



충돌시간 제어 유도법칙에 대한 잔여비행시간 추정의 영향

김민구¹

Effect of Time-to-go Estimate to Impact Time Control Guidance Laws

Mingu Kim¹

Division of Mechanical and Electronics Engineering, Hansung University

ABSTRACT

A lot of studies on the survivability of missiles have been widely studied, since the technology of modern warships equipped with state-of-the-art defense systems has been improved. The survivability of missiles can be improved by attacking a target simultaneously using multiple missiles. For this reason, impact time control guidance (ITCG) laws have been widely studied. This paper deals with the effect of time-to-go estimate to ITCG laws. In this paper, two kinds of time-to-go estimate are first introduced in two-dimensional and three-dimensional environment and then ITCG laws are derived using the time-to-go estimate. Numerical simulations are performed to analyze the performance of the designed ITCG laws and the effect of time-to-go estimate is discussed.

초 록

현대 전함의 근접방어체계 기술이 발전함에 따라 대함유도탄의 생존성 향상에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 다수의 유도탄을 이용하여 목표물을 동시에 공격하는 것은 유도탄의 생존성 향상과 연관이 있으며 임무수행 성공확률을 향상시킬 수 있다. 이러한 이유로 동시 공격 또는 시간차 공격을 수행하기 위한 충돌시간 제어 유도법칙에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 본 논문에서는 충돌시간 제어 유도법칙 설계에 있어서 필요한 잔여비행시간(Time-to-go) 추정방법의 중요성에 대해 다루고자 한다. 3차원 환경에서 두 가지 잔여비행시간 추정방법을 소개하고, 각 잔여비행시간 추정방법에 대한 충돌시간 제어 유도법칙을 설계하였다. 수치 시뮬레이션을 통해 잔여비행시간 추정방법에 따른 유도법칙의 결과를 확인하고 잔여비행시간 추정방법에 대해 논하였다.

Key Words : Time-to-go(잔여비행시간), Impact Time(충돌시간), Impact Time Control Guidance(충돌시간제어유도법칙), Missile(유도탄)

1. 서 론

유도탄의 여러 가지 임무 중에서 제일 우선순위가 높은 것은 목표물 타격이다. 하지만 최신 기술을 사용

한 근접방어체계 시스템을 갖춘 현대 전함들이 등장하면서 하나의 유도탄을 사용하는 경우 유도탄의 목표물 타격 임무가 실패할 확률이 높아졌다. 이러한 이유로 다수 유도탄을 이용하여 목표물을 공격함으로써

† Received : March 5, 2019 Revised : July 17, 2019 Accepted : July 18, 2019

¹ Assistant Professor

¹ Corresponding author, E-mail : mingukim@hansung.ac.kr, ORCID 0000-0001-5273-8216

유도탄의 생존성 향상을 증대시키는 연구가 활발히 이루어지고 있다. 유도탄의 생존성을 향상시키기 위한 방법으로 다수 유도탄의 동시 공격(Salvo Attack), 일정한 시간차를 두는 공격(Ripple Fire) 등이 있으며, 이러한 임무를 수행하기 위해서 유도탄의 충돌시간(Impact Time)을 제어하는 것이 매우 중요하다.

충돌시간을 제어하는 유도법칙(ITCG, Impact Time Control Guidance)은 비례항법유도법칙(PNG, Proportional Navigation Guidance)의 항에 충돌시간을 제어하는 명령을 추가함으로써 처음 제안되었다[1]. 잔여비행거리에 대한 다항식과 계수를 조합한 편향비례항법 기반 충돌시간 제어유도법칙도 제안되었으며, 이는 [1]의 일반화된 형식이라고 볼 수 있다[2]. 앞의 두 충돌시간 제어 유도법칙은 선형화된 시스템을 기반으로 유도되었으나, 최근에는 비선형 제어 이론을 이용한 충돌시간 제어 유도법칙의 연구가 활발히 이루어지고 있다. 충돌시간 오차의 제곱을 르야프노프 후보함수로 갖는 비선형 충돌시간 제어 유도법칙이 발표되었으며[3], 슬라이딩 모드 제어기법을 이용한 충돌시간 제어 유도법칙도 발표되었다[4,5].

충돌시간을 제어하기 위해서 잔여비행시간(Time-to-go)를 추정하여야 한다. 잔여비행시간 추정(Time-to-go estimate)에는 여러 가지 방법이 있으며, 어떤 방법으로 추정을 하느냐에 따라 충돌시간 제어 유도 명령이 다르게 생성된다. [6]에서 잔여비행시간 추정 방법에 따라 다르게 생성되는 충돌시간 제어 유도 명령을 2차원 환경에서 다룬 적이 있으나, 본 논문에서는 3차원 환경으로 확장하여 다루고자 한다.

본 논문의 2절에서는 두 가지의 잔여비행시간 추정방법에 따른 2차원 비선형 충돌시간 제어 유도법칙을 서술한다. 그리고 3차원 환경으로 확장한 비선형 충돌시간 제어 유도법칙을 다룬다. 수치 시뮬레이션을 통해 설계한 비선형 충돌시간 제어 유도법칙의 성능을 분석한다. 3절에서 결론을 내리는 것으로 마무리한다.

II. 본 론

2.1 2차원 비선형 충돌시간 제어 유도법칙

2.1.1 문제설정

본 연구에서 2차원 유도탄-목표물 교전 운동방정식을 유도하기 위하여 다음의 가정을 고려하였다. 먼저, 유도탄의 센서/탐색기 동역학과 자동조종장치는 유도탄의 동역학보다 매우 빠르다고 가정하였다. 유도탄의 속력은 일정하며, 유도탄의 받음각은 매우 작다고 가정하였다. 목표물은 움직이지 않은 정지 목표물을 가정하였다. 이러한 가정을 이용하면 다음과 같은 2차원 운동방정식을 얻을 수 있으며, Fig. 1은 2차원 환경에서의 유도탄-목표물 기하학 관계도를 보여주고 있다.

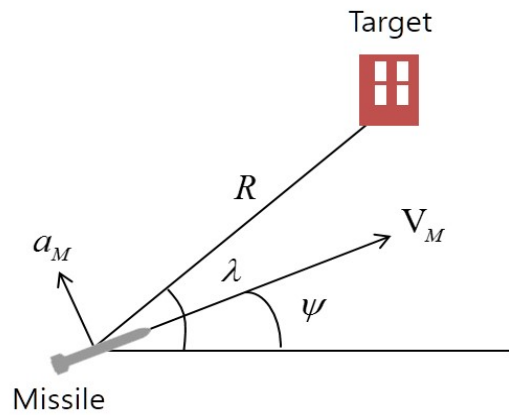


Fig. 1. Two-dimensional Geometry of Missile-Target Engagement

$$\dot{R} = -V_M \cos(\lambda - \psi) \tag{1}$$

$$\dot{\lambda} = \frac{V_M}{R} \sin(\lambda - \psi) \tag{2}$$

$$\dot{\psi} = \frac{a_M}{V_M} = a_c \tag{3}$$

여기서 R 은 유도탄과 목표물의 거리, ψ 은 유도탄의 헤딩각, V_M 은 유도탄의 속력, λ 은 유도탄의 시선각, a_M 은 유도탄의 측면 가속도, a_c 은 유도탄의 속력에 정규화된 측면 가속도를 의미한다.

2.1.2 2차원 잔여비행시간 추정

잔여비행시간(Time-to-go, t_{go})는 실제충돌시간(t_f), 현재비행시간(t)을 이용하여 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$t_{go} \equiv t_f - t \tag{4}$$

충돌시간 예측은 가능하지만 외란 및 센서 잡음과 같은 이유로 실제충돌시간을 정확히 알기는 어렵다. 이러한 이유로 추정된 잔여비행시간(Time-to-go estimate)을 이용하여 충돌시간 제어 유도법칙을 설계한다. 본 논문에서는 단순화한 잔여비행시간 추정방법과 비례항법유도 기반 잔여비행시간 추정방법을 이용하여 비선형 충돌시간 제어 유도법칙을 설계하고 그 특성을 보고자 한다.

단순화한 잔여비행시간 추정방법은 유도탄의 속력과 유도탄의 접근속도(closed velocity)를 이용하여 식 (5)와 같이 잔여비행시간을 추정한다. 여기서 \hat{t}_{go} 은 단순화하여 추정한 잔여비행시간, \dot{R} 은 유도탄의 접근속도를 의미한다.

$$\hat{t}_{go_s} = -\frac{R}{\dot{R}} = \frac{R}{V_M \cos(\lambda - \psi)} \tag{5}$$

비례항법유도 기반 잔여비행시간 추정방법은 비례항법유도법칙에 의해 생성되는 유도탄의 궤적을 이용하여 잔여비행시간을 추정하는 방법이다. 따라서 비례항법유도법칙이 적용되는 유도탄의 경우 단순화하여 추정한 잔여비행시간은 실제 유도탄의 잔여비행시간과 맞지 않는 결과를 초래한다. 비례항법유도 기반 잔여비행시간 근사적 추정은 [7]에서 처음 소개되었으며, [8]에서 해석적 해를 도출하였다. 본 연구에서는 분석을 쉽게 하기 위해 [7]에서 유도한 근사적 추정방법을 사용한다. 비례항법유도 기반으로 추정된 잔여비행시간(\hat{t}_{go_p})은 식 (6)과 같으며, 여기서 N 은 비례항법상수이다.

$$\hat{t}_{go_p} = \left\{ 1 + \frac{(\lambda - \psi)^2}{2(2N-1)} \right\} \frac{R}{V_M} \quad (6)$$

2.1.3 2차원 충돌시간 제어 유도법칙 설계

본 절에서는 앞에서 소개한 두 가지의 잔여비행시간 추정을 이용하여 2차원 비선형 충돌시간 제어 유도법칙을 설계한다. 충돌시간 제어를 위해 충돌시간 오차를 정의하고, 적절한 르야프노프 후보함수를 선택하여 유도법칙을 설계한다. 요구 충돌시간을 t_d 라고 하면, 충돌시간 오차 s 는 식 (7)과 같이 정의할 수 있으며, 충돌시간 오차를 르야프노프 변수로 하는 르야프노프 후보함수를 식 (8)과 같이 설정할 수 있다. 단, 요구 충돌시간 t_d 는 R_0/V_M 보다 커야 한다. 여기서 R_0 는 유도탄과 목표물의 초기 거리이다.

$$s = t + \hat{t}_{go} - t_d \quad (7)$$

$$f = \frac{1}{2}s^2 \quad (8)$$

단순화한 잔여비행시간 추정방법 (5)을 시간에 대해 미분하면 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{\hat{t}}_{go_s} = -1 + \frac{R \sin(\lambda - \psi)}{V_M \cos^2(\lambda - \psi)} (\lambda - a_c) \quad (9)$$

식 (5), (9)를 식 (7), (8)에 대입하면 식 (10)과 같은 르야프노프 후보함수의 1차 도함수를 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{f} &= s \dot{s} = s \left(1 + \dot{\hat{t}}_{go_s} \right) \\ &= s \left(\frac{R \sin(\lambda - \psi)}{V_M \cos^2(\lambda - \psi)} (\lambda - a_c) \right) \end{aligned} \quad (10)$$

식 (11)과 같은 속력에 정규화된 가속도 명령을 고려하자.

$$a_c = \dot{\lambda} + k_1 \frac{V_M^2}{R^2} \sin(\lambda - \psi) s \quad (11)$$

여기서 k_1 은 양의 상수인 유도이득이다.

속력에 정규화된 가속도 명령 (11)을 르야프노프 후보함수의 1차 도함수 (10)에 대입하면 다음과 같은 결과를 얻을 수 있다.

$$\dot{f} = -k_1 \frac{V_M^2}{R^2} \tan^2(\lambda - \psi) s^2 \leq 0 \quad (12)$$

따라서 르야프노프 안정성 이론에 의해 생성된 유도명령은 충돌시간 오차를 0으로 수렴하게 한다.

비례항법유도 기반 잔여비행시간 추정방법 (6)을 시간에 대해 미분하면 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \dot{\hat{t}}_{go_p} &= - \left\{ 1 + \frac{(\lambda - \psi)^2}{2(2N-1)} \right\} \frac{\dot{R}}{V_M} \\ &\quad + \left\{ \frac{R(\lambda - \psi)}{V_M(2N-1)} \right\} (\dot{\lambda} - a_c) \end{aligned} \quad (13)$$

식 (6), (13)을 식 (7), (8)에 대입하여 충돌시간 제어 유도법칙을 유도하면 다음과 같은 속력에 정규화된 가속도 명령을 얻을 수 있다.

$$a_c = \dot{\lambda} + a_{cp1} + a_{cp2} + k_1 (\lambda - \psi) s \quad (14)$$

여기서

$$a_{cp1} = - \frac{V_M (\lambda - \psi)}{2R} \cos(\lambda - \psi) \quad (15)$$

$$a_{cp2} = \frac{(2N-1) V_M \{1 - \cos(\lambda - \psi)\}}{R(\lambda - \psi)} \quad (16)$$

속력에 정규화된 가속도 명령 (15)과 잔여비행시간 추정식 1차 도함수 (13)를 르야프노프 후보함수의 1차 도함수에 대입하면 다음과 같은 결과를 얻을 수 있다.

$$\dot{f} = -k_1 \frac{R}{(2N-1) V_M} (\lambda - \psi)^2 s^2 \leq 0 \quad (17)$$

따라서 르야프노프 안정성 이론에 의해 생성된 유도명령은 충돌시간 오차를 0으로 수렴하게 한다. 식 (14)의 유도명령에 대한 특이성 문제는 [3]에서 상세히 다루었으므로 본 논문에서는 생략한다.

2.2 3차원 비선형 충돌시간 제어 유도법칙

2.2.1 문제설정

본 절에서는 앞 절에서 다루었던 2차원 유도탄-목표물 교전환경을 3차원으로 확장하여 다룬다. Fig. 2는 3차원 유도탄-목표물 교전 기하학 관계도를 보여주고 있다.

2차원 환경에서는 유도탄의 요, 피치 동역학이 서로 독립적이라고 가정하여 한 평면에서의 기동만 다룬다. 하지만 실제 유도탄의 운동은 요, 피치 동역학이 독립적이지 않다(coupled). 이를 고려하면 다음과

같은 3차원 운동방정식을 유도할 수 있다.

$$\dot{R} = -V_M \cos \theta_M \cos \psi_M \quad (18)$$

$$\dot{\lambda}_y = \frac{V_M}{R} \sin \theta_M \quad (19)$$

$$\dot{\lambda}_z = -\frac{V_M}{R} \cos \theta_M \sin \psi_M \quad (20)$$

$$\dot{\theta}_M = \frac{a_{z_M}}{V_M} + \frac{V_M}{R} \sin^2 \psi_M \tan \theta_L \cos \theta_M \quad (21)$$

$$+ \frac{V_M}{R} \cos \psi_M \sin \theta_M$$

$$\dot{\psi}_M = \frac{a_{y_M}}{V_M \cos \theta_M}$$

$$- \frac{V_M}{R} \sin \theta_M \sin \psi_M \cos \psi_M \tan \theta_L \quad (22)$$

$$+ \frac{V_M}{R \cos \theta_M} \sin^2 \theta_M \sin \psi_M$$

$$+ \frac{V_M}{R} \cos \theta_M \sin \psi_M$$

여기서 (x_I, y_I, z_I) , (x_L, y_L, z_L) , (x_M, y_M, z_M) 은 각각 기준 좌표계, 시선좌표계, 유도탄 동체 좌표계를 의미하며, a_{y_M} 과 a_{z_M} 은 각각 유도탄의 요, 피치 방향 가속도 명령, θ_L 과 ψ_L 은 각각 기준좌표계와 시선좌표계 사이의 오일러 각, θ_M 과 ψ_M 은 각각 시선좌표계와 유도탄 동체좌표계 사이의 오일러 각, η_M 은 유도탄의 속도 벡터와 시선벡터 사이의 각, λ_y 와 λ_z 은 각각 시선각의 기준좌표계 성분을 의미한다. 참고로 θ_M 과 ψ_M 은 온보드 탐색기의 김발각으로부터 간접적으로 측정될 수 있다고 가정한다[9].

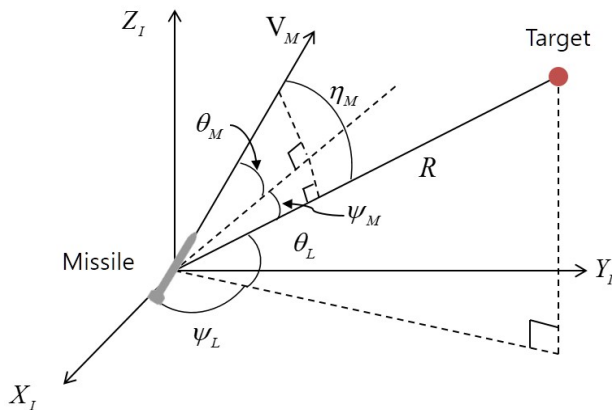


Fig. 2. Three-dimensional Geometry of Missile-Target Engagement

2.2.2 3차원 잔여비행시간 추정

2차원 환경과 마찬가지로 방법으로 3차원 잔여비행시간을 추정할 수 있다. 단순화하여 추정한 3차원 잔여비행시간은 식 (23)과 같으며, 비례항법유도 기반으로 추정한 3차원 잔여비행시간은 식 (24)와 같다[3].

$$\hat{t}_{go_s} = -\frac{R}{\dot{R}} = \frac{R}{V_M \cos \theta_M \cos \psi_M} \quad (23)$$

$$\hat{t}_{go_p} = \left\{ 1 + \frac{\eta_M^2}{2(2N-1)} \right\} \frac{V_M}{R} \quad (24)$$

2.2.3 3차원 충돌시간 제어 유도법칙 설계

2.1.3절에서 사용한 르야프노프 변수와 르야프노프 후보함수를 사용하여 3차원 환경에서의 비선형 충돌시간 제어 유도법칙을 설계한다. 2차원 환경에서 사용한 잔여비행시간 추정식 (5), (6) 대신 3차원 환경을 고려하여 추정한 잔여비행시간 (23), (24)를 사용하여 가속도 명령을 유도한다.

단순화하여 추정한 3차원 잔여비행시간 (23)을 시간에 대해서 미분하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{\hat{t}}_{go_s} = & -1 + \frac{RV_M \sin \theta_M \cos \psi_M}{(V_M \cos \theta_M \cos \psi_M)^2} \dot{\theta}_M \\ & + \frac{RV_M \cos \theta_M \sin \psi_M}{(V_M \cos \theta_M \cos \psi_M)^2} \dot{\psi}_M \end{aligned} \quad (25)$$

식 (25)와 3차원 운동방정식을 식 (7), (8)에 대입하면 르야프노프 후보함수의 1차 도함수가 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \dot{f} = s \dot{s} = & s \left(1 + \dot{\hat{t}}_{go_s} \right) \\ = & s \left(\frac{RV_M \sin \theta_M \cos \psi_M}{(V_M \cos \theta_M \cos \psi_M)^2} \dot{\theta}_M \right) \\ & + s \left(\frac{RV_M \cos \theta_M \sin \psi_M}{(V_M \cos \theta_M \cos \psi_M)^2} \dot{\psi}_M \right) \end{aligned} \quad (26)$$

식 (27), (28)과 같은 가속도 명령을 고려하자.

$$a_{y_M} = -\frac{V_M^2}{R} \sin \psi_M - l_1 \left(\frac{V_M^2}{R} \sin \psi_M \right) s \quad (27)$$

$$\begin{aligned} a_{z_M} = & -\frac{V_M^2}{R} \sin \theta_M \cos \psi_M \\ & - l_2 \left(\frac{V_M^2}{R} \sin \theta_M \cos \psi_M \right) s \end{aligned} \quad (28)$$

여기서 l_1 과 l_2 은 양의 상수인 유도이득으로, 유도탄의 종방향, 횡방향 기동에 영향을 준다.

가속도 명령 (27), (28)과 잔여비행시간 추정식 1차

도함수 (25)를 르야프노프 후보함수 1차 도함수 (26)에 대입하면, 다음과 같은 결과를 얻을 수 있다.

$$\dot{f} = -(l_1 \sin^2 \psi_M + l_2 \sin^2 \theta_M \cos^2 \psi_M) s^2 \leq 0 \quad (29)$$

따라서 생성된 유도명령은 충돌시간 오차를 0으로 수렴하게 한다.

비례항법유도 기반 잔여비행시간 추정방법 (24)을 시간에 대해 미분하면 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{t}_{go_p} = b_1 + b_2 \{a_{y_M} \sin \psi_M + a_{z_M} \sin \theta_M \cos \psi_M + a_p\} \quad (30)$$

여기서

$$b_1 \equiv 1 - \left\{ 1 + \frac{\eta_M^2}{2(2N-1)} \right\} \cos \eta_M \quad (31)$$

$$b_2 \equiv \frac{R \eta_M}{(2N-1) V_M^2 \sqrt{1 - \cos^2 \eta_M}} \quad (32)$$

$$a_p \equiv \frac{V_M^2}{R} (\sin^2 \theta_M + \cos^2 \theta_M \sin^2 \psi_M) \quad (33)$$

식 (30)을 식 (7), (8)에 대입하여 위와 같은 방법으로 충돌시간 제어 유도법칙을 유도하면 다음과 같은 가속도 명령을 얻을 수 있다.

$$a_{y_M} = -\frac{V_M^2}{R} \sin \psi_M - \frac{1}{b_2} (b_1 \sin \psi_M + c_1 \sin \psi_M) \quad (34)$$

$$a_{z_M} = -\frac{V_M^2}{R} \sin \theta_M \cos \psi_M - \frac{1}{b_2} (b_1 \sin \theta_M \cos \psi_M + c_1 \sin \theta_M \cos \psi_M) \quad (35)$$

$$c_1 = \frac{1}{\sin^2 \eta_M} (b_1 \cos^2 \eta_M) + \mu_1 s \quad (36)$$

μ_1 은 양의 상수인 유도이득이다.

가속도 명령 (34), (35)와 잔여비행시간 추정식 1차 도함수 (30)을 르야프노프 후보함수의 1차 도함수에 대입하면 다음과 같은 결과를 얻을 수 있다.

$$\dot{f} = -\mu_1 (\sin^2 \eta_M) s^2 \leq 0 \quad (37)$$

따라서 생성된 유도명령은 충돌시간 오차를 0으로 수렴하게 한다. 2차원의 경우와 마찬가지로 식 (34), (35)의 유도명령에 대한 특이성 문제는 [3]에서 상세히 다루었으므로 본 논문에서는 생략한다.

본 논문에서는 일정한 속력으로 비행하는 유도탄을 가정하였다. 하지만 설계한 가속도 명령에 유도탄의 속도 정보가 들어가므로 속도변화가 있더라도 제한한 유도법칙의 적용이 가능하다.

Table 1. Two-dimensional environment

	Value
Missile initial position	(6,000, 6,000) m
Target position	(0, 0) m
Missile initial heading	0 deg

Table 2. Three-dimensional environment

	Value
Missile initial position	(6,000, 6,000, 0) m
Target position	(0, 0, 0) m
θ_{M_0}, ψ_{M_0}	(10, 10) deg

2.3 수치 시뮬레이션

2.3.1 시뮬레이션 환경

잔여비행시간 추정식에 따른 비선형 충돌시간 제어 유도법칙의 성능을 살펴보기 위해 수치 시뮬레이션을 수행하였다. 수치 시뮬레이션 환경은 측풍 외란이 없고, 목표물이 정지했다고 가정하였다. 유도탄의 속력은 250m/s로 가정하였다. 요구 충돌시간은 50, 70, 90초로 설정하였다. 잔여비행시간 추정식에 따른 영향을 보기 위해 유도탄의 가속도 제한이 필요한 경우 10g로 가정하였다. 여기서 g는 중력가속도를 의미한다. 그 외 2차원과 3차원 환경에서의 시뮬레이션 환경은 Table 1과 2에 정리하였다.

2.3.2 시뮬레이션 결과 및 분석

Figures 3, 4는 가속도 제한이 없는 환경에서의 단순화한 잔여비행시간 추정식을 사용한 충돌시간 제어 유도법칙의 시뮬레이션 결과를 보여주고 있다. 단순화한 잔여비행시간 추정식을 사용하더라도 설정한 요구 출동시간을 만족하며 목표물을 타격하는 것을

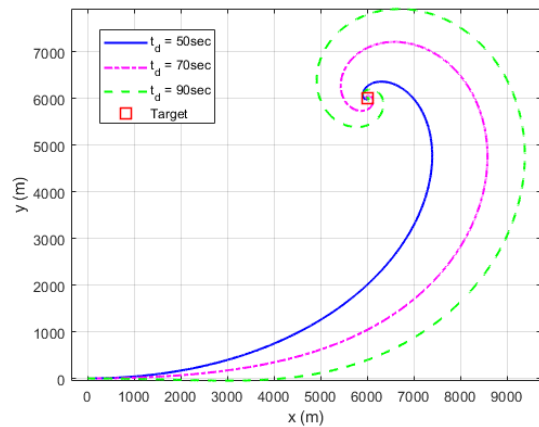


Fig. 3. 2D Flight Trajectory: Eq. (11) without the acceleration limit

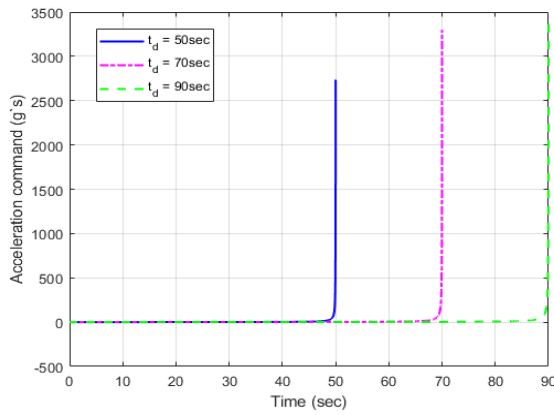


Fig. 4. Acceleration Commands: Eq. (11) without the acceleration limit

확인할 수 있다. 단순화한 잔여비행시간 추정식은 유도탄과 목표물 사이의 거리가 항상 줄어드는 방향으로 변한다고 가정하기 때문에 Fig. 3과 같은 비행계획이 생성되게 된다. Fig. 4를 보면 시간이 흐를수록 가속도 명령이 기하급수적으로 커지는 것을 알 수 있다. 이는 가속도 명령 (11)에서 유도탄-목표물 사이 거리의 제곱이 분모에 들어가기 때문에 발생하는 현상이다.

반면, 가속도 명령을 10g로 제한하는 경우 Figs. 5, 6과 같은 결과를 얻을 수 있다. Fig. 5를 보면 목표물에 근접해서 선회하다 목표물 타격에 실패하는 것을 볼 수 있다. 이는 Fig. 6에서 볼 수 있듯이 가속도 제한에 걸려 최대 가속도로 선회를 하다 충돌시간 제한조건을 만족하지 못하고 가속도 명령이 발산하기 때문이다.

비례항법유도 기반 잔여비행시간 추정식을 이용하여 구한 유도명령 (14)의 시뮬레이션 결과는 Figs. 7, 8과 같았다. 가속도 제한 10g를 고려하였음에도 요구 충돌시간 제한조건을 만족하며 목표물 타격을 성공적으로 수행하는 것을 볼 수 있다. 단순화한 잔여비

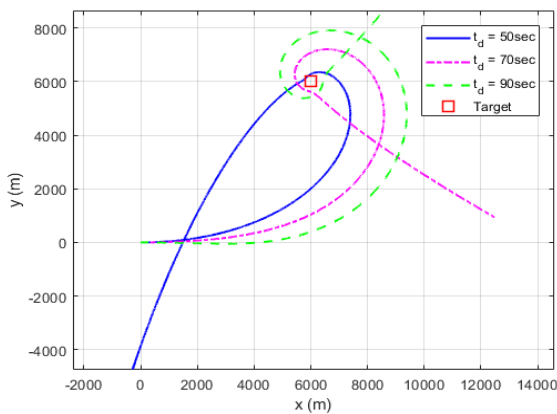


Fig. 5. 2D Flight Trajectory: Eq. (11) with the acceleration limit

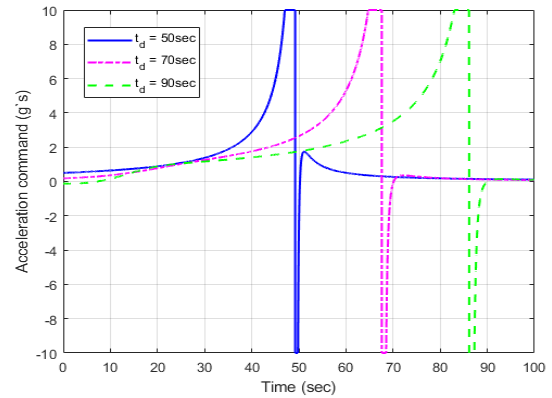


Fig. 6. Acceleration Commands: Eq. (11) with the acceleration limit

행시간 추정식 (5)와는 달리 유도탄이 목표물을 향하지 않더라도 비례항법유도 기반 잔여비행시간 추정식 (6)의 값은 양의 값을 가지기 때문에 Fig. 7과 같은 비행계획을 생성하는 것으로 볼 수 있다. 따라서 잔여비행시간 추정에 어떤 방법을 이용하느냐에 따라 비행계획 생성에 큰 영향을 주는 것을 확인할 수 있다.

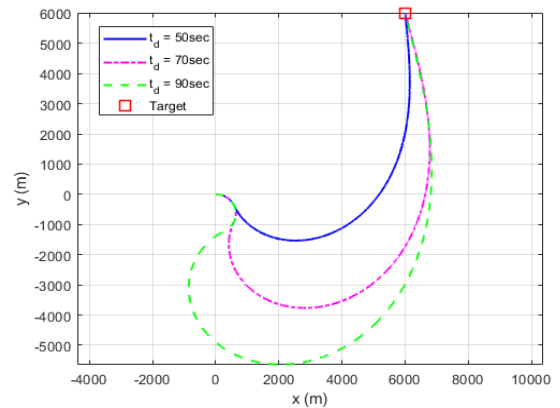


Fig. 7. 2D Flight Trajectory: Eq. (14) with the acceleration limit

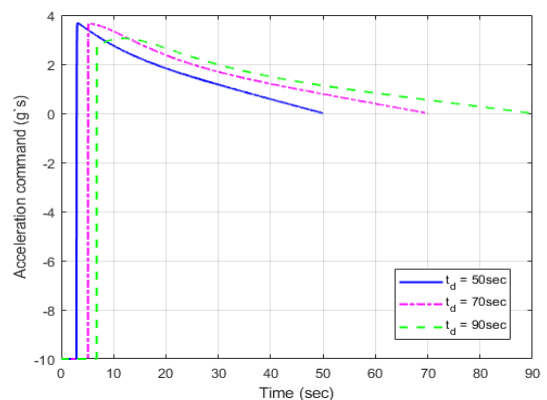


Fig. 8. Acceleration Commands: Eq. (14) with the acceleration limit

유도탄의 요, 피치 동역학이 서로 독립적이지 않은 3차원 환경에서도 잔여비행시간 추정식의 영향은 동일하게 나타난다. Figs. 9~12는 단순화한 잔여비행시간 추정식을 활용하여 생성한 가속도 명령 (27), (28)의 시뮬레이션 결과 및 비례항법유도 기반 잔여비행시간 추정식을 활용하여 생성한 가속도 명령 (34), (35)의 시뮬레이션 결과를 보여주고 있다. Fig. 9에서 보듯이 단순화한 잔여비행시간 추정식을 이용해 생성한 가속도 명령 (27), (28)을 사용하는 경우 가속도 제한이 없는 환경에서 2차원의 경우와 마찬가지로 목표물 주위를 선회하면서 충돌시간 오차를 0으로 수렴시키는 비행궤적을 생성한다. Fig. 11에서 보듯이 가속도 명령 (27), (28)은 목표물에 근접할수록 기하급수적으로 커짐을 알 수 있다. 따라서 가속도 제한이 존재하게 되면 2차원의 경우와 마찬가지로 목표물 근접지역에서 선회를 하다 타격에 실패하게 된다. 반면, 비례항법유도 기반 잔여비행시간 추정식을 활용하는 경우 Figs. 10, 12에서 보듯이 2차원의 경우와 마찬가지로 가속도 제한이 있더라도 임무 초반에 선회를 하며 충돌시간 오차를 0으로 수렴시킨 후 목표물을 향해 비행하는 것을 확인할 수 있다.

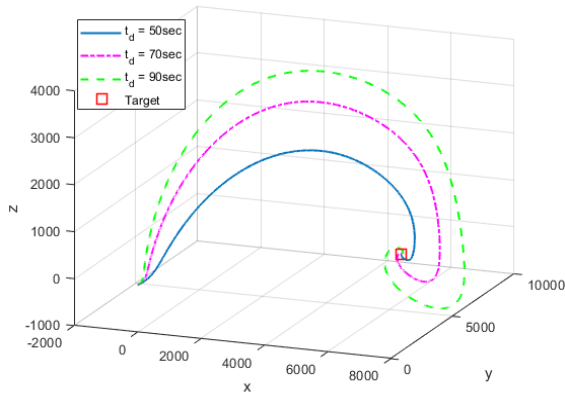


Fig. 9. 3D Flight Trajectory: Eqs. (27), (28) without the acceleration limit

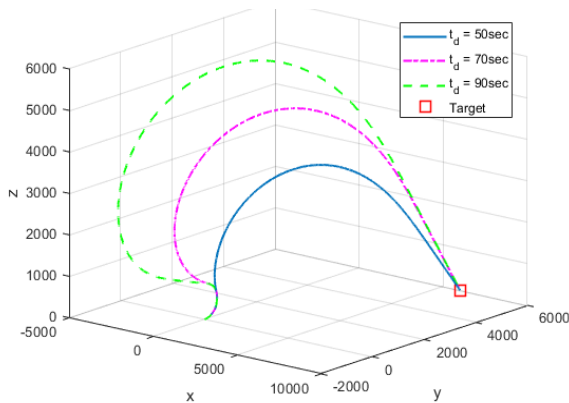


Fig. 10. 3D Flight Trajectory: Eqs. (34), (35) with the acceleration limit

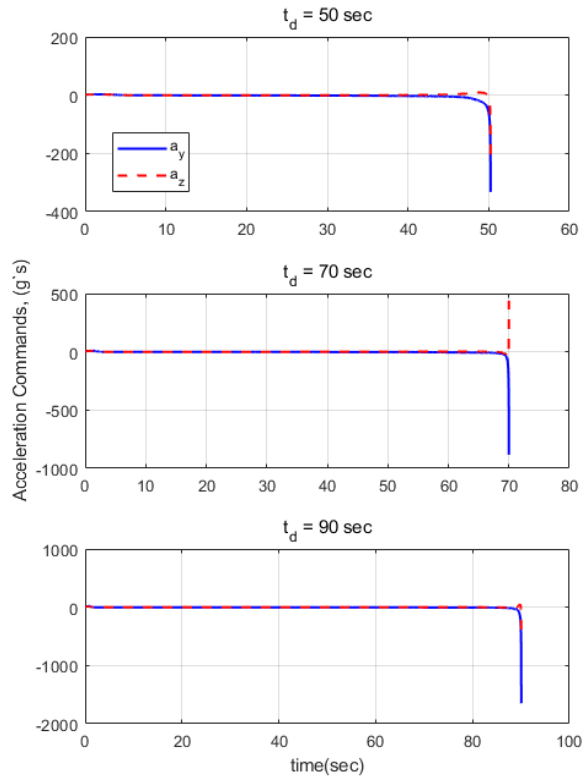


Fig. 11. Acceleration Commands: Eqs. (27), (28) without the acceleration limit

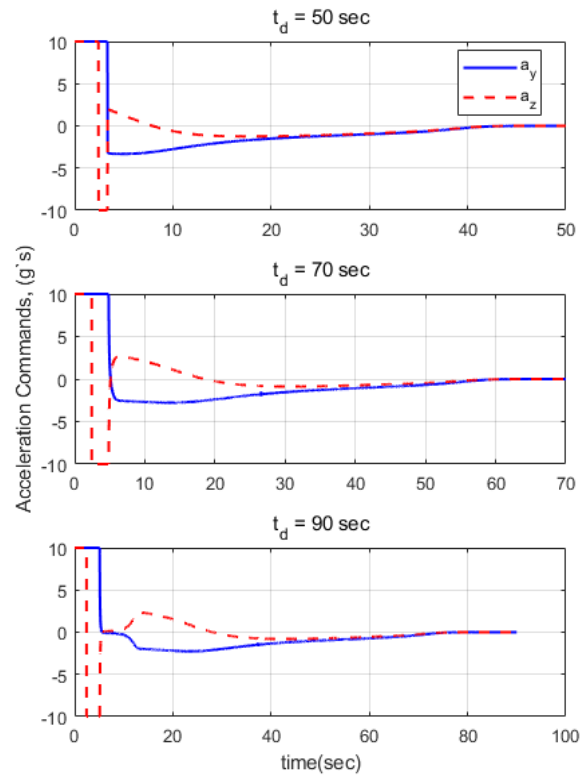


Fig. 12. Acceleration Commands: Eqs. (34), (35) with the acceleration limit

III. 결 론

본 논문에서는 정지 목표물에 대하여 비선형 충돌시간 제어 유도법칙을 설계할 때 사용하는 잔여비행시간 추정식(Time-to-go estimate)의 영향을 다루었다. 두 가지의 잔여비행시간 추정식을 이용하여 비선형 충돌시간 제어 유도법칙을 설계하였으며, 잔여비행시간 추정식에 따라 생성되는 비행궤적 및 가속도 명령을 살펴보았다. 단순화하여 추정된 잔여비행시간을 사용할 경우 유도탄과 목표물의 거리가 줄어드는 경우에만 물리적으로 의미있는 값을 가지기 때문에 그 특성이 반영되어 나선형의 궤적이 생성되고, 목표물에 가까워질수록 가속도 명령의 값이 커짐을 알 수 있었다. 따라서 가속도 제한이 있을 때는 충돌시간 제한조건 및 목표물 타격 임무 모두 만족하지 못하는 것을 확인하였다. 반면, 비례항법유도 기반 잔여비행시간 추정식을 사용하는 경우 유도탄이 목표물에서 멀어지더라도 물리적으로 의미있는 값이 되기 때문에 가속도 제한이 있더라도 충돌시간 제한조건을 만족하며 목표물 타격에 성공하는 것을 확인하였다. 이는 2차원 및 3차원 환경에서도 동일하게 나타났다. 따라서 유도법칙을 설계할 때 잔여비행시간 추정식이 큰 영향을 주는 것을 확인할 수 있었다.

후 기

본 연구는 한성대학교 교내학술연구비 지원과제임.

References

- 1) Jeon, I.-S., Lee, J.-I., and Tahk, M.-J., "Impact-Time-Control Guidance Law for Anti-Ship Missiles," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Vol. 14, No. 2, 2006, pp. 260~266.
- 2) Kim, T.-H., Lee, C.-H., Tahk, M.-J., and Jeon,

I.-S., "Biased PNG Law for Impact-Time-Control," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 56, No. 4, 2013, pp. 205~214.

- 3) Kim, M., Jung, B., Han, B., Lee, S., and Kim, Y., "Lyapunov-Based Impact Time Control Guidance Laws against Stationary Targets," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 51, No. 2, 2015, pp. 1111~1122.

- 4) Kumar, S. R., and Ghose, D., "Impact Time Guidance for Large Heading Errors using Sliding Mode Control," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 51, No. 4, 2015, pp. 3123~3138.

- 5) Cho, D., Kim, H. J., and Tahk, M.-J., "Nonsingular Sliding Mode Guidance for Impact Time Control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 39, No. 1, 2016, pp. 61~68.

- 6) Tahk, M.-J., Shim, S.-W., Hong, S.-M., Choi, H.-L., and Lee, C.-H., "Impact Time Control Based on Time-to-Go Prediction for Sea-Skimming Antiship Missiles," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 54, No. 4, 2018, pp. 2043~2052.

- 7) Jeon, I.-S., Lee, J.-I., and Tahk, M.-J., "Homing Guidance Law for Cooperative Attack of Multiple Missiles," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 33, No. 1, 2010, pp. 275~280.

- 8) Cho, N., and Kim, Y., "Modified Pure Proportional Navigation Guidance Law for Impact Time Control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 39, No. 4, 2016, pp. 852~872.

- 9) Song, S.-H., and Ha, I.-J., "A Lyapunov-Like Approach to Performance Analysis of 3-Dimensional Pure PNG Laws," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 30, No. 1, 1994, pp. 238~248.