



추력벡터제어를 이용한 고고도 종말 유도조종 루프 설계

전하민¹, 박종호², 유창경³High-Altitude Terminal Guidance and Control Loop Design
Using Thrust Vector ControlHa-Min Jeon¹, Jongho Park² and Chang-Kyung Ryoo³Department of Aerospace Engineering, Inha University, Incheon, Republic of Korea^{1,3}Department of Military Digital Convergence, Ajou University, Suwon, Republic of Korea²

ABSTRACT

The Divert and Attitude Control System(DACS) used in high-altitude engagements is expensive and complex. In this paper, we design a high-altitude terminal guidance and control loop of guided-missile equipped with a Thrust Vector Control(TVC) that is less expensive and simpler than DACS. The proposed system utilizes a quaternion feedback control technique to track the thrust attitude command converted from the acceleration command of true proportional navigation guidance. The performance analysis of the proposed terminal guidance and control loop is conducted through engagement simulations against ballistic targets at a high altitude.

초 록

고고도 교전 시 사용되는 궤도수정 및 자세제어 시스템(Divert and Attitude Control System, DACS)은 고가이며 복잡하다. 본 논문에서는 비교적 단순하고 저가인 추력벡터제어(Thrust Vector Control, TVC)를 탑재한 유도탄의 고고도 종말 유도조종 루프를 제안한다. 본 유도조종 루프는 쿼터니언 피드백 제어기법을 이용하여 진 비례항법유도로 산출된 가속도 명령으로부터 변환된 추력 자세각 명령을 추종하며 유도를 수행한다. 고고도에서 탄도탄에 대한 교전 시뮬레이션을 통하여 제안한 유도조종 루프의 성능을 분석한다.

Key Words : Thrust Vector Control(추력 벡터 제어), Thrust Attitude Command(추력 자세각 명령), Quaternion Feedback Control(쿼터니언 피드백 제어), Terminal Boosting(종말 부스팅)

1. 서 론

탄도탄에 대한 위협이 증가함에 따라 대 탄도탄용 고고도 요격 유도탄에 대한 개발이 요구되고 있다. 그러나 고고도 교전 시 공기밀도가 작아 공력제어만을 사용하는 유도탄의 경우 기동력의 손실이 발생한다. 따라서 표적을 요격하기 위한 기동력을 확보하기

위해 추가적인 제어수단이 필요하며 우주선, 인공위성 등에서 사용되는 Divert and Attitude Control System(DACS)이 유도탄에 적용되었다. DACS가 적용된 대표적인 예로는 THAAD와 SM-3가 있다[1]. 그러나 DACS는 시스템이 복잡하여 생산비용이 증가하는 단점이 있으며, 유도탄의 중량이 커지면서 발사 플랫폼에 제약이 생기고 연료 소모량이 증가하는 단

† Received : March 7, 2022 Revised : May 8, 2022 Accepted : May 9, 2022

¹ Graduate Student, ² Assistant Professor, ³ Professor

³ Corresponding author, E-mail : ckryoo@inha.edu, ORCID 0000-0001-5099-5980

© 2022 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

점이 있다. 최근 고고도에서 유도탄을 제어하기 위한 수단으로 비교적 단순하고 저가인 고체로켓모터를 통한 종말 부스팅을 이용하는 방안이 대두되고 있다. 이러한 방식은 해외의 유도탄에 다수 적용되고 있으나 국내의 경우에는 아직 적용된 사례가 없다. 종말 부스팅을 적용한 대표적인 유도탄으로는 미국의 SM-3와 PAC-3 MSE가 있으며, 러시아의 S-400이 있다. 그 외에도 이스라엘의 I-Derby ER, 이스라엘과 인도의 국방연구개발기구가 공동으로 개발한 Barak-8, 독일의 LEK-NG 등이 있다[2].

종말 부스팅을 사용하는 유도탄은 사거리 연장 및 종말 속도 증가를 통한 종말유도 단계에서의 기동성과 명중률 향상 등의 이점이 있다[3]. 이러한 장점에 입각하여 종말 부스팅과 추력벡터제어에 관한 연구가 국내외에서 다양하게 수행되었다. 유도법칙에 관한 연구로서 참고문헌 [4]는 주 추력 제어가 가능할 때 비행경로각을 변경하여 유도하는 방식이 아닌 종축 가속도를 이용한 유도탄의 속도 조절을 통해 유도하는 방법을 제시했다. 참고문헌 [5], [6]은 유도탄의 속도 조절이 가능하다는 가정하에 기준 2차원 공간에서 비례항법유도 법칙을 Time-to-go, 유도탄과 표적의 상대 거리, 유도탄의 종축 가속도를 이용해 보정된 가속도 명령을 산출하는 방법을 제시했다. 참고문헌 [7]은 종축 가속도가 일정할 때와 변화할 때의 케이스를 분리하여 3차원 공간에서 충돌 삼각형을 이용해 보정된 측 방향 가속도 명령을 산출하는 방법을 제시하였다. 종말 부스팅 재점화 시점에 관한 연구로서 참고문헌 [8]은 추력벡터제어를 이용하여 초기, 중기유도를 수행하고 종말유도 전환 시 추력벡터제어 입력의 평균값을 최소로 만드는 종말 부스팅 시점을 분석하였다. 추력벡터제어를 이용한 자세제어에 관한 연구로서 참고문헌 [9], [10]은 추력벡터제어를 사용하는 유도탄의 모델링 불확실성을 고려한 강건 쿼터니언 피드백 자세제어기를 제시하였다.

본 논문에서는 근접신관 요격방식을 사용하는 유도탄의 고고도 교전을 위한 제어수단으로 추력벡터제어를 고려하여 추력 자세각 명령을 추종하는 종말 유도조종 루프를 제안한다. 추력 자세각 명령을 산출하기 위한 유도 법칙으로는 진 비례항법유도(True Proportional Navigation, TPN)를 사용한다. 진 비례항법 유도로부터 생성된 가속도 명령을 상대 거리 벡터를 이용하여 추력 명령 벡터로 변환하고 추력 명령 벡터의 단위 벡터를 이용하여 추력 자세각 명령을 산출한다. 다음으로 쿼터니언 피드백 제어기를 이용하여 산출된 추력 자세각 명령을 추종하기 위한 제어입력을 생성하여 유도를 수행한다. 마지막으로 고고도에서 이동표적에 대한 교전 수치 시뮬레이션을 수행하여 제안한 유도조종 루프의 종말유도 성능을 분석하였다[11,12].

II. 본 론

2.1 유도탄 동역학 모델링

유도탄과 표적의 교전 기하는 Fig. 1과 같다. 여기서 r 은 상대 거리 벡터, σ 는 기준선에 대한 시선각(Line of Sight, LOS), V_M 과 V_T 은 기준 좌표계에서의 유도탄과 표적의 속도벡터, u_{TPN} 은 기준 좌표계에서의 진 비례항법유도 가속도 명령, F_T 는 추력벡터제어 시 생성되는 힘이다. 유도탄의 동역학 모델은 평평하고 회전하지 않는 지구에서의 6-자유도 미분방정식을 사용한다. 중력과 추력벡터제어에 의해 나타나는 기준 좌표계와 동체 좌표계에서의 병진 및 회전 운동 방정식은 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$m\dot{v} + m(\omega \times v) - mg = F_A + F_T \quad (1)$$

$$J\dot{\omega} = \omega \times J\omega + M_A + M_T \quad (2)$$

여기서 m 은 유도탄 질량, $v = [u \ v \ w]^T$ 는 동체 좌표계에서의 유도탄 속도, $\omega = [p \ q \ r]^T$ 은 동체 각속도이며 g 는 중력 가속도, J 는 관성 모멘트 행렬이다. F_A 와 M_A 는 공기역학적 힘과 모멘트이며, F_T 는 추력벡터제어 시 생성되는 모멘트이다. 고고도에서 공기밀도는 희박하므로 공기역학적 힘과 모멘트는 무시하며 F_A , M_A , F_T , M_T 는 다음과 같다.

$$F_A = 0, M_A = 0 \quad (3)$$

$$F_T = T[\delta_r \ \delta_p \ \delta_y]^T \quad (4)$$

$$M_T = [L_T \ M_T \ N_T]^T = T[l_y\delta_r \ l_x\delta_p \ l_x\delta_y]^T \quad (5)$$

여기서 T 는 종말 부스팅 추력의 크기이며 $\delta = [\delta_r \ \delta_p \ \delta_y]^T$ 은 쿼터니언 피드백 제어기로부터 산출된

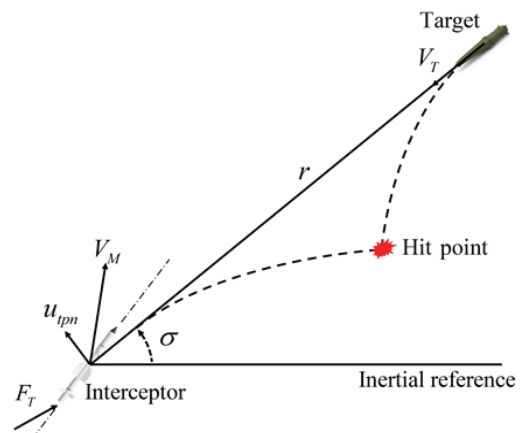


Fig. 1. Missile - Target Engagement Geometry

제어입력이다. l_x, l_y 은 무게 중심으로부터 추력벡터 제어 시 생성된 각 힘의 작용점까지의 x 축 방향과 y 축 방향 거리이다. 본 논문에서 사용된 유도탄은 추력벡터제어에 의한 힘의 작용점이 유도탄 종축 선상에 있으므로 l_y 는 0으로 설정한다. 추력벡터제어에 의해 롤링 모멘트가 생성되지 않고 공기역학적 모멘트를 무시하므로 유도탄은 다음과 같이 일정한 롤 각속도를 유지한다.

$$M_A = 0, L_T = 0 \rightarrow \dot{p} = 0 \quad (6)$$

2.2 종말 유도조종 루프

본 논문에서 제안하는 루프는 Fig. 2와 같다. 루프의 구조는 추력 자세각 명령 변환과 쿼터니언 피드백 제어기의 2가지 단계로 나뉜다. 먼저, 추력 자세각 명령 변환 단계에서 진 비례항법유도를 통해 기준 좌표계에서의 가속도 명령을 산출하고 산출한 가속도 명령을 추력 자세각 명령으로 변환한다. 다음으로 쿼터니언 피드백 제어기 단계에서 추력 자세각 명령을 쿼터니언 명령으로 변환하고 쿼터니언 피드백을 통하여 명령을 추종하기 위한 제어입력을 산출한다.

2.2.1 추력 자세각 명령 변환

제안하는 유도조종 루프는 진 비례항법유도 가속도 명령을 상대 거리 벡터를 이용해 추력 자세각 명령을 변환하고 종말유도를 수행한다. 추력 자세각 명령은 가속도 명령을 추종하기 위한 기준 좌표계에서의 동체 자세각으로 각도 정의는 Fig. 3과 같다. 추력 자세각 명령 변환 과정은 3가지 단계로 나뉜다.

먼저, 기준 좌표계에서 유도탄과 표적의 현재 위치와 속도로 진 비례항법유도를 통해 기준 좌표계에서의 가속도 명령을 산출한다. 진 비례항법유도는 시선각 변화율에 비례하도록 측 방향 가속도를 생성하는 유도 법칙으로 일정한 시선각을 유지하며 유도탄이 충돌 삼각형 선상에 위치하도록 설정한다. 3차원에서 중력을 보정한 진 비례항법유도 기법은 다음과 같이 기술할 수 있다.

$$u_{TPN} = N V_c \dot{\sigma}_{TM} + C_B^I g \quad (7)$$

여기서 N 은 항법 상수(Navigation Constant), V_c 는 접근 속도(Closing Velocity), C_B^I 는 동체 좌표계에서 기준 좌표계로의 좌표변환행렬, $\dot{\sigma}_{TM}$ 은 표적에 대한 시선각 변화율(Line of Sight Rate)이다. $\dot{\sigma}_{TM}$ 은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{\sigma}_{TM} = \frac{\mathbf{P}_{TM} \times \mathbf{V}_{TM}}{\|\mathbf{P}_{TM}\|^2} \quad (8)$$

여기서 \mathbf{P}_{TM} 과 \mathbf{V}_{TM} 는 유도탄에 대한 표적에 상대 위치와 속도로 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_{TM} &= \mathbf{P}_T - \mathbf{P}_M \\ \mathbf{V}_{TM} &= \mathbf{V}_T - \mathbf{V}_M \end{aligned} \quad (9)$$

여기서 $\mathbf{P}_M, \mathbf{P}_T$ 은 기준 좌표계에서의 유도탄과 표적의 위치벡터이다.

다음 단계에서는 산출된 가속도 명령과 상대 거리 벡터를 이용하여 Fig. 4에 정의된 추력 명령 벡터 ($\mathbf{T}_c = [T_{c,1} \ T_{c,2} \ T_{c,3}]^T$)를 구한다.

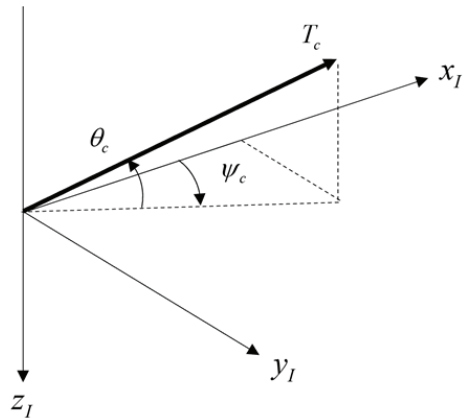


Fig. 3. Definition of Thrust Attitude Command

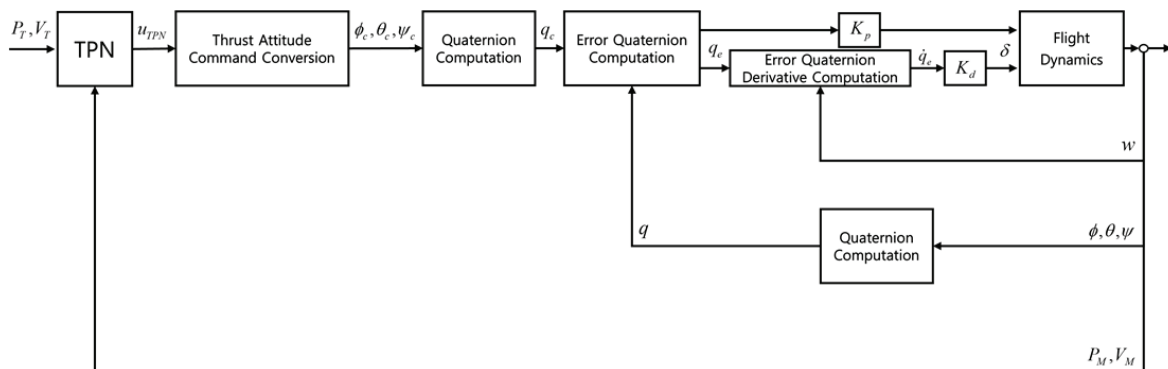


Fig. 2. Schematic Diagram of Proposed Guidance and Control Loop

$$\mathbf{T}_c = m\mathbf{u}_{\text{TPN}} + T \cos \theta_t \frac{\mathbf{r}}{\|\mathbf{r}\|} \quad (10)$$

여기서 θ_t 는 가속도 명령과 추력 명령 벡터로 이루어진 삼각형의 끼인각으로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\theta_t = \sin^{-1} \frac{\|m\mathbf{u}_{\text{TPN}}\|}{T} \quad (11)$$

가속도 명령을 추종하는 데 필요한 힘의 크기가 종말 부스팅 추력의 크기보다 크다면 명령을 추종할 수 없다. 그러므로 가속도 명령의 제한 조건을 아래와 같이 설정한다.

$$\text{if } \|m\mathbf{u}_{\text{TPN}}\| \geq T, \mathbf{u}_{\text{TPN}} = \frac{T}{m} \frac{\mathbf{u}_{\text{TPN}}}{\|\mathbf{u}_{\text{TPN}}\|} \quad (12)$$

최종적으로 추력 명령 벡터를 기준 좌표계에서 동체의 추력 자세각 명령으로 변환한다. 추력 자세각 명령으로 변환하는 과정은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \phi_c &= \phi_{\text{current}} \\ \theta_c &= \tan^{-1} \left(-\frac{T_{c3}}{\sqrt{T_{c1}^2 + T_{c2}^2}} \right) \\ \psi_c &= \tan^{-1} \left(\frac{T_{c2}}{T_{c1}} \right) \end{aligned} \quad (13)$$

여기서 ϕ_c , θ_c , ψ_c 는 기준 좌표계에서의 롤, 피치, 요 방향 동체 추력 자세각 명령, ϕ_{current} 는 현재 롤 자세각이다. 롤링 모멘트가 생성되지 않아 롤 방향 제어는 불가능하며 현재 롤 자세각을 추력 자세각 명령으로 입력한다.

2.2.2 쿼터니언 피드백 제어기

쿼터니언 피드백 제어기는 주로 우주선, 인공위성, 항공기, 미사일 등에서 자세제어를 위해 사용되며, 가장 짧은 방향으로 자세 변화가 가능하고 특이점을 회피할 수 있는 장점이 있다. 본 연구에서는 추력 자세각 명령을 쿼터니언 형태로 변환한 뒤 쿼터니언 피드백 제어기 중 비례-미분 제어를 사용하여 제어 입력을 생성하였다.

$$\delta = 2(\mathbf{S}\mathbf{G})^{-1}(-\mathbf{g} + \mathbf{v}_n) \quad (14)$$

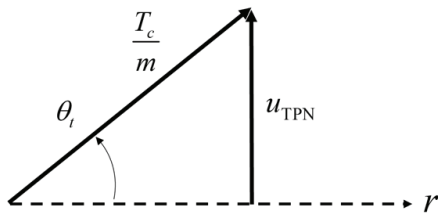


Fig. 4. Definition of Thrust Command Vector in LOS Frame

여기서 \mathbf{S} 는 오차 쿼터니언으로 구성된 반대칭 행렬이며, \mathbf{G} 는 부스팅 추력, 모멘트 압으로 이루어진 \mathbf{B} 와 관성 모멘트로 이루어진 행렬이다. \mathbf{G} , \mathbf{B} , \mathbf{S} 행렬과 오차 쿼터니언(\mathbf{q}_e)은 아래와 같이 주어진다.

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} q_{4e} & -q_{3e} & q_{2e} \\ q_{3e} & q_{4e} & -q_{1e} \\ -q_{2e} & q_{1e} & q_{4e} \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\mathbf{G} = \mathbf{J}^{-1}\mathbf{B} \quad (16)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathcal{I}_y & 0 & 0 \\ 0 & \mathcal{I}_x & 0 \\ 0 & 0 & \mathcal{I}_x \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$\begin{bmatrix} q_{1e} \\ q_{2e} \\ q_{3e} \\ q_{4e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{4c} & q_{3c} & -q_{2c} & -q_{1c} \\ -q_{3c} & q_{4c} & q_{1c} & -q_{2c} \\ q_{2c} & -q_{1c} & q_{4c} & -q_{3c} \\ q_{1c} & q_{2c} & q_{3c} & q_{4c} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (18)$$

여기서 \mathbf{q} 는 현재 유도탄 자세이며, \mathbf{q}_e 는 추력 자세각 명령을 쿼터니언 형태로 변환한 것이다. 식 (14)의 \mathbf{g} 는 동체 각속도, 오차 쿼터니언의 미분 값($\dot{\mathbf{q}}_e$), \mathbf{S} , 관성 모멘트 행렬에 의해 산출되며 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{g} = \frac{1}{2}[\mathbf{\Omega}\dot{\chi}_e + \dot{q}_{4e}\mathbf{w} + \mathbf{S}\mathbf{J}^{-1}\mathbf{\Omega}\mathbf{J}\mathbf{w}] \quad (19)$$

$$\mathbf{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & r & -q \\ -r & 0 & p \\ q & -p & 0 \end{bmatrix} \quad (20)$$

여기서 $\chi_e = [q_{1e} \ q_{2e} \ q_{3e}]^T$ 는 오차 쿼터니언의 축에 대한 정보이다. 오차 쿼터니언의 미분 값은 동체 각속도와 오차 쿼터니언을 통해 다음과 같이 주어진다.

$$\dot{\chi}_e = \frac{1}{2}\mathbf{\Omega}\chi_e + \frac{1}{2}q_{4e}\mathbf{w} \quad (21)$$

$$\dot{q}_{4e} = -\frac{1}{2}\mathbf{w}^T\chi_e \quad (22)$$

식 (14)의 \mathbf{v}_n 은 비례-미분 제어기의 공칭 형태이며 오차 쿼터니언과 오차 쿼터니언의 미분 값에 각각 비례 이득과 미분 이득이 곱해진 형태로 구성되며, 아래와 같이 기술할 수 있다.

$$\mathbf{v}_n = \begin{bmatrix} -k_p q_{1e} - k_d \dot{q}_{1e} \\ -k_p q_{2e} - k_d \dot{q}_{2e} \\ -k_p q_{3e} - k_d \dot{q}_{3e} \end{bmatrix} \quad (23)$$

종말 부스팅 추력 크기와 모멘트 압은 유도탄 모

델에 관한 요소로서 결정된 값이므로 위의 과정과 유도탄의 현재 상태로 제어입력을 계산해 추력 자세각 명령 추종에 필요한 F_T 와 M_T 를 도출할 수 있다. 구동기는 지연이 없는 이상적 모델로 추력 자세각 명령 추종에 필요한 F_T , M_T 와 동일한 크기의 힘과 모멘트를 생성한다.

III. 교전 시뮬레이션

요격 성능 확인을 위해 이동표적에 대하여 교전 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 Case 1, 2에서는 유도탄의 초기 자세각과 시선각에 따른 결과를 비교 및 분석하였으며, Case 3, 4에서는 초기 상대 거리에 따른 결과를 비교 및 분석하고 요격 영역 (Capture Region)을 분석하였다. 이동표적은 3-자유도 운동모델을 사용하였으며, 중력이 작용하는 자유낙하 상태로 설정하였다. Table 1은 시뮬레이션 공통 초기조건이며, Table 2와 Table 3은 각각 Case 1, 3, 4와 Case 2에서 사용한 초기조건이다.

3.1 초기 피치 자세각에 따른 결과(Case 1)

Table 1, 2의 초기조건에 대하여 유도탄 초기 피치 자세각은 25도, 30도, 35도를 고려하였다. Figs. 5~8은 시뮬레이션 결과이며, 요격 오차(Miss Distance)는 각각 1.59m, 0.54m, 0.05m를 기록하였다. 추력 자세각 명령은 모든 경우에서 지속적으로 변하였으며 종말 부근에서 유도탄과 표적이 가까워지면서 시선 각속도가 발산하여 진 비례항법유도 명령이 발산함에 따라 추력 자세각 명령이 발산하였다. 종말 부스팅에 의해 유도탄의 비행속도가 증가했고 초기 피치 자세각이 30도일 때의 비행속도가 대부분 구간에서 25도, 35도에 비해 컸으며 동일한 초기 상대 거리에 대하여 비행시간이 가장 짧았다. 초기 피치 자세각이 25도일 때, 추력 벡터 제어량이 가장 많았으며 비행 중 피치 자세각에 변화가 가장 컸다.

3.2 초기 요 자세각에 따른 결과(Case 2)

Table 1, 3의 초기조건에 대하여 유도탄 초기 요 자세각은 25도, 30도, 35도를 고려하였다. Figs. 9~12는 시뮬레이션 결과이며, 요격 오차는 각각 1.08m, 0.83m, 0.56m를 기록하였다. Case 1과 동일하게 추력 자세각 명령은 모든 경우에서 지속적으로 변하며 종말 부근에서 발산하였고, 종말 부스팅에 의해 유도탄의 비행속도가 증가했다. 초기 요 자세각이 30도일 때의 비행속도가 대부분 구간에서 25도, 35도에 비해 컸으며 동일한 초기 상대 거리에 대하여 비행시간이 가장 짧았다. 초기 요 자세각이 25도일 때 추력 벡터 제어량이 가장 많았으며, 비행 중 요 자세각에 변화가 가장 컸다.

3.3 초기 상대 거리에 따른 결과(Case 3)

Table 1, 2의 초기조건에 대하여 유도탄 초기 피치 자세각 30도, 초기 상대 거리로 15km, 20km를 추가 고려하였다. Figs. 13~16은 시뮬레이션 결과이며, 요격 오차는 각각 0.1m, 0.93m, 0.54m를 기록하였다. Case 1과 Case 2와 동일하게 추력 자세각 명령은 모든 경우에서 지속적으로 변하며 종말 부근에서 발산하였으며 종말 부스팅에 의해 유도탄의 비행속도가 증가했다. 15km, 20km, 25km일 때의 비행속도가 유사하여 초기 상대 거리가 가까울수록 비행시간이 짧았다. 또한, 초기 상대 거리가 가까울수록 추력 명령 벡터 변화가 큼에 따라 동체 추력 자세각 명령 변화가 컸다.

Table 1. Initial Conditions

Initial Parameter	Value	Units
Relative Distance	25	[km]
[u v w]	[1000 0 0]	[m/s]
[p q r]	[0 0 0]	[deg/s]
m	74	[kg]
k_p/k_d	60/20	
Propellant Isp	230	[s]
Propellant Mass	30	[kg]
Propellant Burning Time	12.5	[s]
TVC Deflection Saturation	6	[deg]
l_x/l_y	1.825/0.09	[m]
N	4	
Target Heading Angle	180	[deg]
Target Flight Path Angle	-30	[deg]
Target Velocity	2500	[m/s]
Δt	0.001	[s]

Table 2. Additional Initial Conditions for Case 1, 3, 4

Initial Parameter	Value	Units
$\sigma_\theta/\sigma_\psi$	30/0	[deg]
ψ	0	[deg]

Table 3. Additional Initial Conditions for Case 2

Initial Parameter	Value	Units
$\sigma_\theta/\sigma_\psi$	30/10	[deg]
θ	30	[deg]

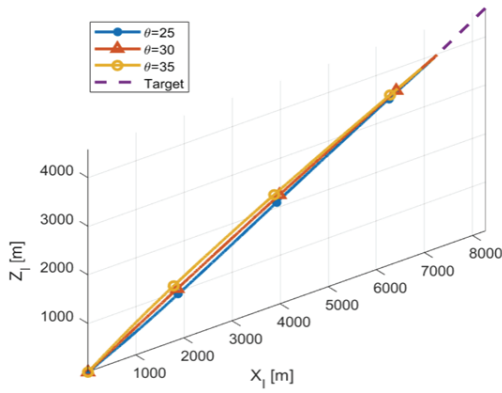


Fig. 5. 3-D Trajectory of Missile & Target(Case 1)

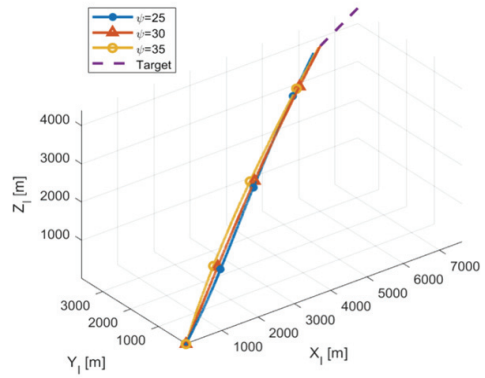


Fig. 9. 3-D Trajectory of Missile & Target(Case 2)

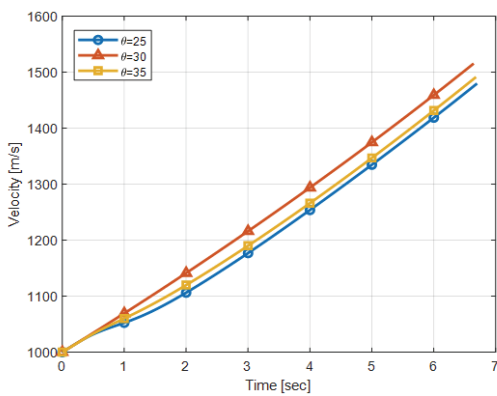


Fig. 6. Magnitude of Velocity(Case 1)

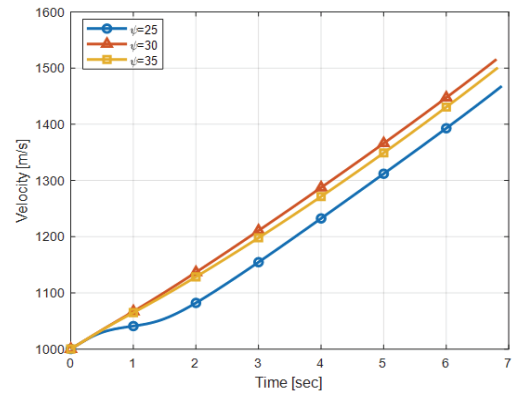


Fig. 10. Magnitude of Velocity(Case 2)

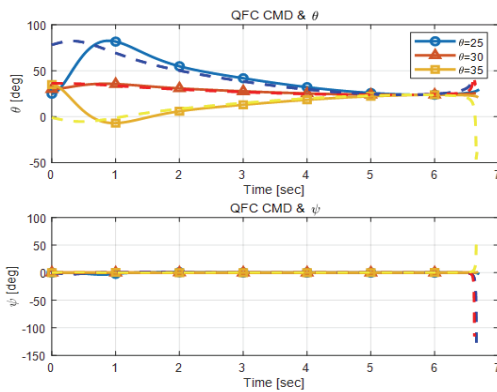


Fig. 7. Attitude & Thrust Attitude Command(Case 1)

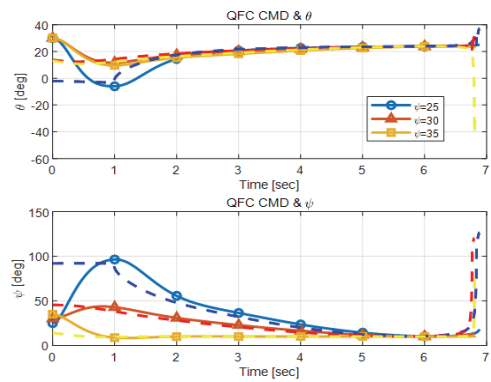


Fig. 11. Attitude & Thrust Attitude Command(Case 2)

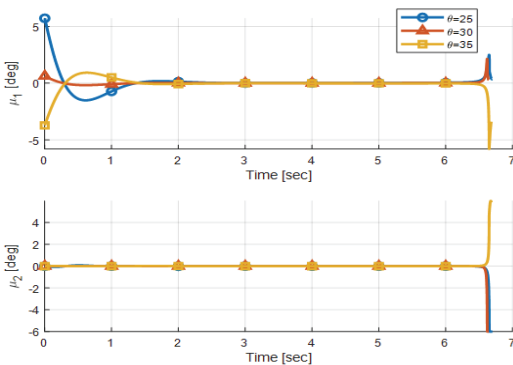


Fig. 8. TVC Deflection Angle(Case 1)

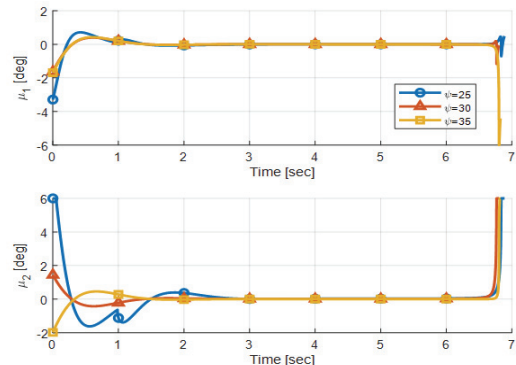


Fig. 12. TVC Deflection Angle(Case 2)

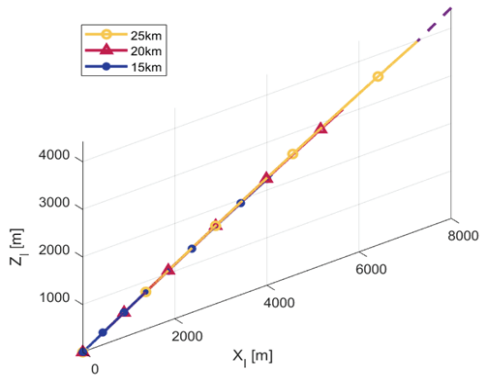


Fig. 13. 3-D Trajectory of Missile & Target(Case 3)

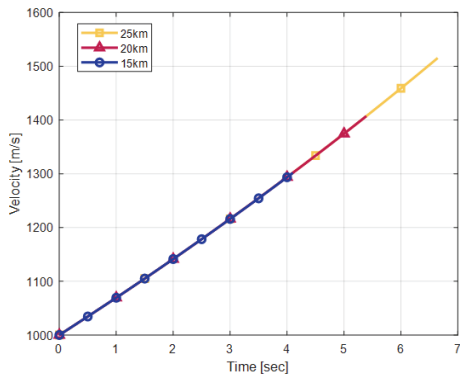


Fig. 14. Magnitude of Velocity(Case 3)

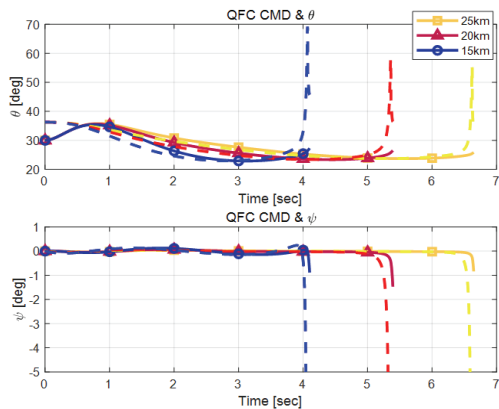


Fig. 15. Attitude & Thrust Attitude Command(Case 3)

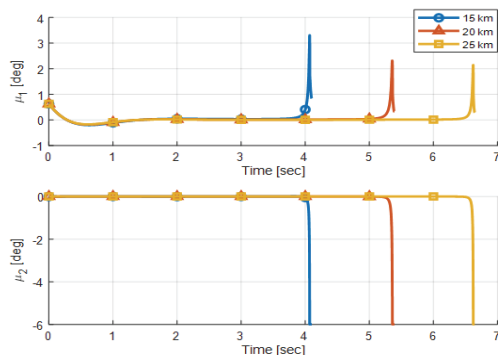


Fig. 16. TVC Deflection Angle(Case 3)

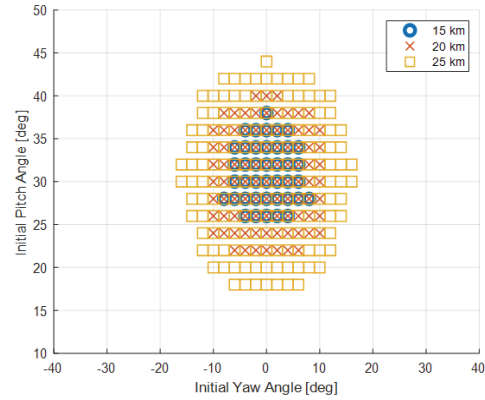


Fig. 17. Capture Region(Case 4)

3.4 요격 영역 분석(Case 4)

요격 영역 분석은 Table 1, 2의 초기조건에 대하여 초기 상대 거리로 15km, 20km를 추가 고려하였으며 요격 오차가 3m 이내일 때 요격 성공으로 판단하였다. Case 3의 시뮬레이션 결과인 Fig. 15에서 초기 상대 거리가 가까울수록 종말 부근에서 추력 자세각 명령이 급격하게 발산하며 추력 자세각 명령과 동체 자세각 오차가 컸다. Case 4의 시뮬레이션 결과인 Fig. 17에서 초기 상대 거리가 멀수록 요격 영역이 넓은 것을 확인할 수 있다.

IV. 결 론

본 논문에서는 DACS에 비해 시스템이 단순하고 저가인 추력벡터제어를 탑재한 유도탄에서 추력 자세각 명령을 추종하며 종말유도를 수행하는 고고도 종말 유도조종 루프를 제안하였다. 교전 시뮬레이션을 수행하여 이동표적을 대상으로 유도탄의 초기 자세각과 시선각에 따른 결과와 초기 상대 거리에 따른 결과를 각각 비교 및 분석하고 초기 상대 거리에 따른 요격 영역을 분석하였다. 시뮬레이션을 통해 공격제어가 어려운 고고도에서 종말 부스팅과 추력벡터제어를 통해 종말유도를 수행할 수 있음을 확인하였다. 또한, 기존 연구인 유도탄 부스팅 추력의 크기를 조절하여 속력 변화를 이용해 유도하는 방식이 아닌 고정된 추력 크기와 추력벡터제어를 사용하여 요격 임무를 수행할 수 있음을 확인했다. 추후 모델 예측제어로 제안한 루프의 최적성을 분석하고 전방 펄셋 측추력기를 이용하는 시스템을 추가로 개발하여 제어장치에 따른 성능을 비교할 예정이다.

후 기

본 연구는 광역방어 특화연구센터 프로그램의 일환으로 국방과학연구소와 방위사업청의 지원으로 수행되었음(계약번호 : UD20043CD).

References

- 1) Ha, D. S. and Lim, S. T., "Research Trends in Propulsion Technology for Divert and Attitude Control System," *Proceeding of The Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, May 2017, pp. 353~357.
- 2) Kim, W. H., Lee, B. E., Koo, S. H. and Lee, W. B., "Study on the Technical Trend of a Pulse Separation Device with Thermal Barrier Type," *Proceeding of The Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, November 2010, pp. 225~228.
- 3) Kim, J. Y., Kwon, T. H., Lee, W. B. and Cho, W. M., "The Design Analysis of Pulse Separation Device with Thermal Barrier Type for Dual Pulse Rocket Motor," *Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology*, Vol. 18, No. 1, February 2015, pp. 93~99.
- 4) Jung, Y. S., Lee, J. I., Lee, C. H. and Tahk, M. J., "A New Collision Control Guidance Law based on Speed Control for Kill Vehicles," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 20, No. 3, February 2019, pp. 792~805.
- 5) Gazit, R., "Guidance to Collision of a Variable-speed Missile," *Proceeding of The First IEEE Regional Conference on Aerospace Control Systems*, May 1993, pp. 734~737.
- 6) Gazit, R. and Cutman, S., "Development of Guidance Laws for a Variable-speed Missile," *Dynamic and Control*, Vol. 1, No. 2, May 1991, pp. 177~198.
- 7) Lin, Y. P., Lin, C. L. and Li, Y. H., "Development of 3-D Modified Proportional Navigation Guidance Law against High-Speed Targets," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 49, No. 1, 2013, pp. 677~687.
- 8) Shin, H. S., Park, B. K., Kim, Y. H. and Kwon, H. H., "Analysis on Boost Time of 2nd Motor for an Anti-ballistic Missile with Dual Pulse Rocket Motor," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2015, pp. 370~373.
- 9) Kim, S. J., Ryoo, C. K. and Choi, K. Y., "Robust Attitude Control via Quaternion Feedback Linearization," *SCIE Annual Conference*, September 2007, pp. 792~805.
- 10) Song, C. H., Kim, S. J., Kim, S. H. and Nam, H. S., "Robust Control of The Missile Attitude Based on Quaternion Feedback," *Control Engineering Practice*, Vol. 14, Issue 7, July 2006, pp. 811~818.
- 11) Brian, L. S., Frank, L. L. and Eric, N. J., *Aircraft Control and Simulation*, Wiley, 2016.
- 12) Zarchan, P., *Tactical and Strategic Missile Guidance* 5th Ed., AIAA, VA, USA, 2007.