



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2016년05월19일
 (11) 등록번호 10-1622260
 (24) 등록일자 2016년05월12일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
F42B 15/01 (2006.01) *B64G 1/24* (2006.01)
F41G 7/20 (2006.01)
 (21) 출원번호 10-2014-0141977
 (22) 출원일자 2014년10월20일
 심사청구일자 2014년10월20일
 (65) 공개번호 10-2016-0046990
 (43) 공개일자 2016년05월02일
 (56) 선행기술조사문헌
 JP2004218869 A

(73) 특허권자
 서울대학교산학협력단
 서울특별시 관악구 관악로 1 (신림동)
 (72) 발명자
 김민구
 서울시 관악구 남부순환로 226길 39 하나원빌 307호
 김유단
 서울 서초구 남부순환로 2311-12, 107동 301호 (방배동, 래미안방배아트힐)
 한범구
 서울 광진구 광나루로56길 29, 8동 203호 (구의동, 현대프라임아파트)
 (74) 대리인
 도진봉

전체 청구항 수 : 총 11 항

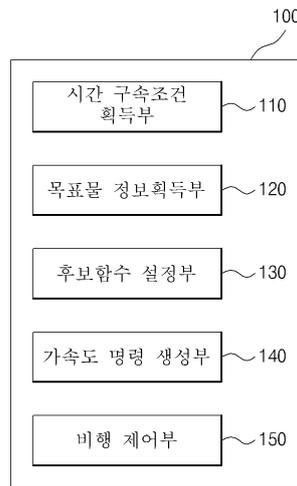
심사관 : 정아람

(54) 발명의 명칭 **충돌시간 제어 유도 방법 및 시스템**

(57) 요약

충돌시간 제어 유도 방법 및 시스템이 개시된다. 본 발명의 일 실시예에 따른 충돌시간 제어 유도 시스템은, 기체가 목표물에 도달해야 하는 충돌시간 정보를 시간 구속조건으로 획득하는 시간 구속조건 획득부; 상기 기체가 도달하고자 하는 목표물의 위치에 관한 목표물 정보를 획득하는 목표물 정보획득부; 상기 시간 구속조건 획득부에서 획득한 상기 시간 구속조건과의 관계에서 획득한 충돌시간 오차를 이용하여 르야프노프 후보함수를 설정하는 후보함수 설정부; 상기 후보함수 설정부에서 설정된 상기 르야프노프 후보함수를 이용하여 상기 기체와 상기 목표물이 놓인 좌표계에서의 운동방정식을 고려하여 상기 기체의 속도에 정규화된 가속도 명령을 생성하는 가속도 명령 생성부; 및 상기 가속도 명령에 따라 상기 기체의 비행을 제어하는 비행 제어부를 포함할 수 있다.

대표도 - 도1



이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호 21A20131712522

부처명 교육과학기술부

연구관리전문기관 한국연구재단

연구사업명 BK21플러스(과학기술분야)

연구과제명 융합지식기반 창조형 기계항공 인재 양성 사업단

기 여 율 1/1

주관기관 서울대학교

연구기간 2013.09.01 ~ 2020.08.31

명세서

청구범위

청구항 1

기체가 목표물에 도달해야 하는 충돌시간 정보를 시간 구속조건으로 획득하는 시간 구속조건 획득부;

상기 기체가 도달하고자 하는 목표물의 위치에 관한 목표물 정보를 획득하는 목표물 정보획득부;

상기 시간 구속조건 획득부에서 획득한 상기 시간 구속조건과의 관계에서 획득한 충돌시간 오차를 이용하여 르야프노프 후보함수를 설정하는 후보함수 설정부;

상기 후보함수 설정부에서 설정된 상기 르야프노프 후보함수를 이용하여 상기 기체와 상기 목표물이 놓인 좌표계에서의 운동방정식을 고려하여 상기 기체의 속도에 정규화된 가속도 명령을 생성하는 가속도 명령 생성부; 및
상기 가속도 명령에 따라 상기 기체의 비행을 제어하는 비행 제어부를 포함하는 충돌시간 제어 유도 시스템.

청구항 2

제1항에 있어서,

상기 목표물 정보는 상기 기체의 위치좌표 및 목표물의 위치좌표, 상기 기체에서 상기 목표물을 바라볼 때의 시선각 정보 중 적어도 하나를 포함하는 충돌시간 제어 유도 시스템.

청구항 3

제1항에 있어서,

상기 후보함수 설정부는 하기 수학식에 따라 충돌시간 오차(s)를 정의하고, 상기 충돌시간 오차를 르야프노프

변수로 하는 르야프노프 후보함수($f_L = \frac{1}{2}s^2$)를 설정하는 것을 특징으로 하는 충돌시간 제어 유도 시스템,

$$s = t + \hat{t}_{go} - t_d$$

여기서, t는 기체가 비행한 시간, \hat{t}_{go} 는 추종 도달잔여시간(time-to-go), t_d 는 주어진 목표 충돌시간, 즉 시간 구속조건을 나타냄.

청구항 4

제3항에 있어서,

상기 가속도 명령 생성부는 기체-목표물 2차원 기하학적 개념에 따른 좌표계 상에서 2차원 운동방정식을 고려할 때, 가속도 명령(a_c)을 하기 수학식에 따라 생성하는 것을 특징으로 하는 충돌시간 제어 유도 시스템,

$$a_c = \dot{\lambda} - \frac{V_M(\lambda - \psi)}{2R} \cos(\lambda - \psi) + \frac{(2N-1)V_M\{1 - \cos(\lambda - \psi)\}}{R(\lambda - \psi)} + k_1(\lambda - \psi)s$$

여기서, N은 자연수, V_M 은 기체의 속도, ψ 은 기체의 헤딩각(heading angle), R은 기체와 목표물 사이의 거리,

λ 는 기체의 시선각(line of sight(LOS) angle), $\dot{\lambda}$ 는 시선각 변화율, k_1 은 가속도 명령 유도이득을 나타냄.

청구항 5

제3항에 있어서,

상기 가속도 명령 생성부는 기체-목표물 3차원 기하학적 개념에 따른 좌표계 상에서 3차원 운동방정식을 고려할 때, 상기 기체의 종방향 및 횡방향 가속도 명령(a_{y_M} , a_{z_M})을 하기 수학식에 따라 생성하는 것을 특징으로 하는 충돌시간 제어 유도 시스템,

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

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

V_M 은 기체의 속도벡터, R 은 기체와 목표물 사이의 시선각 벡터, $b_1 \equiv 1 - \left(1 + \frac{\eta_M^2}{2(2N-1)} \right) \cos \eta_M$,

$$b_2 \equiv \frac{R \eta_M}{(2N-1) V_M^2 \sqrt{1 - \cos^2 \eta_M}}, \quad c_1 = \frac{1}{\sin^2 \eta_M} (b_1 \cos^2 \eta_M) + \mu_1 s, \quad \eta_M = \cos^{-1} (\cos \theta_M \cos \psi_M) \text{ 이며, } \theta_M$$

은 기체의 속도벡터와 시선벡터 사이의 종방향 사이각, ψ_M 은 기체의 속도벡터와 시선벡터 사이의 횡방향 사이각, μ_1 은 가속도 명령 유도이득임.

청구항 6

기체에 마련되어 상기 기체가 미리 설정된 목표물로 비행하도록 제어하는 충돌시간 제어 유도 시스템에서 수행되는 충돌시간 제어 유도 방법으로서,

기체가 목표물에 도달해야 하는 충돌시간 정보를 시간 구속조건으로 획득하는 단계;

상기 기체가 도달하고자 하는 목표물의 위치에 관한 목표물 정보를 획득하는 단계;

상기 시간 구속조건과의 관계에서 획득한 충돌시간 오차를 이용하여 르야프노프 후보함수를 설정하는 단계;

상기 르야프노프 후보함수를 이용하여 상기 기체와 상기 목표물이 놓인 좌표계에서의 운동방정식을 고려하여 상기 기체의 속도에 정규화된 가속도 명령을 생성하는 단계; 및

상기 가속도 명령에 따라 상기 기체의 비행을 제어하는 단계를 포함하는 충돌시간 제어 유도 방법.

청구항 7

제6항에 있어서,

상기 목표물 정보는 상기의 기체 위치좌표 및 목표물의 위치좌표, 상기 기체에서 상기 목표물을 바라볼 때의 시선각 정보 중 적어도 하나를 포함하는 충돌시간 제어 유도 방법.

청구항 8

제7항에 있어서,

상기 후보함수 설정 단계는 하기 수학식에 따라 충돌시간 오차(s)를 정의하고, 상기 충돌시간 오차를 르야프노

프 변수로 하는 르야프노프 후보함수($f_L = \frac{1}{2}s^2$)를 설정하는 것을 특징으로 하는 충돌시간 제어 유도 방법,

$$s = t + \hat{t}_{go} - t_d$$

여기서, t는 기체가 비행한 시간, \hat{t}_{go} 는 추종 도달잔여시간(time-to-go), t_d 는 주어진 목표 충돌시간, 즉 시간 구속조건을 나타냄.

청구항 9

제8항에 있어서,

상기 가속도 명령 생성 단계는 기체-목표물 2차원 기하학적 개념에 따른 좌표계 상에서 2차원 운동방정식을 고려할 때, 가속도 명령(a_c)을 하기 수학식에 따라 생성하는 것을 특징으로 하는 충돌시간 제어 유도 방법,

$$a_c = \dot{\lambda} - \frac{V_M(\lambda - \psi)}{2R} \cos(\lambda - \psi) + \frac{(2N-1)V_M\{1 - \cos(\lambda - \psi)\}}{R(\lambda - \psi)} + k_1(\lambda - \psi)s$$

여기서, N은 자연수, V_M 은 기체의 속도, ψ 은 기체의 헤딩각(heading angle), R은 기체와 목표물 사이의 거리,

λ 는 기체의 시선각(line of sight(LOS) angle), $\dot{\lambda}$ 는 시선각 변화율, k_1 은 가속도 명령 유도이득을 나타냄.

청구항 10

제8항에 있어서,

상기 가속도 명령 생성 단계는 기체-목표물 3차원 기하학적 개념에 따른 좌표계 상에서 3차원 운동방정식을 고

려할 때, 상기 기체의 종방향 및 횡방향 가속도 명령(a_{y_M} , a_{z_M})을 하기 수학식에 따라 생성하는 것을 특징으로 하는 충돌시간 제어 유도 방법,

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

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

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

V_M 은 기체의 속도벡터, R은 기체와 목표물 사이의 시선각 벡터,

$$b_2 \equiv \frac{R\eta_M}{(2N-1)V_M^2 \sqrt{1 - \cos^2 \eta_M}}, \quad c_1 = \frac{1}{\sin^2 \eta_M} (b_1 \cos^2 \eta_M) + \mu_1 s, \quad \eta_M = \cos^{-1}(\cos \theta_M \cos \psi_M) \text{이며, } \theta_M$$

은 기체의 속도벡터와 시선벡터 사이의 종방향 사이각, ψ_M 은 기체의 속도벡터와 시선벡터 사이의 횡방향 사이각, μ_1 은 가속도 명령 유도이득임.

청구항 11

제6항 내지 제10항 중 어느 한 항에 기재된 충돌시간 제어 유도 방법을 수행하기 위해 디지털 처리 장치에 의해 관독될 수 있는 프로그램을 기록한 기록매체.

발명의 설명

기술 분야

[0001] 본 발명은 충돌시간 제어 유도 방법 및 시스템에 관한 것이다.

배경 기술

[0002] 미사일 혹은 무인기와 같은 기체의 경우 특정 조건에 따라 목표타겟에 도달하도록 하는 것이 유도기법의 주요 목적이다.

[0003] 대표적인 유도기법으로는 비례항법(PNG, proportional navigation guidance)이 있다. 기체의 선회율이 우주에 있어서 가시 직선의 선회율과 직접 비례하는 유도항법의 한가지로서, 이에 따르면 기체가 자동 유도 모드에서 직선 충돌 코스를 따라 정지 타겟을 향해 날아가게 된다.

[0004] 이와 관련하여 한국공개특허 제10-20006-0034360호(비례 항법을 이용한 무인 항공기의 충돌 회피 방법 및 시스템)에는 비례항법을 이용하여 기체의 항로를 유도함으로써 장애물과의 충돌을 회피할 수 있도록 한 기체의 유도 기술이 개시되어 있다.

[0005] 하지만, 이러한 비례항법에 의해 유도되는 기체는 손쉽게 그 항로가 예측될 수 있어, 기체가 미사일인 경우에는 CIWS(close-in weapon system)와 같은 방어 시스템에 의해 요격될 가능성이 높아지는 한계가 있다.

[0006] 전술한 배경기술은 발명자가 본 발명의 도출을 위해 보유하고 있었거나, 본 발명의 도출 과정에서 습득한 기술 정보로서, 반드시 본 발명의 출원 전에 일반 공중에게 공개된 공지기술이라 할 수는 없다.

선행기술문헌

특허문헌

[0007] (특허문헌 0001) 한국공개특허 제10-20006-0034360호

발명의 내용

해결하려는 과제

[0008] 본 발명은 미사일, 무인기 등과 같은 기체에 대해 사전 설정된 시간 구속조건(충돌시간 정보)을 만족하는 비행이 가능하도록 하는 충돌시간 제어 유도 방법 및 시스템을 제공하기 위한 것이다.

[0009] 본 발명은 르야프노프 안정성 이론에 근거하여 시간 구속조건을 만족하는 가속도 명령을 생성함으로써 기체가 목표물에 가까워질수록 가속도 명령의 값이 매우 커지는 특이점 문제(singularity)를 해결한 충돌시간 제어 유도 방법 및 시스템을 제공하기 위한 것이다.

[0010] 본 발명은 기체가 미사일일 경우에는 그 생존 가능성을 높이면서도 동시 공격(salvo attack) 혹은 시간차 공격(ripple attack)이 가능하도록 유도 성능이 향상되고, 기체가 무인기일 경우에는 경로점 통과(waypoint pass) 임무 수행이 가능하도록 하는 충돌시간 제어 유도 방법 및 시스템을 제공하기 위한 것이다.

[0011] 본 발명의 이외의 목적들은 하기의 설명을 통해 쉽게 이해될 수 있을 것이다.

과제의 해결 수단

[0012] 본 발명의 일 측면에 따르면, 기체가 목표물에 도달해야 하는 충돌시간 정보를 시간 구속조건으로 획득하는 시간 구속조건 획득부; 상기 기체가 도달하고자 하는 목표물의 위치에 관한 목표물 정보를 획득하는 목표물 정보 획득부; 상기 시간 구속조건 획득부에서 획득한 상기 시간 구속조건과의 관계에서 획득한 충돌시간 오차를 이용하여 르야프노프 후보함수를 설정하는 후보함수 설정부; 상기 후보함수 설정부에서 설정된 상기 르야프노프 후보함수를 이용하여 상기 기체와 상기 목표물이 놓인 좌표계에서의 운동방정식을 고려하여 상기 기체의 속도에 정규화된 가속도 명령을 생성하는 가속도 명령 생성부; 및 상기 가속도 명령에 따라 상기 기체의 비행을 제어하는 비행 제어부를 포함하는 충돌시간 제어 유도 시스템이 제공된다.

[0013] 상기 목표물 정보는 상기 기체의 위치좌표 및 목표물의 위치좌표, 상기 기체에서 상기 목표물을 바라볼 때의 시선각 정보 중 적어도 하나를 포함할 수 있다.

[0014] 상기 후보함수 설정부는 하기 수학식에 따라 충돌시간 오차(s)를 정의하고, 상기 충돌시간 오차를 르야프노프

$$f_L = \frac{1}{2}s^2$$

변수로 하는 르야프노프 후보함수()를 설정할 수 있다.

$$s = t + \hat{t}_{go} - t_d$$

[0015] 여기서, t는 기체가 비행한 시간, \hat{t}_{go} 는 추종 도달잔여시간(time-to-go), t_d 는 주어진 목표 충돌시간, 즉 시간 구속조건을 나타냄.

[0017] 상기 가속도 명령 생성부는 기체-목표물 2차원 기하학적 개념에 따른 좌표계 상에서 2차원 운동방정식을 고려할 때, 가속도 명령(a_c)을 하기 수학식에 따라 생성할 수 있다.

$$a_c = \dot{\lambda} - \frac{V_M(\lambda - \psi)}{2R} \cos(\lambda - \psi) + \frac{(2N-1)V_M\{1 - \cos(\lambda - \psi)\}}{R(\lambda - \psi)} + k_1(\lambda - \psi)s$$

[0019] 여기서, N은 자연수, V_M 은 기체의 속도, ψ 은 기체의 헤딩각(heading angle), R은 기체와 목표물 사이의 거리, λ 는 기체의 시선각(line of sight(LOS) angle), $\dot{\lambda}$ 는 시선각 변화율, k_1 은 가속도 명령 유도이득을 나타냄.

[0020] 또는 상기 가속도 명령 생성부는 기체-목표물 3차원 기하학적 개념에 따른 좌표계 상에서 3차원 운동방정식을 고려할 때, 상기 기체의 종방향 및 횡방향 가속도 명령(a_{y_M} , a_{z_M})을 하기 수학식에 따라 생성할 수 있다.

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

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

[0023] V_M 은 기체의 속도벡터, R 은 기체와 목표물 사이의 시선각 벡터,

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

$$b_2 \equiv \frac{R\eta_M}{(2N-1)V_M^2 \sqrt{1-\cos^2 \eta_M}}, \quad c_1 = \frac{1}{\sin^2 \eta_M} (b_1 \cos^2 \eta_M) + \mu_1 s, \quad \eta_M = \cos^{-1}(\cos \theta_M \cos \psi_M) \text{이며, } \theta_M$$

은 기체의 속도벡터와 시선벡터 사이의 중방향 사이각, ψ_M 은 기체의 속도벡터와 시선벡터 사이의 횡방향 사이각, μ_1 은 가속도 명령 유도이득임.

[0024] 한편 본 발명의 다른 측면에 따르면, 기체에 마련되어 상기 기체가 미리 설정된 목표물로 비행하도록 제어하는 충돌시간 제어 유도 시스템에서 수행되는 충돌시간 제어 유도 방법 및 이를 수행하기 위한 프로그램이 기록된 기록매체가 제공된다.

[0025] 일 실시예에 따른 충돌시간 제어 유도 방법은, 기체가 목표물에 도달해야 하는 충돌시간 정보를 시간 구속조건으로 획득하는 단계; 상기 기체가 도달하고자 하는 목표물의 위치에 관한 목표물 정보를 획득하는 단계; 상기 시간 구속조건과의 관계에서 획득한 충돌시간 오차를 이용하여 르야프노프 후보함수를 설정하는 단계; 상기 르야프노프 후보함수를 이용하여 상기 기체와 상기 목표물이 놓인 좌표계에서의 운동방정식을 고려하여 상기 기체의 속도에 정규화된 가속도 명령을 생성하는 단계; 및 상기 가속도 명령에 따라 상기 기체의 비행을 제어하는 단계를 포함할 수 있다.

[0026] 상기 목표물 정보는 상기 기체의 위치좌표 및 목표물의 위치좌표, 상기 기체에서 상기 목표물을 바라볼 때의 시선각 정보 중 적어도 하나를 포함할 수 있다.

[0027] 상기 후보함수 설정 단계는 하기 수학식에 따라 충돌시간 오차(s)를 정의하고, 상기 충돌시간 오차를 르야프노

$$f_L = \frac{1}{2} s^2$$

프 변수로 하는 르야프노프 후보함수()를 설정할 수 있다.

$$s = t + \hat{t}_{go} - t_d$$

[0028]

[0029] 여기서, t 는 기체가 비행한 시간, \hat{t}_{go} 는 추종 도달잔여시간(time-to-go), t_d 는 주어진 목표 충돌시간, 즉 시간 구속조건을 나타냄.

[0030] 상기 가속도 명령 생성 단계는 기체-목표물 2차원 기하학적 개념에 따른 좌표계 상에서 2차원 운동방정식을 고려할 때, 가속도 명령(a_c)을 하기 수학식에 따라 생성할 수 있다.

$$a_c = \dot{\lambda} - \frac{V_M(\lambda - \psi)}{2R} \cos(\lambda - \psi) + \frac{(2N-1)V_M\{1 - \cos(\lambda - \psi)\}}{R(\lambda - \psi)} + k_1(\lambda - \psi)s$$

[0031]

[0032] 여기서, N 은 자연수, V_M 은 기체의 속도, ψ 은 기체의 헤딩각(heading angle), R 은 기체와 목표물 사이의 거리,

λ 는 기체의 시선각(line of sight(LOS) angle), $\dot{\lambda}$ 는 시선각 변화율, k_1 은 가속도 명령 유도이득을 나타냄.

[0033] 또는 상기 가속도 명령 생성 단계는 기체-목표물 3차원 기하학적 개념에 따른 좌표계 상에서 3차원 운동방정식을 고려할 때, 상기 기체의 중방향 및 횡방향 가속도 명령(a_{y_M} , a_{z_M})을 하기 수학식에 따라 생성할 수 있다.

[0034]
$$a_{y_M} = -\frac{V_M^2}{R} \sin \psi_M - \frac{1}{b_2} (b_1 \sin \psi_M + c_1 \sin \psi_M)$$

[0035]
$$a_{z_M} = -\frac{V_M^2}{R} \sin \theta_M \cos \psi_M - \frac{1}{b_2} (b_1 \sin \theta_M \cos \psi_M + c_1 \sin \theta_M \cos \psi_M)$$

[0036]
$$b_1 \equiv 1 - \left(1 + \frac{\eta_M^2}{2(2N-1)} \right) \cos \eta_M$$
, V_M 은 기체의 속도벡터, R 은 기체와 목표물 사이의 시선각 벡터,

[0037]
$$b_2 \equiv \frac{R\eta_M}{(2N-1)V_M^2 \sqrt{1-\cos^2 \eta_M}}, \quad c_1 = \frac{1}{\sin^2 \eta_M} (b_1 \cos^2 \eta_M) + \mu_1 s, \quad \eta_M = \cos^{-1}(\cos \theta_M \cos \psi_M)$$
 이며, θ_M

은 기체의 속도벡터와 시선벡터 사이의 중방향 사이각, ψ_M 은 기체의 속도벡터와 시선벡터 사이의 횡방향 사이각, μ_1 은 가속도 명령 유도이득임.

[0037] 전술한 것 외의 다른 측면, 특징, 이점이 이하의 도면, 특허청구범위 및 발명의 상세한 설명으로부터 명확해질 것이다.

발명의 효과

[0038] 본 발명의 실시예에 따르면, 미사일, 무인기 등과 같은 기체에 대해 사전 설정된 시간 구속조건(충돌시간 정보)을 만족하는 비행이 가능하도록 하는 효과가 있다.

[0039] 또한, 르야프노프 안정성 이론에 근거하여 시간 구속조건을 만족하는 가속도 명령을 생성함으로써 기체가 목표물에 가까워질수록 가속도 명령의 값이 매우 커지는 특이점 문제를 해결한 효과가 있다.

[0040] 또한, 기체가 미사일일 경우에는 그 생존 가능성을 높이면서도 동시 공격 혹은 시간차 공격이 가능하도록 유도 성능이 향상되고, 기체가 무인기일 경우에는 경로점 통과 임무 수행이 가능하도록 하는 효과가 있다.

도면의 간단한 설명

[0041] 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 충돌시간 제어 유도 시스템의 구성블록도,

도 2는 기체-목표물 2차원 기하학적 개념이 정의된 좌표계,

도 3은 기체-목표물 3차원 기하학적 개념이 정의된 좌표계,

도 4는 본 발명의 일 실시예에 따른 충돌시간 제어 유도 방법의 순서도,

도 5은 가정한 기체의 3차원 비행궤적을 나타낸 도면,

도 6에는 2차원 충돌시간 제어 유도 방법에 따른 기체의 평면적 비행궤적을 나타낸 도면,

도 7은 2차원 충돌시간 제어 유도 방법의 가속도 명령 히스토리를 나타낸 도면,

도 8는 3차원 르야프노프 기반 충돌시간 제어 유도 방법의 비행궤적을 나타낸 도면,

도 9는 3차원 르야프노프 기반 충돌시간 제어 유도기법의 가속도 명령 히스토리를 나타낸 도면.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0042] 본 발명은 다양한 변경을 가할 수 있고 여러 가지 실시예를 가질 수 있는 바, 특정 실시예들을 도면에 예시하고 상세한 설명에 상세하게 설명하고자 한다. 그러나 이는 본 발명을 특정한 실시 형태에 대해 한정하려는 것이 아니며, 본 발명의 사상 및 기술 범위에 포함되는 모든 변경, 균등물 내지 대체물을 포함하는 것으로 이해되어야

한다.

- [0043] 어떤 구성요소가 다른 구성요소에 "연결되어" 있거나 "접속되어" 있다고 언급된 때에는, 그 다른 구성요소에 직접적으로 연결되어 있거나 또는 접속되어 있을 수도 있지만, 중간에 다른 구성요소가 존재할 수도 있다고 이해되어야 할 것이다. 반면에, 어떤 구성요소가 다른 구성요소에 "직접 연결되어" 있거나 "직접 접속되어" 있다고 언급된 때에는, 중간에 다른 구성요소가 존재하지 않는 것으로 이해되어야 할 것이다.
- [0044] 본 명세서에서 사용한 용어는 단지 특정한 실시예를 설명하기 위해 사용된 것으로, 본 발명을 한정하려는 의도가 아니다. 단수의 표현은 문맥상 명백하게 다르게 뜻하지 않는 한, 복수의 표현을 포함한다. 본 명세서에서, "포함하다" 또는 "가지다" 등의 용어는 명세서상에 기재된 특징, 숫자, 단계, 동작, 구성요소, 부품 또는 이들을 조합한 것이 존재함을 지정하려는 것이지, 하나 또는 그 이상의 다른 특징들이나 숫자, 단계, 동작, 구성요소, 부품 또는 이들을 조합한 것들의 존재 또는 부가 가능성을 미리 배제하지 않는 것으로 이해되어야 한다.
- [0045] 제1, 제2 등의 용어는 다양한 구성요소들을 설명하는데 사용될 수 있지만, 상기 구성요소들은 상기 용어들에 의해 한정되어서는 안 된다. 상기 용어들은 하나의 구성요소를 다른 구성요소로부터 구별하는 목적으로만 사용된다.
- [0046] 또한, 명세서에 기재된 "...부", "...모듈" 등의 용어는 적어도 하나의 기능이나 동작을 처리하는 단위를 의미하며, 이는 하드웨어나 소프트웨어 또는 하드웨어 및 소프트웨어의 결합으로 구현될 수 있다.
- [0047] 또한, 각 도면을 참조하여 설명하는 실시예의 구성 요소가 해당 실시예에만 제한적으로 적용되는 것은 아니며, 본 발명의 기술적 사상이 유지되는 범위 내에서 다른 실시예에 포함되도록 구현될 수 있으며, 또한 별도의 설명이 생략될지라도 복수의 실시예가 통합된 하나의 실시예로 다시 구현될 수도 있음은 당연하다.
- [0048] 또한, 첨부 도면을 참조하여 설명함에 있어, 도면 부호에 관계없이 동일한 구성 요소는 동일하거나 관련된 참조 부호를 부여하고 이에 대한 중복되는 설명은 생략하기로 한다. 본 발명을 설명함에 있어서 관련된 공지 기술에 대한 구체적인 설명이 본 발명의 요지를 불필요하게 흐릴 수 있다고 판단되는 경우 그 상세한 설명을 생략한다.
- [0049] 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 충돌시간 제어 유도 시스템의 구성블록도이고, 도 2는 기체-목표물 2차원 기하학적 개념이 정의된 좌표계이며, 도 3은 기체-목표물 3차원 기하학적 개념이 정의된 좌표계이며, 도 4는 본 발명의 일 실시예에 따른 충돌시간 제어 유도 방법의 순서도이다.
- [0050] 도 2 및 도 3에서는 기체의 예시로 미사일(missile)이 도시되어 있고, 목표물(target)이 질점 모델로 구현되어 있는 것으로 가정한다.
- [0051] 본 발명의 일 실시예에 따른 충돌시간 제어 유도 시스템은 기체가 충돌시간이라는 시간 구속조건을 만족하면서 목표물(목표지점)에 도달할 수 있도록 비행을 제어하는 것을 특징으로 한다.
- [0052] 본 실시예에 따른 충돌시간 제어 유도 시스템(100)은 유도 대상이 되는 기체에 마련되어 기체의 항로 및 비행속도에 관련된 가속도 명령을 생성하여 비행을 제어하게 되며, 도 1을 참조하면 시간 구속조건 획득부(110), 목표물 정보획득부(120), 후보함수 설정부(130), 가속도 명령 생성부(140), 비행 제어부(150)를 포함한다.
- [0053] 시간 구속조건 획득부(110)는 기체가 목표물(목표물)에 도달해야 하는 시간 정보(즉, 충돌시간 정보)를 시간 구속조건으로 획득한다(단계 S210).
- [0054] 목표물 정보획득부(120)는 기체가 도달하고자 하는 목표물의 위치에 관한 목표물 정보를 획득한다(단계 S220). 목표물 정보로는 기체 위치좌표 및 위치좌표, 시선각정보 등이 포함될 수 있다.
- [0055] 이러한 시간 구속조건 및 목표물 정보는 관제센터에서 미리 설정될 수 있으며, 유무선 네트워크를 통해 관제센터로부터 기체로 전송될 수 있다.
- [0056] 후보함수 설정부(130)는 시간 구속조건 획득부(110)에서 획득한 시간 구속조건과의 관계에서 획득한 충돌시간 오차를 이용하여 르야프노프 후보함수를 설정한다(단계 S230). 르야프노프 후보함수는 르야프노프 안정성 이론에 기반한 충돌시간 제어 유도를 하기 위해 설정되며, 기체와 목표물 사이의 운동방정식이 유도될 수 있다.
- [0057] 우선, 충돌시간 오차(s)는 하기 수학적 식 1과 같이 정의될 수 있다.

수학식 1

$$s = t + \hat{t}_{go} - t_d$$

[0058]

[0059] 여기서, t 는 기체가 비행한 시간, \hat{t}_{go} 는 추종 도달잔여시간(time-to-go), t_d 는 주어진 목표 충돌시간, 즉 시간 구속조건을 나타낸다.

[0060] 충돌시간 오차를 르야프노프 변수로 하는 르야프노프 후보함수(f_L)를 하기 수학식 2와 같이 설정할 수 있다.

수학식 2

$$f_L = \frac{1}{2}s^2$$

[0061]

[0062] 가속도 명령 생성부(140)는 후보함수 설정부(130)에서 설정된 후보함수를 이용하여 운동방정식을 고려하여 기체의 속도에 정규화된 가속도 명령을 생성한다(단계 S240).

[0063] 가속도 명령의 생성에 있어서, 상기 수학식 2와 같은 르야프노프 후보함수의 시간 도함수(time derivative)에서 일부 항의 계수를 가속도 명령으로 고려할 수 있다.

[0064] 일례로, 도 2에 도시된 기체-목표물 2차원 기하학적 개념에 따른 좌표계 상에서의 2차원 운동방정식을 고려할 경우에는 하기 수학식 3과 같은 가속도 명령(a_c)을 생성한다.

수학식 3

$$a_c = \dot{\lambda} - \frac{V_M(\lambda - \psi)}{2R} \cos(\lambda - \psi) + \frac{(2N-1)V_M\{1 - \cos(\lambda - \psi)\}}{R(\lambda - \psi)} + k_1(\lambda - \psi)s$$

[0065]

[0066] 여기서, V_M 은 기체의 속도, ψ 은 기체의 헤딩각(heading angle), R 은 기체와 목표물 사이의 거리, λ 는 기체의 시선각(line of sight(LOS) angle), $\dot{\lambda}$ 는 시선각 변화율, k_1 은 가속도 명령 유도이득을 나타낸다.

[0067] 다른 예로, 도 3에 도시된 기체-목표물 3차원 기하학적 개념에 따른 좌표계 상에서의 3차원 운동방정식을 고려할 경우에는 하기 수학식 4 및 수학식 5와 같은 기체의 종방향 및 횡방향 가속도 명령(a_{y_M} , a_{z_M})을 생성한다.

수학식 4

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

[0068]

수학식 5

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

[0069]

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

[0070]

여기서, V_M 은 기체의 속도벡터, R 은 기체와 목표물 사이의 시선각 벡터,

$$b_2 \equiv \frac{R \eta_M}{(2N-1) V_M^2 \sqrt{1 - \cos^2 \eta_M}}, \quad c_1 = \frac{1}{\sin^2 \eta_M} (b_1 \cos^2 \eta_M) + \mu_1 s, \quad \eta_M = \cos^{-1}(\cos \theta_M \cos \psi_M) \text{ 이며, } \theta_M$$

은 기체의 속도벡터와 시선벡터 사이의 종방향 사이각, ψ_M 은 기체의 속도벡터와 시선벡터 사이의 횡방향 사이각, μ_1 은 가속도 명령 유도이득이다.

[0071]

비행 제어부(150)는 가속도 명령 생성부(140)에서 생성한 가속도 명령에 따라 기체의 비행방향 및 비행속도를 제어한다(단계 S250).

[0072]

본 실시예에 따른 충돌시간 제어 유도 시스템(100)에 의하면, 르야프노프 안정성 이론에 근거하여 시간 구속조건을 만족하는 가속도 명령을 생성함으로써 기체가 목표물에 가까워질수록 그 값이 0에 수렴하는 특성을 가지고 있기에, 타 유도 시스템에서 기체가 목표물에 가까워질수록 가속도 명령의 값이 매우 커지는 특이점 문제를 해결한 효과가 있다.

[0073]

도 4에 도시된 충돌시간 제어 유도 방법은 디지털 처리 장치(충돌시간 제어 유도 시스템)에 내장되거나 설치된 프로그램 등에 의해 시계열적 순서에 따른 자동화된 절차로 수행될 수도 있음은 당연하다. 상기 프로그램을 구성하는 코드들 및 코드 세그먼트들은 당해 분야의 컴퓨터 프로그래머에 의하여 용이하게 추론될 수 있다. 또한, 상기 프로그램은 디지털 처리 장치가 읽을 수 있는 정보저장매체(computer readable media)에 저장되고, 디지털 처리 장치에 의하여 읽혀지고 실행됨으로써 상기 방법을 구현한다. 상기 정보저장매체는 자기 기록매체, 광 기록매체 및 캐리어 웨이브 매체를 포함한다.

[0074]

이하에서는 본 실시예에 따른 충돌시간 제어 유도 시스템(100)에 의할 경우 기존 유도 시스템이 가지고 있던 특이점 문제가 발생하지 않음에 대해 설명하기로 한다.

[0075]

운동방정식을 유도하기 위한 3차원 좌표계는 도 3에 도시된 것과 같다. 도 3에서 V_L 과 R 은 각각 기체의 속도벡터와 기체와 목표물 사이의 시선각 벡터를 나타낸다. 관성좌표계를 기준으로 정의되는 ψ_L , θ_L 은 각각 시선각 벡터의 요각(ψ_L) 및 피치각(θ_L)을 나타내며, 시선각 벡터를 기준으로 정의되는 ψ_M , θ_M 은 각각 시선각 벡터에 대한 기체 속도벡터의 요각(ψ_M) 및 피치각(θ_M)을 나타낸다. 이를 바탕으로 기체와 목표물 간의 3차원 운동방정식을 유도하면 다음과 같다.

수학식 6

$$\dot{R} = -V_M \cos \theta_M \cos \psi_M \quad (6.1)$$

$$R \dot{\lambda}_y = V_M \sin \theta_M \quad (6.2)$$

$$R \dot{\lambda}_z = -V_M \cos \theta_M \sin \psi_M \quad (6.3)$$

$$\dot{\theta}_M = \frac{a_{z_M}}{V_M} + \frac{1}{R} V_M \sin^2 \psi_M \tan \theta_L \cos \theta_M + \frac{1}{R} V_M \cos \psi_M \sin \theta_M \quad (6.4)$$

$$\begin{aligned} \dot{\psi}_M &= \frac{a_{y_M}}{V_M \cos \theta_M} - \frac{1}{R} V_M \sin \theta_M \sin \psi_M \cos \psi_M \tan \theta_L \\ &+ \frac{1}{R \cos \theta_M} V_M \sin^2 \theta_M \sin \psi_M + \frac{1}{R} V_M \cos \theta_M \sin \psi_M \end{aligned} \quad (6.5)$$

$$\ddot{e}_R = V_M \sin \theta_M \cos \psi_M \dot{\theta}_M + V_M \cos \theta_M \sin \psi_M \dot{\psi}_M \quad (6.6)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\lambda}_y &= \frac{a_{z_M}}{R} \cos \theta_M \\ &+ \frac{V_M^2}{R^2} \cos^2 \theta_M \tan \theta_L \sin^2 \psi_M + 2 \frac{V_M^2}{R^2} \cos \theta_M \sin \theta_M \cos \psi_M \end{aligned} \quad (6.7)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\lambda}_z &= \frac{a_{z_M}}{R} \sin \theta_M \sin \psi_M - \frac{a_{y_M}}{R} \cos \psi_M \\ &+ \frac{V_M^2}{2R^2} \sin 2\theta_M \tan \theta_L \sin \psi_M - 2 \frac{V_M^2}{R^2} \cos^2 \theta_M \cos \psi_M \sin \psi_M \end{aligned} \quad (6.8)$$

[0076]

[0077] 여기서, $\dot{\lambda}_y$, $\dot{\lambda}_z$ 는 각각 y축 및 z축에 대한 시선각 변화율을 의미하며, a_{y_M} , a_{z_M} 은 각각 y축 및 z축 방향 가속도 입력을 의미한다.

[0078] 3차원 공간에서의 추정 도달잔여시간은 다음과 같이 표현할 수 있다.

수학식 7

$$\hat{t}_{go} \equiv \left(1 + \frac{\eta_M^2}{10} \right) \frac{R}{V_M}$$

[0079]

[0080] 여기서, $\eta_M = \cos^{-1}(\cos \theta_M \cos \psi_M)$ 이다.

[0081] 추정 도달잔여시간을 이용하여 충돌시간 오차를 다음과 같이 정의할 수 있다.

수학식 8

[0082]
$$s_t = t + \hat{t}_{go} - t_d$$

[0083] 수학식 8의 충돌시간 오차를 르야프노프 변수로 하는 르야프노프 후보함수를 설정하면 다음과 같이 표현할 수 있다.

수학식 9

[0084]
$$f_L = \frac{1}{2} s_t^2$$

[0085] 수학식 9를 시간에 대해 미분하면 3차원에서의 르야프노프 후보함수의 도함수는 다음과 같이 표현된다.

수학식 10

[0086]
$$\begin{aligned} \dot{f}_L &= s_t \dot{s}_t \\ &= s_t (1 + \dot{\hat{t}}_{go}) \\ &= s_t \left[b_1 + b_2 \left\{ a_{y_M} \sin \psi_M + a_{z_M} \sin \theta_M \cos \psi_M + \frac{V_M^2}{R} (\sin^2 \theta_M + \cos^2 \theta_M \sin^2 \psi_M) \right\} \right] \end{aligned}$$

[0087] 여기서,
$$b_1 \equiv 1 - \left(1 + \frac{\eta_M^2}{10} \right) \cos \theta_M \cos \psi_M, \quad b_2 \equiv \frac{R \eta_M}{5 V_M^2 \sqrt{1 - \cos^2 \theta_M \cos^2 \psi_M}}$$
 이다.

[0088] 이 때 다음과 같은 가속도 명령을 고려할 수 있다.

수학식 11

[0089]
$$a_{y_M} = -\frac{V_M^2}{R} \sin \psi_M - \frac{1}{b_2} (b_1 \sin \psi_M + c_1 \sin \psi_M)$$

수학식 12

[0090]
$$a_{z_M} = -\frac{V_M^2}{R} \sin \theta_M \cos \psi_M - \frac{1}{b_2} (b_1 \sin \theta_M \cos \psi_M + c_1 \sin \theta_M \cos \psi_M)$$

[0091] 여기서, c_1 은 유도이득이며, 다음을 만족하여야 한다.

수학식 13

$$c_1 = \frac{1}{\sin^2 \eta_M} \left[\left\{ 1 - \left(1 + \frac{\eta_M^2}{10} \right) \cos \eta_M \right\} \cos^2 \eta_M \right] + \mu_1 s_t$$

[0092]

[0093] 여기서, μ_1 은 양수이다.

[0094] 가속도 명령 및 유도이득을 르야프노프 후보함수 1차 도함수에 대입하면 다음과 같다.

수학식 14

$$\begin{aligned} \dot{f}_L &= s_t \dot{s}_t \\ &= -c_1 s_t \sin^2 \eta_M + s_t \left\{ 1 - \left(1 + \frac{\eta_M^2}{10} \right) \cos \eta_M \right\} \cos^2 \eta_M \\ &= -\mu_1 s_t^2 \sin^2 \eta_M \\ &\leq 0 \end{aligned}$$

[0095]

[0096] 수학식 14로부터 르야프노프 후보함수 1차 도함수는 유도이득 c_1 에 관계없이 $\eta_M = 0$ 또는 $s_t = 0$ 일 경우에만 0(zero)의 값을 가짐을 알 수 있다.

[0097] 따라서, 본 실시예에 따라 생성된 가속도 명령은 충돌시간 제한조건을 만족하며 목표물을 타격하게 한다. 단, 기체의 초기 속도벡터가 초기 시선벡터와 일치하지 않아야 한다($\eta_M(0) \neq 0$). 이는 라살레 불변성 정리(LaSalle's invariance theorem)를 이용하여 증명할 수 있다.

[0098] 르야프노프 후보함수(수학식 9)는 연속하여 미분가능한 함수이다. 또한, 임의의 $r > 0$ 에 대하여 집합 $\Omega_r = \{x_L \in \mathbb{R}^n \mid f_L(s_t(t)) < r\}$ 은 한정(bounded)되어 있다. 집합 Ω_r 에서 $x_L = \{s_t(t)\}_b$ 이다.

[0099] 먼저 집합 Ω_r 안의 $\dot{f}_L = 0$ 인 모든 점들의 집합을 $D = \{x_L \in \mathbb{R}^n \mid \dot{f}_L(\eta_M(t), s_t(t)) = 0\}$ 라 하고, 집합 D의 가장 큰 불변(invariant) 집합을 $M = \{x_L \in \mathbb{R}^n \mid s_t(t) = 0, \eta_M(0) \neq 0\}$ 이라고 한다. 추정 도달잔여시간의 초기 값인 \hat{t}_{s_0} 은 정확히 예측하기 쉽지 않으므로 집합 M이 $s_t(t) \neq 0, s_t(0) \neq 0$ 인 점을 포함한다고 가정한다. 시간 t_1 후에 $s_t(t_1)$ 이 0이 되며, 시간 t_2 후에 기체가 목표물을 향해 일직선으로 비행한다고 가정한다. 이때 $s_t(t_2)$ 는 0이 아닌 값을 갖는다. 이를 그림으로 표현한 것이 도 5에 도시되어 있다.

[0100] 도 5은 가정한 기체의 3차원 비행궤적을 나타낸 도면이다.

[0101] 도 5에서 θ_{M_0} 과 ψ_{M_0} 은 각각 시선벡터에 대한 기체 속도벡터의 초기 피치각 및 초기 요각이며, $\theta_{M_1}, \psi_{M_1}, \theta_{M_2}, \psi_{M_2}$ 는 각각 시간 t_1, t_2 후의 시선벡터에 대한 기체 속도벡터의 피치각 및 요각을 의미한다.

[0102] 변수 $s_t(0), s_t(t_1), s_t(t_2)$ 는 다음과 같이 표현할 수 있다.

수학식 15

$$\begin{aligned}
 s_t(0) &= 0 + \hat{t}_{g0} - t_d \\
 &= \left[1 + \frac{\eta_{M_0}^2}{10} \right] \frac{R_0}{V_M} - t_d \neq 0
 \end{aligned} \tag{15.1}$$

$$\begin{aligned}
 s_t(t_1) &= t_1 + \hat{t}_{g0} - t_d \\
 &= t_1 + \left[1 + \frac{\eta_{M_1}^2}{10} \right] \frac{R_1}{V_M} - t_d = 0
 \end{aligned} \tag{15.2}$$

$$\begin{aligned}
 s_t(t_2) &= t_2 + \hat{t}_{g0} - t_d \\
 &= t_2 + \left[1 + \frac{\eta_{M_2}^2}{10} \right] \frac{R_2}{V_M} - t_d \neq 0
 \end{aligned} \tag{15.3}$$

[0103]

[0104] 기체의 총 3차원 비행거리 R_{total} 은 다음과 같이 표현할 수 있다.

수학식 16

$$R_{total} = V_M t_1 + \left[1 + \frac{\eta_{M_1}^2}{10} \right] R_1 = V_M t_d$$

[0105]

[0106] 시간 t_2 에서의 잔여비행거리(range-to-go) R_2 는 다음과 같이 표현할 수 있다.

수학식 17

$$R_2 = R_{total} - V_M t_2$$

[0107]

[0108] 시간 t_2 이후, 기체는 직진비행을 하므로 η_{M_2} 는 0의 값을 갖는다. 수학식 17을 수학식 15에 대입하면 다음과 같다.

수학식 18

$$\begin{aligned}
 s_t(t_2) &= t_2 + \left[1 + \frac{\eta_{M_2}^2}{10} \right] \frac{R_2}{V_M} - t_d \\
 &= t_2 + \frac{R_2}{V_M} - t_d \\
 &= t_2 + \frac{V_M t_d - V_M t_2}{V_M} - t_d \\
 &= 0
 \end{aligned}$$

[0109]

[0110] 수학식 18은 ' $s_t(t_2)$ 는 0이 아닌 값을 갖는다'라는 가정에 모순이다. 따라서, 라살레 불변성 정리에 의해 가속

도 명령 a_{y_M} , a_{z_M} (수학식 11, 12)는 $\eta_M(0) \neq 0$ 일 때, $s_t = 0$ 에서 점근적으로 안정하다.

[0111] 이제, 유도이득 c_1 과 가속도 명령의 특이점에서 분석해보면 다음과 같다. $s_t = 0$ 에서의 유도이득 c_1 은 다음과 같이 표현된다.

수학식 19

[0112]
$$c_1 = \frac{1}{\sin^2 \eta_M} \left[\left\{ 1 - \left(1 + \frac{\eta_M^2}{10} \right) \cos \eta_M \right\} \cos^2 \eta_M \right]$$

[0113] 수학식 19에서 사인함수가 분모에 존재하기 때문에 $\eta_M = 0$ 의 경우 특이점 문제가 발생할 수 있다. 그러나 로피탈 정리를 이용하여 분석하면 다음과 같이 $\eta_M = 0$ 의 경우에도 유도이득 c_1 는 특이점 문제가 발생하지 않는다는 것을 알 수 있다.

수학식 20

[0114]
$$\begin{aligned} & \lim_{\eta_M \rightarrow 0} \cos^2 \eta_M \frac{1 - \cos \eta_M - \frac{\eta_M^2}{10} \cos \eta_M}{\sin^2 \eta_M} \\ &= \lim_{\eta_M \rightarrow 0} \frac{\cos^2 \eta_M - \cos^3 \eta_M - \frac{\eta_M^2}{10} \cos^3 \eta_M}{\sin^2 \eta_M} \\ &= - \lim_{\eta_M \rightarrow 0} \frac{2 \cos \eta_M \sin \eta_M \dot{\eta}_M}{2 \sin \eta_M \cos \eta_M \dot{\eta}_M} \\ &+ \lim_{\eta_M \rightarrow 0} \frac{3 \cos^2 \eta_M \sin \eta_M \dot{\eta}_M}{2 \sin \eta_M \cos \eta_M \dot{\eta}_M} \\ &+ \lim_{\eta_M \rightarrow 0} \frac{-\frac{\eta_M}{5} \dot{\eta}_M \cos^3 \eta_M \sin \eta_M + \frac{3\eta_M^2}{10} \dot{\eta}_M \cos^2 \eta_M \sin \eta_M}{2 \sin \eta_M \cos \eta_M \dot{\eta}_M} \\ &= \frac{2}{5} \end{aligned}$$

[0115] 또한, 가속도 명령은 $1/b_2$ 항으로 인해 특이점 문제가 발생할 수 있다. 역시 로피탈 정리를 이용해 $\eta_M = 0$ 일 때 $1/b_2$ 를 분석하면 다음과 같이 $\eta_M = 0$ 의 경우 가속도 명령은 0의 값을 가지며, 특이점 문제가 발생하지 않는다는 것을 알 수 있다.

수학식 21

$$\begin{aligned} \lim_{\eta_M \rightarrow 0} \frac{1}{b_2} &= \lim_{\eta_M \rightarrow 0} \frac{5V_M^2 \sqrt{1 - \cos^2 \eta_M}}{R\eta_M} \\ &= \frac{5V_M^2}{R} \lim_{\eta_M \rightarrow 0} \frac{|\sin \eta_M|}{\eta_M} \\ &= \frac{5V_M^2}{R} \lim_{\eta_M \rightarrow 0} \frac{|\cos \eta_M| \dot{\eta}_M}{\dot{\eta}_M} \\ &= \frac{5V_M^2}{R} \end{aligned}$$

[0116]

수학식 22

$$\lim_{\eta_M \rightarrow 0} a_{y_M} = \lim_{\theta_M, \psi_M \rightarrow 0} \left\{ -\frac{V_M^2}{R} \sin \psi_M - \frac{1}{b_2} (b_1 \sin \psi_M + c_1 \sin \psi_M) \right\} = 0$$

[0117]

수학식 23

$$\begin{aligned} \lim_{\eta_M \rightarrow 0} a_{z_M} &= \lim_{\theta_M, \psi_M \rightarrow 0} -\frac{V_M^2}{R} \sin \theta_M \cos \psi_M \\ &\quad - \lim_{\theta_M, \psi_M \rightarrow 0} \frac{1}{b_2} (b_1 \sin \theta_M \cos \psi_M + c_1 \sin \theta_M \cos \psi_M) \\ &= 0 \end{aligned}$$

[0118]

[0119] 이상에서는 3차원 좌표계를 중심으로 하여 본 실시예에 따른 충돌시간 제어 유도 시스템 및 방법에 의한 경우 특이점 문제가 발생하지 않음을 설명하였다. 이와 동일한 증명 과정을 통해 2차원 좌표계에 대해서도 특이점 문제가 발생하지 않음을 확인할 수 있을 것이다.

[0120] 본 실시예에 따른 르야프노프 안정성 이론 기반 충돌시간 제어 유도 시스템 및 방법의 성능 증명을 위한 시뮬레이션 결과는 다음과 같다. 우선 2차원 관계 시뮬레이션 결과가 먼저 제시되고, 이후 3차원 관계 시뮬레이션 결과가 제시될 것이다.

[0121] 2차원 관계 시뮬레이션에서, 기체 속도는 250m/s이고 기체의 초기 위치는 (0, 0)이며, 정지 타겟의 위치는 (6,000, 6,000)이다. 기체의 초기 heading각은 $\lambda_0 - \pi/4$ 로 설정되어 있다. 가속도 명령의 한계는 10g로 설정되어 있는데, g는 중력가속도이다. 유도이득 k1은 1로 선택되었으며, 시간 구속조건인 희망 충돌시간으로는 50, 70, 90초가 설정된 것으로 가정한다.

[0122] 도 6에는 2차원 충돌시간 제어 유도 방법에 따른 기체의 평면적 비행궤적을 보여준다. 2차원 충돌시간 제어 유도 방법의 가속도 명령 히스토리는 도 7에 도시되어 있다.

[0123] 주어진 충돌시간 구속을 만족하기 위해, 기체는 도 6에 도시된 것과 같이 초기에는 타겟으로부터 멀어지는 방향으로 날아간다. 가속도 명령은 도 7에 도시된 것과 같이 부드럽게 생성되며, 목표물에 근접할수록 생성되는 가

속도 명령의 값이 0으로 수렴하는 것을 확인할 수 있다.

[0124] 각 경우의 획득된 충돌 시간은 50.00, 70.00, 90.00초이며, 주어진 충돌시간 구속을 만족한 것으로 볼 수 있다.

[0125] 3차원 관계 시뮬레이션에서, 미사일 속도는 250 m/s이고, 미사일 초기 위치는 (0,0,0)이며, 타겟의 위치는 (6,000, 6,000, 0)이고, θ_{M0} 와 ψ_{M0} 는 10도로 설정되어 있다. 각 축의 가속도 명령의 한계는 10g로 선택되어 있다. 유도이득 μ_1 은 100으로 설정되어 있다. 각 경우의 희망 충돌시간은 50, 70, 90초로 설정되어 있다.

[0126] 도 8는 3차원 르야프노프 기반 충돌시간 제어 유도 방법의 비행궤적을 보여준다. 3차원 르야프노프 기반 충돌시간 제어 유도기법의 가속도 명령 히스토리가 도 9에 도시되어 있다.

[0127] 도 8에 도시된 것과 같이 주어진 충돌시간 구속을 충족하기 위해 기체는 초기 위상에서 타겟으로부터 멀어지는 방향으로 날아간다. 가속도 명령은 도 9에 도시된 것과 같이 부드럽게 생성되며, 목표물에 근접할수록 생성되는 가속도 명령의 값이 0으로 수렴하는 것을 확인할 수 있다.

[0128] 각 경우의 획득된 충돌시간은 50.00, 70.00, 90.01이며, 0.01초 오차 이내에서 주어진 충돌시간 구속을 만족하는 것으로 볼 수 있다.

[0129] 현대에는 무기기술이 발전하여 기존의 유도기법을 이용한 유도탄은 적의 방어망에 의해 비행중에 격추되기 쉽다. 하지만 본 실시예에 따르면, 유도탄의 생존성을 높이며 효과적으로 목표물을 타격하기 위해서 일정 시간 간격으로 목표물을 타격하거나 동시에 여러 유도탄이 한 목표물을 타격하는 임무 수행을 위해 주어진 시간 구속 조건을 만족하는 비행이 가능하도록 한다.

[0130] 또한, 무인기 시스템을 이용하여 사람이 근접하기 어려운 여러 지역에 순차적으로 구호물자를 운반하는 임무나 여러 무인기를 이용한 특정 목표물 정찰 임무 수행이 가능하도록 한다.

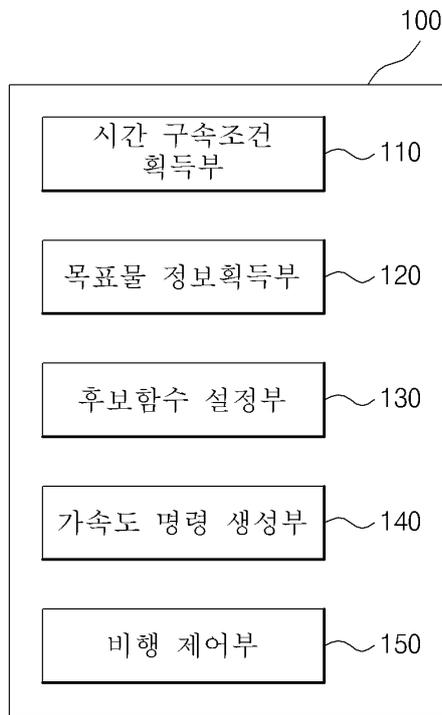
[0131] 상기에서는 본 발명의 실시예를 참조하여 설명하였지만, 해당 기술 분야에서 통상의 지식을 가진 자라면 하기의 특허 청구의 범위에 기재된 본 발명의 사상 및 영역으로부터 벗어나지 않는 범위 내에서 본 발명을 다양하게 수정 및 변경시킬 수 있음을 이해할 수 있을 것이다.

부호의 설명

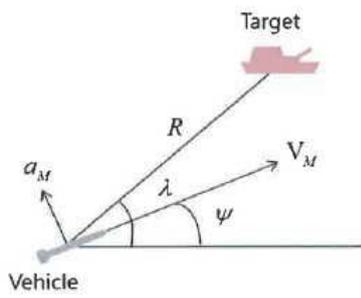
- [0132] 100: 충돌시간 제어 유도 시스템 110: 시간 구속조건 획득부
 120: 목표물 정보획득부 130: 후보함수 설정부
 140: 가속도 명령 생성부 150: 비행 제어부

도면

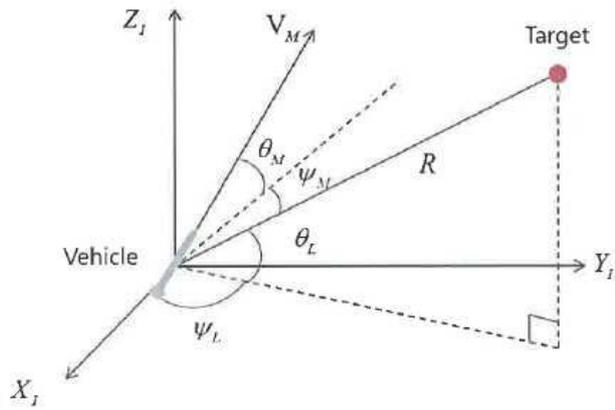
도면1



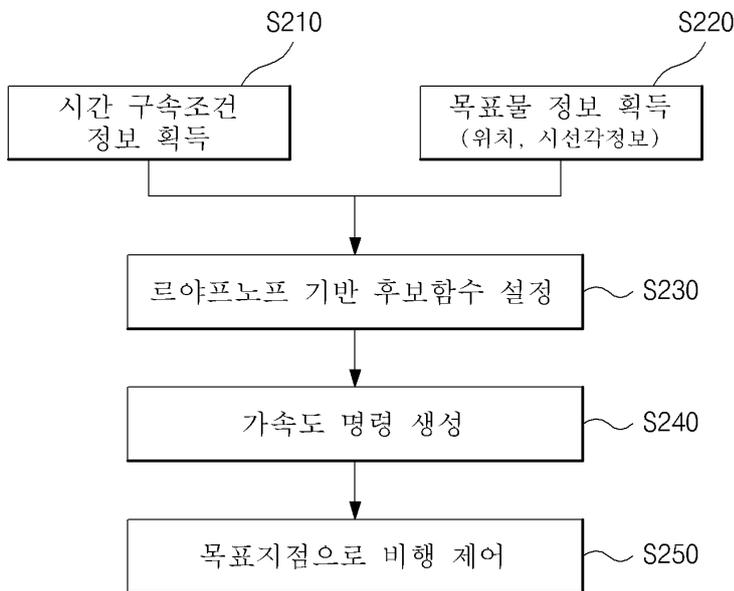
도면2



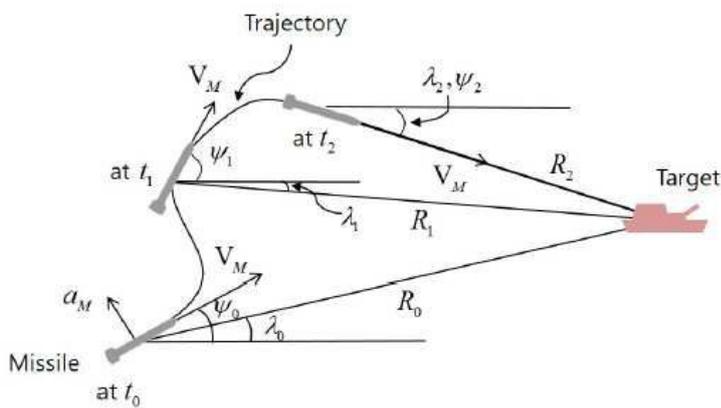
도면3



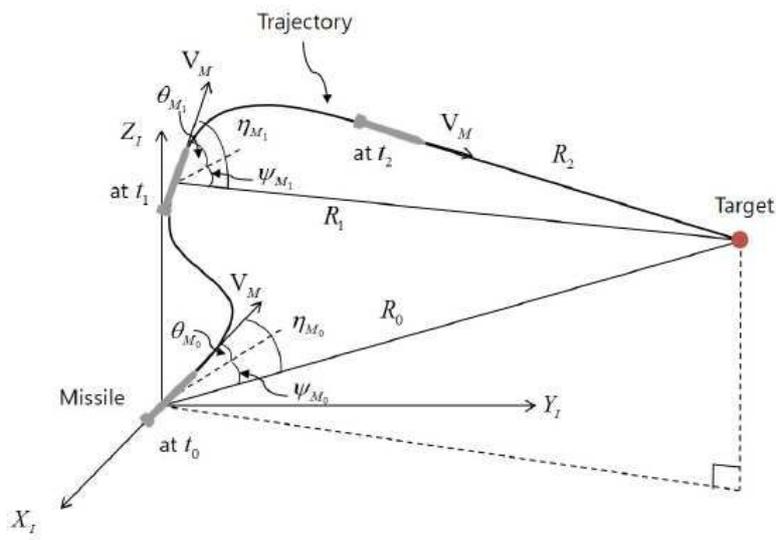
도면4



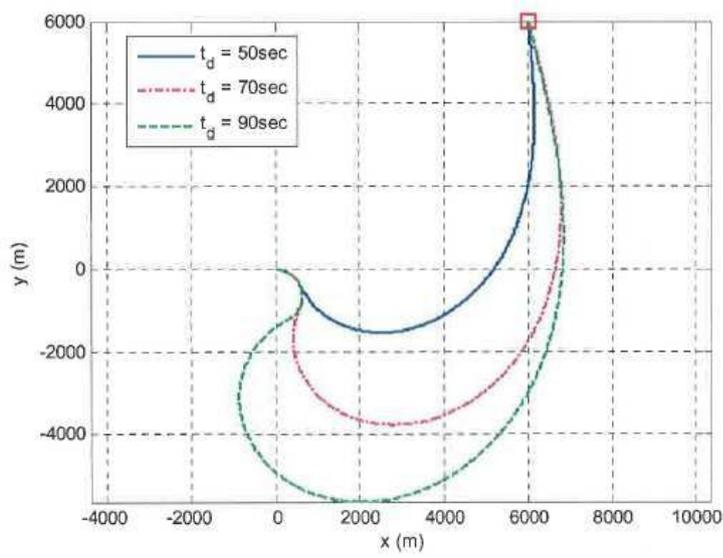
도면5



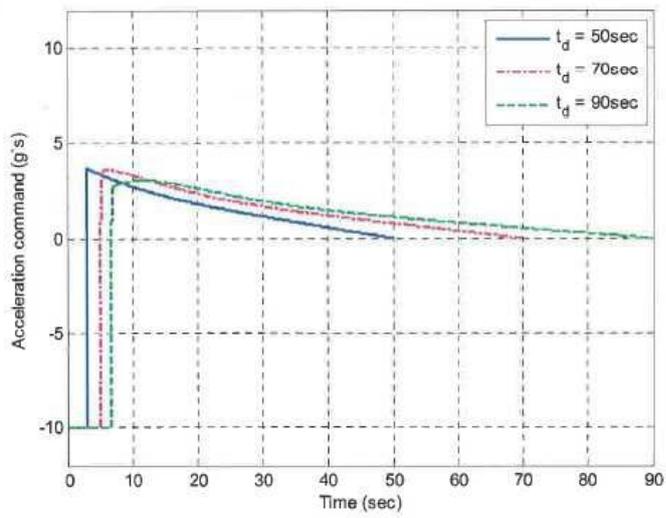
도면6



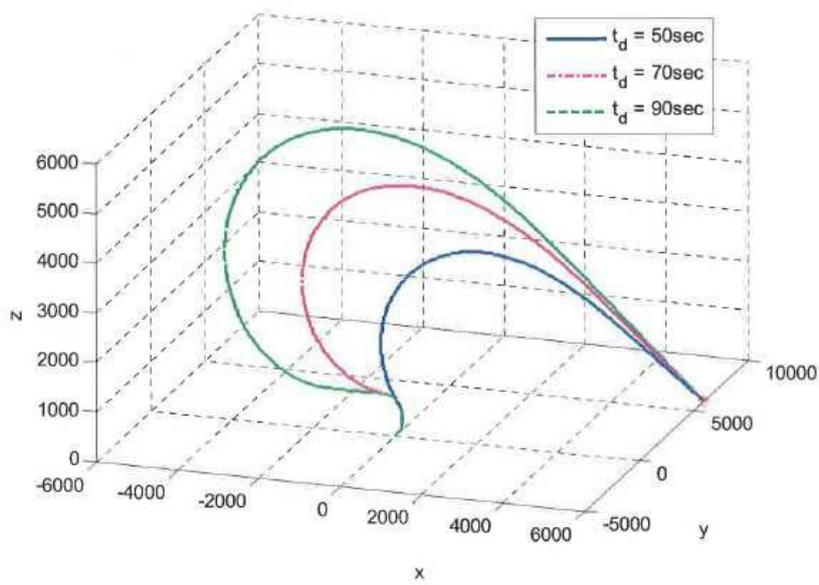
도면7



도면8



도면9



도면10

