결과, 덕티드 유도탄이 레이더 시야각의 중심부로 선회하며 최적 고도 패턴을 따라 비행함이 관찰되었다. 이러한 기동 특성은 크랭크 기동각, 사거리, 그리고 성능지수에 따라 상이하게 나타나, 제약조건과 성능지수의 상호작용이 궤적에 중요한 영향을 미침이 확인되었다. 향후 연구에서는 제안된 방법에 전투기와 목표물의 기동 특성을 통합함으로써, 보다 현실적인 교전 시나리오를 구현할 예정이다.

REFERENCES

- [1] V. H. L. Cheng and N. K. Gupta, "Advanced midcourse guidance for air-to-air missiles," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 9, no. 2, pp. 135-142, Mar. 1986. doi: <https://doi.org/10.2514/3.20081>
- [2] C. G. Jung, B. Kim, and C. H. Lee, "Midcourse trajectory optimization for long-range missiles with seeker field-of-view limit," *Journal of Institute of Control, Robotics and System (in Korean)*, vol. 28, no. 12, pp. 1206-1215, Dec. 2022. doi: [10.5302/J.ICROS.2022.22.0195](https://doi.org/10.5302/J.ICROS.2022.22.0195)
- [3] P. Zarchan, *Tactical and Strategic Missile Guidance*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., pp. 163-165, 2012.
- [4] F. Goldstein and A. Calise, "Adaptive control of variable flow ducted rockets," *Guidance and Control Conference*, pp. 274-282, 1983. doi: <https://doi.org/10.2514/6.1983-2202>
- [5] A. Calise, "A singular perturbation analysis of optimal aerodynamic and thrust magnitude control," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 24, no. 5, pp. 720-730, Oct. 1979. doi: <https://doi.org/10.1109/tac.1979.1102165>
- [6] T. Kuroda, S. Mihara, H. Matsuda, R. Hirokawa, and F. Imado, "Optimal mid-course guidance of variable flow ducted rocket missiles," *Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, p. 4213, 1998. doi: <https://doi.org/10.2514/6.1998-4213>
- [7] B. Kim, C. G. Jung, Y. Lee, H. G. Sung, and C. H. Lee, "Midcourse trajectory optimization for variable-flow ducted rocket missiles based on convex optimization," *Journal of Institute of Control, Robotics and System (in Korean)*, vol. 29, no. 8, pp. 652-661, Aug. 2023. doi: <https://doi.org/10.5302/j.icros.2023.23.0079>
- [8] X. Liu, Z. Shen, and P. Lu, "Entry trajectory optimization by second-order cone programming," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 39, no. 2, pp. 227-241, Feb. 2016. doi: <https://doi.org/10.2514/1.g001210>
- [9] Z. Wang and Y. Lu, "Improved sequential convex programming algorithms for entry trajectory optimization," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 57, no. 6, pp. 1373-1386, Nov. 2020. doi: <https://doi.org/10.2514/1.a34640>
- [10] M. Sagliano, "Pseudospectral convex optimization for powered descent and landing," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 41, no. 2, pp. 320-334, Feb. 2018. doi: <https://doi.org/10.2514/1.g002818>
- [11] B. Kim and C.-H. Lee, "Optimal midcourse guidance for dual-pulse rocket using pseudospectral sequential convex programming," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 46, no. 7, pp. 1425-1436, Jul. 2023. doi: <https://doi.org/10.2514/1.g006882>
- [12] H. J. Lee, B. Kim, C. H. Lee, M. J. Tahk, C. Lee, B. G. Kwon, and K. K. Jeon, "Mid-course trajectory optimization for variable flow ducted rocket missile under radar detection angle constraint," *Proc. of the 4th International Conference on High-Speed Vehicle Science Technology (HISST)*, No. 243, Sept. 2025.
- [13] Y. K. Lee, H. K. Sung, and C. H. Lee, "Performance analysis of a ducted rocket under various flight conditions," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 26, no. 2, pp. 674-687, Mar. 2025. doi: <https://doi.org/10.1007/s42405-024-00774-w>
- [14] B. Y. Jung, I. H. Whang, and W. S. Ra, "Asymptotically unbiased linear Kalman filter for radar tracking with polar measurements," *Journal of Institute of Control, Robotics and System (in Korean)*, vol. 30, no. 3, pp. 267-275 Mar. 2024. doi: [10.5302/J.ICROS.2024.23.0128](https://doi.org/10.5302/J.ICROS.2024.23.0128)
- [15] G. K. Gaitanakis, G. Limnaios, and K. C. Zikidis, "On the use of AESA (active electronically scanned array) radar andIRST (infrared search & track) system to detect and track low observable threats," *Proc. of the MATEC Web of Conferences*, vol. 304, pp. 04001, 2019. doi: <https://doi.org/10.1051/mateconf/201930404001>

- [16] D. Garg, M. A. Patterson, W. W. Hager, A. V. Rao, D. A. Benson, and G. T. Huntington, "A unified framework for the numerical solution of optimal control problems using pseudospectral methods," *Automatica*, vol. 46, no. 11, pp. 1843-1851, Nov. 2010.
doi: <https://doi.org/10.1016/j.automatica.2010.06.048>



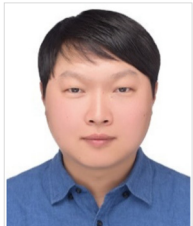
이 혼 재

2024년 서울대학교 지구과학교육과 및 항공우주공학과 학사. 2024년~현재 한국과학기술원 석사과정 재학 중. 관심분야는 비행체 유도 및 제어.



김 보 석

2020년 한국과학기술원 기계공학과 학사. 2022년 한국과학기술원 항공우주공학과 석사. 2022년~현재 한국과학기술원 항공우주공학과 박사과정 재학 중. 관심분야는 미사일 유도 및 제어, 최적화, 비선형 시스템 제어.



이 창 훈

2008년 한국과학기술원 항공우주공학과 학사. 2010년 한국과학기술원 항공우주공학과 석사. 2013년 동 대학원 공학 박사. 2013년~2016년 국방과학연구소 선임연구원. 2016년~2019년 Cranfield University Research Fellow. 2019년~2021년 한국과학기술원 항공우주공학과 조교수. 2022년~현재 한국과학기술원 항공우주공학과 부교수. 현재 한국과학기술원 항공우주공학과 조교수. 관심분야는 고등 미사일 유도 및 제어, 무인 비행체 협력 제어, 표적 추적 필터, 딥 러닝, 항공 데이터 분석.



탁 민 제

1976년 서울대학교 항공공학 학사. 1981년 The University Texas at Austin, 항공우주공학 석사. 1986년 동 대학에서 항공우주공학 박사. 1989년~2019년 한국과학기술원 교수. 연구분야는 비행역학 및 제어, 최적화, 유도 법칙, 통합 항법.



이 철

1997년 한양대 기계공학과 졸업. 1999년 동 대학원 석사. 1999년~현재 LIG넥스원 순항유도무기체계단장. 관심분야는 아음속, 초음속 순항유도탄 체계설계.



권 병 기

2006년 경북대 전기전자컴퓨터공학부 졸업. 2016년 아주대학원 석사. 2006년~현재 LIG넥스원 순항유도무기체계단.2팀 팀장. 관심분야는 아음속 순항유도탄 체계설계, 디지털회로 및 RF 신호처리.



전 광 규

2006년 충남대 기계공학과 졸업. 2024년 한국과학기술원 석사. 2007년~현재 LIG넥스원 순항유도무기체계단.2팀 수석연구원. 관심분야는 순항유도탄 체계 설계 및 미사일 오토파일럿.