(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2024-0163987
(43) 공개일자 2024년11월19일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
G05D 1/20 (2024.01) *B64C 39/02* (2023.01)
B64U 10/25 (2023.01) *G05D 1/20* (2024.01)
(52) CPC특허분류
G05D 1/1064 (2021.01)
B64C 39/024 (2023.01)
(21) 출원번호 10-2023-0061265
(22) 출원일자 2023년05월11일
심사청구일자 2023년05월11일

(71) 출원인
국방과학연구소
대전광역시 유성구 북유성대로488번길 160 (수남동)
울산과학기술원
울산광역시 울주군 언양읍 유니스트길 50
(72) 발명자
손홍선
울산광역시 울주군 언양읍 유니스트길 50
김명건
울산광역시 울주군 언양읍 유니스트길 50
(뒷면에 계속)
(74) 대리인
리앤목특허법인

전체 청구항 수 : 총 13 항

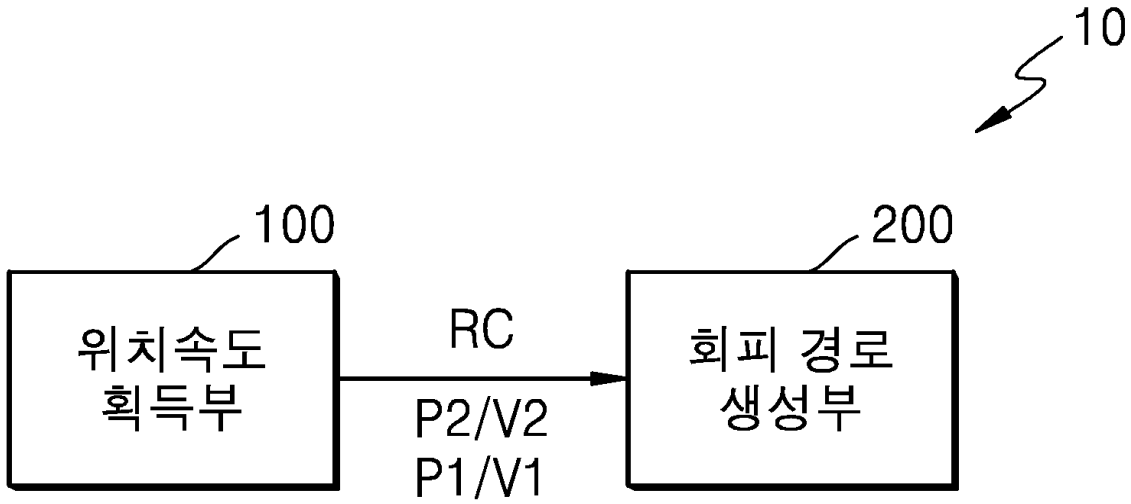
(54) 발명의 명칭 **회피 경로 생성 방법 및 시스템**

(57) 요 약

본 발명은 고정익 무인항공기의 회피 경로 생성 방법 및 시스템을 개시한다. 상기 방법은 적어도 하나의 컴퓨팅 장치에 의해 수행되는, 무인항공기의 회피 경로 생성 방법으로서, 제1 무인항공기의 위치와 제1 속도, 및 제2 무인항공기의 위치와 제2 속도를 획득하는 단계, 상기 제2 무인항공기의 위치를 원점으로 하는 2차원 상대 좌표계

(뒷면에 계속)

대 표 도 - 도2



에서 상기 제1 무인항공기가 상기 제1 속도로 순항할 경우에 상기 제2 무인항공기에 가장 근접하게 되는 최근접 위치(Or')를 결정하는 단계, 상기 최근접 위치(Or')로부터 미리 설정된 회피 반경(R) 및 접근 거리(r_a)만큼 떨어진 지점을 상기 제1 무인항공기의 선회 시작 지점으로 결정하는 단계, 및 상기 제1 무인항공기가 상기 제1 속도와 동일한 제1 속력을 유지하면서 상기 선회 시작 지점으로부터 최대 선회율 값($\overline{w}$)으로 선회하는 제1 회피 경로를 생성하는 단계를 포함하고, 상기 접근 거리(r_a)는 상기 제1 속력(Vc), 상기 최대 선회율 값($\overline{w}$), 상기 제2 속도(v_i), 상기 선회 시작 지점에서의 상기 제1 무인항공기의 요(yaw) 각도(Θ_0), 및 상기 제2 무인항공기의 요(yaw) 각도(Θ_i)에 기초하여 결정되는 것을 특징으로 한다.

(52) CPC특허분류
B64U 10/25 (2023.01)
G05D 1/0808 (2013.01)
B64U 2201/20 (2023.01)

(72) 발명자
이상필
경기도 성남시 분당구 판교로 333 판교테크노밸리 (삼평동)
이충희
경기도 성남시 분당구 판교로 333 판교테크노밸리 (삼평동)
김신구
경기도 성남시 분당구 판교로 333 판교테크노밸리 (삼평동)

명 세 서

청구범위

청구항 1

적어도 하나의 컴퓨팅 장치에 의해 수행되는, 무인항공기의 회피 경로 생성 방법으로서,

제1 무인항공기의 위치와 제1 속도, 및 제2 무인항공기의 위치와 제2 속도(v_i)를 획득하는 단계;

상기 제2 무인항공기의 위치를 원점으로 하는 2차원 상대 좌표계에서 상기 제1 무인항공기가 상기 제1 속도로 순항할 경우에 상기 제2 무인항공기에 가장 근접하게 되는 최근접 위치(Or')를 결정하는 단계;

상기 최근접 위치(Or')로부터 미리 설정된 회피 반경(R) 및 접근 거리(r_a)만큼 떨어진 지점을 상기 제1 무인항공기의 선회 시작 지점으로 결정하는 단계; 및

상기 제1 무인항공기가 상기 제1 속도와 동일한 제1 속력(Vc)을 유지하면서 상기 선회 시작 지점으로부터 최대 선회율 값($\overline{w}$)으로 선회하는 제1 회피 경로를 생성하는 단계를 포함하고,

상기 접근 거리(r_a)는,

상기 제1 속력(Vc), 상기 최대 선회율 값($\overline{w}$), 상기 제2 속도(v_i), 상기 선회 시작 지점에서의 상기 제1 무인항공기의 요(yaw) 각도(Θ_0), 및 상기 제2 무인항공기의 요(yaw) 각도(Θ_i)에 기초하여 결정되는 것을 특징으로 하는 회피 경로 생성 방법.

청구항 2

제1항에 있어서,

상기 접근 거리(r_a)은 $$r_a = \frac{V_c}{\overline{\omega}} - \frac{\pi \parallel v_i \parallel \cos(\theta_i - \theta_0)}{2\overline{\omega}}$$ 에 따라 결정되는 것을 특징으로 하는 회피 경로 생성 방법.

청구항 3

제1항에 있어서,

상기 최대 선회율 값($\overline{w}$)은 최대 선회율(W_{max})을 기초로 설정된 범위 내에서 선택되는 값으로서,

상기 최대 선회율 값($\overline{w}$)은 $\overline{w} = \omega_{max} \pm 3\,(561.2\sigma_c \tan\phi)/V_c^2$ 에 기초하여 결정되고,

상기 최대 선회율(W_{max})는 $W_{max} = (561.2\sigma_c \tan\phi_{max})/V_c$ 에 기초하여 결정되고,

여기서 Φ는 상기 제1 무인항공기의 뱅크각, Φmax는 상기 제1 무인항공기의 최대 뱅크각, σ_c는 상기 제1 속력(Vc)의 표준편차인 것을 특징으로 하는 회피 경로 생성 방법.

청구항 4

제1 항에 있어서,

상기 제2 무인항공기는 항공기 통행 우선순위(right-of-way rules)에 따라 통행 우선권을 갖는 항공기이고,

상기 제1 무인항공기는 상기 제2 무인항공기에 대하여 상기 통행 우선권을 갖지 않는 항공기인 것을 특징으로 하는 회피 경로 생성 방법.

청구항 5

제1 항에 있어서,

상기 회피 반경(R)은 최소 회피 반경(Rmin)에 여유 반경(Rmargin)을 부가한 값이고,

상기 최소 회피 반경(Rmin)은 미리 설정된 값이고,

상기 여유 반경(Rmargin)은 상기 상대 좌표계에서 상기 제1 무인항공기의 위치 추정 공분산을 기초로 산출되는 것을 특징으로 하는 회피 경로 생성 방법.

청구항 6

제1 항에 있어서,

상기 회피 경로는 상기 제1 회피 경로 및 제2 회피 경로를 포함하고,

상기 제1 회피 경로는,

상기 제1 무인항공기가 상기 선회 시작 지점으로부터 선회 종료 지점까지 상기 최대 선회율 값($\overline{w}$)으로 우측으로 선회하는 경로이고,

상기 제2 회피 경로는,

상기 제2 회피 경로의 시작 지점인 방향 전환 지점으로부터 상기 제2 무인항공기를 중심으로 상기 회피 반경(R) 만큼의 거리를 유지하며 반시계 방향으로 선회하는 경로인 것을 특징으로 하는 회피 경로 생성 방법.

청구항 7

제6 항에 있어서,

상기 회피 경로는 상기 선회 종료 지점에서 상기 제2 회피 경로를 시작하는 지점까지 직선으로 비행하는 경로를 더 포함하는 것을 특징으로 하는 회피 경로 생성 방법.

청구항 8

제6 항에 있어서,

상기 제2 회피 경로 상에서,

상기 제1 무인항공기의 속도 설정값 벡터(V1)는,

$$V1 = \left(\sqrt{(\hat{V1_r}\cdot V2)^2 - V2\cdot V2 + V_c^2} - \hat{V1_r}\cdot V2\right)\hat{V1_r} + V2$$

에 따라 산출되고,

여기서 $\hat{V1_r}$는 상기 제1 무인항공기의 속도 설정값 벡터(V1)를 상기 2차원 상대 좌표계 상에서 나타낸 $V1_r$의 단위 벡터로서, $V1_r$는 $V1_r = -k_1(|\rho_r| - R)\hat{\rho}_r + k_2 R_{(\frac{\pi}{2})}\hat{\rho}_r$에 따라 산출되고,

V2는 상기 제2 무인항공기의 속도 벡터,

$\hat{\rho}_r$는 상기 제2 무인항공기에 대한 상기 제1 무인항공기의 상대 위치 벡터(ρ_r)의 단위 벡터,

k1은 상기 제2 회피 경로의 수직 방향 성분에 대한 제어 이득,

k2는 상기 제2 회피 경로의 진행 방향 성분에 대한 제어 이득,

$R_{(\frac{\pi}{2})}$는 $\hat{\rho}_r$를 π/2만큼 회전시키기 위한 행렬인 것을 특징으로 하는 회피 경로 생성 방법.

청구항 9

컴퓨팅 장치를 이용하여 제1항 내지 제8항 중 어느 한 항의 방법을 실행시키기 위하여 매체에 저장된 컴퓨터 프로그램.

청구항 10

고정익 무인항공기의 회피 경로 생성 시스템에 있어서,

상기 회피 경로를 생성하기 위한 데이터를 획득하여 저장하는 위치속도 획득부, 및 적어도 하나의 프로세서를 갖는 회피 경로 생성부를 포함하고,

상기 위치속도 획득부는,

제1 무인항공기의 위치와 제1 속도 데이터를 획득하여 저장하는 제1 위치속도 획득부;

제2 무인항공기의 위치와 제2 속도(v_i) 데이터를 획득하여 저장하는 제2 위치속도 획득부; 및

상기 제2 무인항공기의 위치를 원점으로 하는 2차원 상대 좌표계를 획득하는 상대 좌표계 획득부를 포함하고,

상기 회피 경로 생성부는,

상기 상대 좌표계에서 상기 제1 무인항공기가 상기 제1 속도로 순항할 경우에 상기 제2 무인항공기에 가장 근접하게 되는 최근접 위치(Or')를 결정하는 최근접 위치 결정부;

상기 최근접 위치(Or')로부터 미리 설정된 회피 반경(R) 및 접근 거리(r_a)만큼 떨어진 지점을 상기 제1 무인항공기의 선회 시작 지점으로 결정하는 선회 시작 지점 결정부; 및

상기 제1 무인항공기가 상기 제1 속도와 동일한 제1 속력(Vc)을 유지하면서 상기 선회 시작 지점으로부터 최대 선회율 값($\overline{w}$)으로 선회하는 제1 회피 경로를 생성하는 제1 회피 경로 생성부를 포함하는 회피 경로 생성 시스템.

청구항 11

제10 항에 있어서,

상기 제1 회피 경로 생성부는,

상기 제1 무인항공기가 상기 선회 시작 지점으로부터 선회 종료 지점까지 상기 최대 선회율 값($\overline{w}$)으로 우측으로 선회하는 경로인 상기 제1 회피 경로를 생성하는 것을 특징으로 하는 회피 경로 생성 시스템.

청구항 12

제11 항에 있어서,

상기 회피 경로 생성 시스템은,

제2 회피 경로의 시작 지점인 방향 전환 지점으로부터 상기 제2 무인항공기를 중심으로 상기 회피 반경(R)만큼의 거리를 유지하며 반시계 방향으로 선회하는 경로인 상기 제2 회피 경로를 생성하는 제2 회피 경로 생성부를 더 포함하고,

상기 선회 종료 지점에서 상기 제2 회피 경로를 시작하는 지점까지 직선으로 비행하는 경로를 더 생성하는 것을 특징으로 하는 회피 경로 생성 시스템.

청구항 13

제10 항에 있어서,

상기 회피 경로 생성 시스템은 접근 거리 결정부를 더 포함하고,

상기 접근 거리 결정부는,

상기 제1 속력(Vc), 상기 최대 선회율 값($\overline{w}$), 상기 제2 속도(v_i), 상기 선회 시작 지점에서의 상기 제1 무인항공기의 요(yaw) 각도(Θ_0), 및 상기 제2 무인항공기의 요(yaw) 각도(Θ_i)에 기초하여 상기 접근 거리를 결정하는

것을 특징으로 하는 회피 경로 생성 시스템.

발명의 설명

기 술 분 야

[0001] 본 발명은 고정익 무인항공기의 회피 경로 생성 방법 및 시스템에 관한 것으로서, 더욱 구체적으로는 회피 대상에 대한 상대 좌표계에서 고정익 무인항공기가 기하적 방법으로 회피 경로를 생성하는 방법 및 시스템에 관한 것이다.

배 경 기 술

[0002] 대표적인 회피 및 경로 탐색 알고리즘으로 A* 알고리즘, RRT* 알고리즘 및 이를 기반으로 하는 많은 회피 알고리즘이 연구되어 왔다. 이러한 전통적인 회피 알고리즘은 장애물 및 목표 지점까지 전역적인 지형 및 장애물 정보를 사전에 가지고 있을 때, 장애물을 회피하여 목표 지점까지 도달하는 최단 경로를 찾는다. 따라서 임무 지역에 대한 정보가 부족하거나, 시간에 따라 변하는 환경에서는 전통적인 회피 알고리즘이 적합하지 않다. 특히 A* 알고리즘은 노드 기반의 알고리즘으로 지역적 회피에는 부적절하며, 랜덤 샘플링 기반의 RRT* 알고리즘은 샘플링 횟수가 많아질 수록 최적의 회피 경로에 수렴하지만, 랜덤이라는 특성에 의해 경로를 찾는 시간이 일정하지 않고, 상황에 따라서는 경로를 찾지 못할 수도 있다.

[0003] 따라서 이러한 한계점을 극복하기 위해 환경 변화를 실시간으로 측정하여 정해진 규칙에 따라 대응하는 행위 기반 제어 알고리즘을 이용한 회피 기법들이 연구되었다. 대표적인 행위 기반 알고리즘으로는 artificial potential field 알고리즘이 있다. 이전까지는 경로 생성과 지역적 회피를 구분하지 않았다면, 행위 기반의 회피 알고리즘은 지역적 충돌 회피에 중점을 두고 연구되어 회피 주체의 동역학적 제약조건 및 오도메트리(odometry)를 고려한 회피 제어 및 MPC(model predictive control)와 같은 모델 기반의 제어 기법을 이용한 충돌 회피도 연구되었다. 하지만 MPC를 기반으로 하는 회피 알고리즘은 환경 복잡성에 따라 연산 비용이 높아 순간적인 회피에는 어려움이 있을 수 있어, FGA(fast geometric avoidance) 알고리즘이 제안되었지만 FGA 알고리즘에서는 고정익 무인항공기의 제약조건을 고려할 때, 상대 속도에 의한 제약 조건의 변화를 고려하지 않는 한계점을 갖는다.

발명의 내용

해결하려는 과제

[0004] 본 발명이 해결하고자 하는 과제는 고정익 무인항공기가 회피 대상에 대한 상대 좌표계에서 기하적 방법으로 회피 경로를 생성하는 방법을 제안한다.

[0005] 본 발명이 해결하고자 하는 과제는 고정익 무인항공기가 회피 대상에 대한 상대 좌표계에서 기하적 방법으로 회피 경로를 생성하는 시스템을 제안한다.

과제의 해결 수단

[0006] 본 발명은 상기와 같은 종래의 기술적 문제를 해결하기 위한 기술적 수단으로서, 본 발명의 일 측면에 따른 회피 경로 생성 방법은, 제1 무인항공기의 위치와 제1 속도, 및 제2 무인항공기의 위치와 제2 속도를 획득하는 단계, 상기 제2 무인항공기의 위치를 원점으로 하는 2차원 상대 좌표계에서 상기 제1 무인항공기가 상기 제1 속도로 순항할 경우에 상기 제2 무인항공기에 가장 근접하게 되는 최근접 위치(Or')를 결정하는 단계, 상기 최근접 위치(Or')로부터 미리 설정된 회피 반경(R) 및 접근 거리(r_a)만큼 떨어진 지점을 상기 제1 무인항공기의 선회 시작 지점으로 결정하는 단계, 및 상기 제1 무인항공기가 상기 제1 속도와 동일한 제1 속력을 유지하면서 상기 선회 시작 지점으로부터 최대 선회율 값($\overline{w}$)으로 선회하는 제1 회피 경로를 생성하는 단계를 포함하고, 상기 접근 거리(r_a)는 상기 제1 속력(Vc), 상기 최대 선회율 값($\overline{w}$), 상기 제2 속도(v_i), 상기 선회 시작 지점에서의 상기 제1 무인항공기의 요(yaw) 각도(Θ_0), 및 상기 제2 무인항공기의 요(yaw) 각도(Θ_i)에 기초하여 결정되는 것을 특징으로 한다.

[0007] 일 예에 따르면, 상기 접근 거리(r_a)은 $r_a = \frac{V_c}{\overline{\omega}} - \frac{\pi \parallel v_i \parallel \cos(\theta_i - \theta_0)}{2\overline{\omega}}$ 에 따라 결정되는 것을 특징으로 할 수 있다.

[0008] 다른 예에 따르면, 상기 최대 선회율 값($\overline{w}$)은 최대 선회율(w_{max})을 기초로 설정된 범위 내에서 선택되는 값으로서, 상기 최대 선회율 값($\overline{w}$)은 $\overline{w} = \omega_{max} \pm 3(561.2\sigma_c \tan\phi)/V_c^2$ 에 기초하여 결정되고, 상기 최대 선회율(w_{max})는 $w_{max} = (561.2\sigma_c \tan\phi_{max})/V_c$ 인 것을 특징으로 하고, 여기서 Φ는 상기 제1 무인항공기의 뱅크각, Φmax는 상기 제1 무인항공기의 최대 뱅크각, σ_c는 상기 제1 속력(Vc)의 표준편차인 것을 특징으로 할 수 있다.

[0009] 또 다른 예에 따르면, 상기 제2 무인항공기는 항공기 통행 우선순위(right-of-way rules)에 따라 통행 우선권을 갖는 항공기이고, 상기 제1 무인항공기는 상기 제2 무인항공기에 대하여 상기 통행 우선권을 갖지 않는 항공기인 것을 특징으로 할 수 있다.

[0010] 또 다른 예에 따르면, 상기 회피 반경(R)은 최소 회피 반경(Rmin)에 여유 반경(Rmargin)을 부가한 값이고, 상기 최소 회피 반경(Rmin)은 미리 설정된 값이고, 상기 여유 반경(Rmargin)은 상기 상대 좌표계에서 상기 제1 무인항공기의 위치 추정 공분산을 기초로 산출되는 것을 특징으로 할 수 있다.

[0011] 또 다른 예에 따르면, 상기 회피 경로는 상기 제1 회피 경로 및 제2 회피 경로를 포함하고, 상기 제1 회피 경로는 상기 제1 무인항공기가 상기 선회 시작 지점으로부터 선회 종료 지점까지 상기 최대 선회율 값($\overline{w}$)으로 우측으로 선회하는 경로이고, 상기 제2 회피 경로는 상기 제2 회피 경로의 시작 지점인 방향 전환 지점으로부터 상기 제2 무인항공기를 중심으로 상기 회피 반경(R)만큼의 거리를 유지하며 반시계 방향으로 선회하는 경로인 것을 특징으로 할 수 있다.

[0012] 또 다른 예에 따르면, 상기 회피 경로는 상기 선회 종료 지점에서 상기 제2 회피 경로를 시작하는 지점까지 직선으로 비행하는 경로를 더 포함하는 것을 특징으로 할 수 있다.

[0013] 또 다른 예에 따르면, 상기 제2 회피 경로 상에서, 상기 제1 무인항공기의 속도 설정값 벡터(V1)는 $V1 = \left(\sqrt{(\widehat{V1_r} \cdot V2)^2 - V2 \cdot V2 + V_c^2} - \widehat{V1_r} \cdot V2\right)\widehat{V1_r} + V2$ 에 따라 산출되고, 여기서 $\widehat{V1_r}$는 상기 제1 무인항공기의 속도 설정값 벡터(V1)를 상기 2차원 상대 좌표계 상에서 나타낸 $V1_r$의 단위 벡터로서, $V1_r$는 $V1_r = -k_1(|\rho_r| - R)\widehat{\rho_r} + k_2 R_{(\frac{\pi}{2})}\widehat{\rho_r}$ 에 따라 산출되고, V2는 상기 제2 무인항공기의 속도 벡터, $\widehat{\rho_r}$는 상기 제2 무인항공기에 대한 상기 제1 무인항공기의 상대 위치 벡터(ρ_r)의 단위 벡터, k1은 상기 제2 회피 경로의 수직 방향 성분에 대한 제어 이득, k2는 상기 제2 회피 경로의 진행 방향 성분에 대한 제어 이득, $R_{(\frac{\pi}{2})}$는 $\widehat{\rho_r}$를 π/2만큼 회전시키기 위한 행렬인 것을 특징으로 할 수 있다.

[0014] 상술한 기술적 과제들을 달성하기 위한 기술적 수단으로서, 본 발명의 일 측면에 따른 컴퓨터 프로그램은 컴퓨팅 장치를 이용하여 전술한 회피 경로 생성 방법을 실행시키기 위하여 매체에 저장된다.

[0015] 본 발명의 일 측면에 따른 고정익 무인항공기의 회피 경로 생성 시스템에 있어서, 상기 회피 경로를 생성하기 위한 데이터를 저장하는 위치속도 획득부, 및 적어도 하나의 프로세서를 갖는 회피 경로 생성부를 포함하고, 상기 위치속도 획득부는 제1 무인항공기의 위치와 제1 속도 데이터를 획득하여 저장하는 제1 위치속도 획득부, 제2 무인항공기의 위치와 제2 속도 데이터를 획득하여 저장하는 제2 위치속도 획득부, 및 상기 제2 무인항공기의 위치를 원점으로 하는 2차원 상대 좌표계를 획득하는 상대 좌표계 획득부를 포함하고, 상기 회피 경로 생성부는 상기 상대 좌표계에서 상기 제1 무인항공기가 상기 제1 속도로 순항할 경우에 상기 제2 무인항공기에 가장 근접하게 되는 최근접 위치(Or')를 결정하는 최근접 위치 결정부, 상기 최근접 위치(Or')로부터 미리 설정된 회피 반경(R) 및 접근 거리(r_a)만큼 떨어진 지점을 상기 제1 무인항공기의 선회 시작 지점으로 결정하는 선회 시작 지점 결정부, 및 상기 제1 무인항공기가 상기 제1 속도와 동일한 제1 속력을 유지하면서 상기 선회 시작 지점으

로부터 최대 선회율 값($\overline{w}$)으로 선회하는 제1 회피 경로를 생성하는 제1 회피 경로 생성부를 포함한다.

[0016] 일 예에 따르면, 상기 제1 회피 경로 생성부는 상기 제1 무인항공기가 상기 선회 시작 지점(A)으로부터 선회 종료 지점(B)까지 상기 최대 선회율 값($\overline{w}$)으로 우측으로 선회하는 경로인 상기 제1 회피 경로를 생성하는 것을 특징으로 할 수 있다.

[0017] 다른 예에 따르면, 상기 회피 경로 생성 시스템은 제2 회피 경로의 시작 지점인 방향 전환 지점으로부터 상기 제2 무인항공기를 중심으로 상기 회피 반경(R)만큼의 거리를 유지하며 반시계 방향으로 선회하는 경로인 상기 제2 회피 경로를 생성하는 제2 회피 경로 생성부를 더 포함하고, 상기 선회 종료 지점에서 상기 제2 회피 경로를 시작하는 지점까지 직선으로 비행하는 경로를 더 생성하는 것을 특징으로 할 수 있다.

[0018] 또 다른 예에 따르면, 상기 회피 경로 생성 시스템은 접근 거리 결정부를 더 포함하고, 상기 접근 거리 결정부는 상기 제1 속력(Vc), 상기 최대 선회율 값($\overline{w}$), 상기 제2 속도(v_i), 상기 선회 시작 지점에서의 상기 제1 무인항공기의 요(yaw) 각도(Θ_0), 및 상기 제2 무인항공기의 요(yaw) 각도(Θ_i)에 기초하여 상기 접근 거리를 결정하는 것을 특징으로 할 수 있다.

발명의 효과

[0019] 본 발명에 따르면, 고정익 무인항공기가 회피 대상의 움직임과 무관하게 일정한 회피 경로를 생성함으로써 낮은 연산 비용으로 효과적인 회피 성능을 기대할 수 있고, 고정익 무인항공기의 순항 속도 및 순항 속도에서의 최대 선회율을 고려하여 회피 경로를 생성함으로써 회피 대상의 회피 반경을 침해하지 않고 안전 거리를 유지하는 회피 경로를 생성할 수 있다.

도면의 간단한 설명

[0020] 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 회피 경로 생성 방법을 실행하기 위한 컴퓨팅 장치의 개략적인 블록도이다.

도 2는 본 발명에 따른 회피 경로 생성 시스템의 블록도를 개략적으로 도시한다.

도 3은 본 발명의 일 실시예에 따라 고정익 무인항공기가 회피 경로를 생성하는 과정을 개략적으로 도시한다.

도 4는 본 발명에 따른 고정익 무인항공기의 회피 경로 생성 방법을 설명하기 위한 순서도를 도시한다.

도 5는 본 발명의 일 실시예에 따라 고정익 무인항공기에 의해 생성된 회피 경로를 개략적으로 도시한다.

도 6a는 본 발명의 일 실시예에 따른 관성좌표계에서 회피 대상 무인항공기와 회피 주체 무인항공기의 위치 및 속도를 개략적으로 도시한다.

도 6b는 본 발명의 일 실시예에 따른 상대좌표계에서 회피 대상 무인항공기와 회피 주체 무인항공기의 위치 및 속도를 개략적으로 도시한다.

도 7a는 회피 대상 무인항공기 및 회피 주체 무인항공기의 경로가 90° 를 이루며 접근할 때 본 발명의 일 실시예에 따른 관성좌표계에서 두 무인항공기의 경로를 도시한다.

도 7b는 본 발명의 일 실시예에 따른 상대좌표계에서 회피 주체 무인항공기의 경로를 도시한다.

도 7c는 본 발명의 일 실시예에 따른 회피 주체 무인항공기의 자세를 조종면의 각도로 나타낸 그래프를 도시한다.

도 7d는 본 발명의 일 실시예에 따라 회피 대상 무인항공기 및 회피 주체 무인항공기의 상대 거리 그래프를 도시한다.

도 8a는 회피 대상 무인항공기 및 회피 주체 무인항공기의 경로가 135° 를 이루며 접근할 때 본 발명의 다른 실시예 및 FGA 알고리즘에 따른 관성좌표계에서 두 무인항공기의 경로를 각각 도시한다.

도 8b는 본 발명의 다른 실시예와 FGA 알고리즘에 따른 상대좌표계에서 회피 대상 무인항공기 및 회피 주체 무인항공기의 경로를 도시한다.

도 8c는 본 발명의 다른 실시예와 FGA 알고리즘에 따른 회피 주체 무인항공기의 자세를 조종면의 각도로 나타낸 그래프를 도시한다.

도 8d는 본 발명의 다른 실시예와 FGA 알고리즘에 따른 회피 대상 무인항공기 및 회피 주체 무인항공기의 상대 거리 그래프를 도시한다.

도 9a는 회피 대상 무인항공기 및 회피 주체 무인항공기의 경로가 45° 를 이루며 접근할 때 본 발명의 또 다른 실시예 및 FGA 알고리즘에 따른 관성좌표계에서 두 무인항공기의 경로를 각각 도시한다.

도 9b는 본 발명의 또 다른 실시예와 FGA 알고리즘에 따른 상대좌표계에서 회피 대상 무인항공기 및 회피 주체 무인항공기의 경로를 도시한다.

도 9c는 본 발명의 또 다른 실시예와 FGA 알고리즘에 따른 회피 주체 무인항공기의 자세를 조종면의 각도로 나타낸 그래프를 도시한다.

도 9d는 본 발명의 또 다른 실시예와 FGA 알고리즘에 따른 회피 대상 무인항공기 및 회피 주체 무인항공기의 상대 거리 그래프를 도시한다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0021] 아래에서는 첨부한 도면을 참조하여 본 발명의 바람직한 실시 예에 대하여 상세히 설명한다.

[0022] 본 발명을 상세하게 설명하기 전에, 본 명세서에서 사용된 용어나 단어는 통상적이거나 사전적인 의미로 무조건 한정하여 해석되어서는 아니되며, 본 발명의 발명자가 자신의 발명을 가장 최선의 방법으로 설명하기 위해서 각종 용어의 개념을 적절하게 정의하여 사용할 수 있다. 더 나아가 이들 용어나 단어는 본 발명의 기술적 사상에 부합하는 의미와 개념으로 해석되어야 함을 알아야 한다. 즉, 본 명세서에서 사용된 용어는 본 발명의 바람직한 실시 예를 설명하기 위해서 사용되는 것일 뿐이고, 본 발명의 내용을 구체적으로 한정하려는 의도로 사용된 것이 아니다. 이들 용어는 본 발명의 여러 가지 가능성을 고려하여 정의된 용어임을 알아야 한다.

[0023] 본 명세서에 있어서, 단수의 표현은 문맥상 명확하게 다른 의미로 지시하지 않는 이상, 복수의 표현을 포함할 수 있다. 유사하게 복수로 표현되어 있다고 하더라도 단수의 의미를 포함할 수 있음을 알아야 한다.

[0024] 본 명세서에서 어떤 요소가 다른 요소와 "연결"되어 있다고 기술될 때, 이는 "직접적으로 연결"되어 있는 경우뿐 아니라 그 중간에 다른 요소를 사이에 두고 "간접적으로 연결"되어 있는 경우도 포함한다. 어떤 요소가 다른 요소를 "포함"한다고 할 때, 이는 특별히 반대되는 기재가 없는 한 다른 요소 외에 또 다른 요소를 배제하는 것이 아니라 또 다른 요소를 더 포함할 수 있는 것을 의미한다.

[0025] 그리고, 본 발명의 명세서, 특허청구범위 및 도면에 기재된 용어 "제1", "제2" 등은 유사한 대상을 구별하기 위한 것으로 특정된 순서 또는 선후 순서를 표시하기 위한 것이 아니다.

[0026] 더욱이, 본 발명의 명세서에서는, "…부", "모듈", "장치" 등의 용어는, 사용된다면, 하나 이상의 기능이나 동작을 처리할 수 있는 단위를 의미한다. 이는 하드웨어 또는 소프트웨어, 또는 하드웨어와 소프트웨어의 결합으로 구현될 수 있음을 알아야 한다.

[0027] 이하에서, 본 발명을 설명함에 있어서, 본 발명의 요지를 불필요하게 흐릴 수 있다고 판단되는 구성, 예를 들어, 종래 기술을 포함하는 공지 기술에 대한 상세한 설명은 생략될 수도 있다.

[0029] 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 회피 경로 생성 방법을 실행하기 위한 컴퓨팅 장치의 개략적인 블록도이다.

[0030] 도 1을 참조하면, 컴퓨팅 장치(1000)는 메모리(1200), 프로세서(1100), 및 DB(1300)를 포함한다. 컴퓨팅 장치(1000)는 본 발명에 따른 회피 경로 생성 시스템(도 2의 10)일 수 있다.

[0031] 프로세서(1100)는 통상적으로 컴퓨팅 장치(1000)의 전반적인 동작을 제어한다. 프로세서(1100)는 기본적인 산술, 로직 및 입출력 연산을 수행함으로써, 컴퓨터 프로그램의 명령을 처리하도록 구성될 수 있다. 프로세서(1100)는 메모리(1200) 및 DB(1300)에 저장된 데이터를 수신받고, 데이터를 메모리(1200) 및 DB(1300)로 송신할 수 있다.

[0032] 메모리(1200)는 컴퓨팅 장치(1000)가 판독할 수 있는 기록 매체로서, RAM(random access memory), ROM(read only memory) 및 디스크 드라이브와 같은 비소멸성 대용량 기록장치(permanent mass storage device)를 포함할 수 있다.

[0033] 메모리(1200)는 본 발명의 일 실시예에 따라서 회피 경로를 생성하기 위한 프로그램 코드, 상기 프로그램 코드

를 실행하는 데에 필요한 데이터들 및 상기 프로그램 코드를 실행하는 과정에서 생성되는 데이터들을 저장할 수 있다.

[0034] DB(1300)는 프로세서(1100)가 판독할 수 있는 기록 매체로서, 디스크 드라이브와 같은 비소멸성 대용량 기록장치를 포함할 수 있다. DB(1300)는 본 발명에 따른 무인항공기의 회피 경로 생성 방법을 실행하는 데 필요한 데이터들을 저장할 수 있다. 예를 들면, DB(1300)는 회피 경로 생성 시스템에서 최대 선회율 값($\overline{w}$), 최대 선회율(w_{max}), 및 최소 회피 반경(Rmin)에 관한 데이터를 저장할 수 있다. 본 발명에 따른 회피 경로 생성 방법을 실행하는 데 필요한 데이터들 중 적어도 일부는 메모리(1200)에 저장될 수 있다.

[0035] 일 실시예에 따르면, 컴퓨팅 장치(1000)는 프로세서(1100), 메모리(1200), DB(1300) 외에, 통신 모듈, 입출력 장치, 또는 저장 장치 등을 더 포함할 수 있다. 예를 들면, 컴퓨팅 장치(1000)는 통신 모듈을 통해 무인항공기의 위치 및 속도와 같은 정보를 수신할 수 있다.

[0036] 다양한 실시 예들에 따른 프로세서(1100)의 동작에 대하여 아래에서 더욱 자세히 설명한다.

[0038] 도 2는 본 발명에 따른 회피 경로 생성 시스템의 블록도를 개략적으로 도시한다.

[0039] 도 2를 참조하면, 회피 경로 생성 시스템(10)은 위치속도 획득부(100) 및 회피 경로 생성부(200)를 포함한다.

[0040] 위치속도 획득부(100)는 고정익 무인항공기들의 위치 및 속도 정보를 획득하여 저장할 수 있다. 일 실시예에 따르면, 상기 위치 및 속도 정보는 회피 주체 무인항공기인 제1 무인항공기의 위치 및 속도 정보(P1/V1)와 회피 대상 무인항공기인 제2 무인항공기의 위치 및 속도 정보(P2/V2)를 포함할 수 있다. 위치속도 획득부(100)는 무인항공기들 간에 동일한 통신 프로토콜을 이용하는 경우에는 서로의 상태 정보를 교환하거나, 각종 센서를 이용함으로써 무인항공기들의 위치 및 속도 정보를 획득할 수 있다. 예를 들어, 무인항공기는 Global positioning system (GPS) 및 Inertial measurement unit (IMU) 등을 이용해 자신의 위치 및 속도를 측정하고 상태를 추정하며, 회피 대상 무인항공기의 위치와 속도 또한 센서 및 통신을 통하여 상태를 추정할 수 있다. 상태 추정에는 Extended Kalman filter (EKF) 기법이 사용될 수 있다. 위치속도 획득부(100)는 획득한 무인항공기들의 상태 정보를 기초로 회피 대상 무인항공기를 원점으로 하는 상대좌표계(RC)를 획득하여 저장할 수 있다. 위치속도 획득부(100)는 획득한 상대좌표계(RC)를 회피 경로 생성부(200)로 전달할 수 있다.

[0041] 회피 경로 생성부(200)는 위치속도 획득부(100)로부터 고정익 무인항공기들의 위치 및 속도 정보를 획득하여 이를 기초로 회피 주체 무인항공기의 회피 경로를 생성할 수 있다. 일 실시예에 따르면, 회피 경로 생성부(200)는 상대좌표계(RC)에서 회피 주체 무인항공기인 제1 무인항공기와 회피 대상 무인항공기인 제2 무인항공기의 충돌 예상 지점인 최근접 위치(Or')를 결정할 수 있다. 회피 경로 생성부(200)는 최근접 위치(Or'), 접근 거리(r_a), 및 미리 설정된 회피 반경(R)을 기초로 회피 경로 시작 지점인 선회 시작 지점을 결정할 수 있다. 회피 경로 생성부(200)는 선회 시작 지점으로부터 제1 회피 경로 및 제2 회피 경로를 생성할 수 있다. 회피 경로 생성부(200)는 제1 회피 경로의 선회 시작 지점으로부터 제2 회피 경로의 시작 지점인 방향 전환 지점까지 직선으로 비행하는 경로를 더 생성할 수 있다.

[0042] 회피 경로 생성부(200)는 프로세서(1100)에 의해 제어되며, 본 발명에 따른 회피 경로 생성 알고리즘을 탑재할 수 있다. 생성된 회피 경로에 따른 이동 명령은 통신 프로토콜을 이용하여 회피 주체 무인항공기의 컨트롤러에 전달되어 회피 주체 무인항공기의 순항 경로를 제어할 수 있다.

[0044] 도 3은 본 발명의 일 실시예에 따라 고정익 무인항공기가 회피 경로를 생성하는 과정을 개략적으로 도시한다.

[0045] 도 3을 참조하면, 회피 경로 생성 시스템(10)은 위치속도 획득부(100) 및 회피 경로 생성부(200)를 포함한다. 위치속도 획득부(100)는 제1 위치속도 획득부(110), 제2 위치속도 획득부(120), 및 상대좌표계 획득부(130)를 포함한다. 회피 경로 생성부(200)는 최근접 위치 결정부(210), 선회 시작 지점 결정부(220), 및 제1 회피 경로 생성부(230)를 포함한다. 회피 경로 생성부(200)는 접근 거리 결정부(250) 및 제2 회피 경로 생성부(240)를 더 포함할 수 있다.

[0046] 제1 위치속도 획득부(110)는 제1 무인항공기의 위치 및 제1 속도(P1/V1)에 관한 데이터를 획득하여 저장할 수 있다. 예를 들어, 제1 무인항공기는 회피 기동을 수행하는 회피 주체 무인항공기일 수 있다. 제1 위치속도 획득

부(110)는 획득한 제1 무인항공기의 위치 및 제1 속도(P1/V1) 데이터를 상대좌표계 획득부(130)로 전달할 수 있다.

[0047] 제2 위치속도 획득부(120)는 제2 무인항공기의 위치 및 제2 속도(P2/V2)에 관한 데이터를 획득하여 저장할 수 있다. 예를 들어, 제2 무인항공기는 회피 대상 무인항공기일 수 있다. 제2 위치속도 획득부(120)는 획득한 제2 무인항공기의 위치 및 제2 속도(P2/V2) 데이터를 상대좌표계 획득부(130)로 전달할 수 있다.

[0048] 상대좌표계 획득부(130)는 제2 무인항공기의 위치(P2)를 원점으로 하는 2차원 상대좌표계(RC)를 획득할 수 있다. 일 실시예에 따르면, 상대좌표계(RC)의 x축은 제1 무인항공기의 임무 경로와 수직이고, y축은 제1 무인항공기의 임무 경로와 평행하게 설정될 수 있다. 상대좌표계 획득부(130)는 획득한 상대좌표계(RC) 데이터 및 제1 무인항공기의 위치 및 제1 속도(P1/V1) 데이터를 최근접 위치 결정부(210)로 전달할 수 있다. 상대좌표계 획득부(130)는 제1 무인항공기의 위치 및 속도(P1/V1) 데이터와 제2 무인항공기의 위치 및 제2 속도(P2/V2) 데이터를 접근 거리 결정부(250)로 전달할 수 있다.

[0049] 최근접 위치 결정부(210)는 제2 무인항공기의 위치(P2)를 원점으로 하는 2차원 상대좌표계(RC)에서 제1 무인항공기가 제1 속도(V1)와 동일한 제1 속력(Vc)으로 순항할 경우에 제2 무인항공기에 가장 근접하게 되는 최근접 위치(Or')를 결정할 수 있다. 최근접 위치(Or')는 상대좌표계(RC)의 원점을 제1 무인항공기의 임무 경로상에 사영시킨 지점일 수 있다.

[0050] 선회 시작 지점 결정부(220)는 최근접 위치(Or')로부터 미리 설정된 회피 반경(R) 및 접근 거리(r_a)만큼 떨어진 지점을 제1 무인항공기의 선회 시작 지점(PS)으로 결정할 수 있다. 선회 시작 지점(PS)은 제1 무인항공기가 제2 무인항공기를 회피해 제1 회피 경로(PATH1)를 생성하기 시작하는 지점으로, 제1 무인항공기가 최대 선회율 값($\overline{w}$)에 따라 선회하기 시작하는 지점이다.

[0051] 회피 반경(R)은 최소 회피 반경(Rmin)에 여유 반경(Rmargin)을 부가한 값일 수 있다. 최소 회피 반경(Rmin)은 미리 설정된 값일 수 있다. 여유 반경(Rmargin)은 상대좌표계(RC)에서의 회피 주체 무인항공기의 위치 추정 공분산을 기초로 산출될 수 있다. 무인항공기들의 위치는 각각 독립적이므로, 상대좌표계(RC)에서 회피 주체 무인항공기의 위치 추정 공분산은 각 무인항공기의 공분산의 합과 같을 수 있다. 위치 추정의 분포가 가우시안 분포를 따른다고 가정하였을 때, 무인항공기는 3-sigma 규칙에 따라 공분산 타원의 3배 범위 내에 존재할 확률이 약 99%이며, 이 3-sigma 범위의 최댓값을 여유 반경(Rmargin)으로 할 수 있다. 이는 공분산 행렬의 최대 고윳값의 3배수로 구할 수 있다.

[0052] 제1 회피 경로 생성부(230)는 제1 무인항공기가 선회 시작 지점(PS)으로부터 선회 종료 지점(PE)까지 최대 선회율 값($\overline{w}$)에 따라 우측으로 선회하는 제1 회피 경로(PATH1)를 생성할 수 있다. 최대 선회율 값($\overline{w}$)은 최대 선회율(w_{max})을 기초로 설정된 범위 내에서 선택되는 값으로서, $\overline{w} = \omega_{max} \pm 3\,(561.2\sigma_c \tan\phi)/V_c^{\,2}$에 기초하여 결정될 수 있다. 최대 선회율($w_{max}$)는 $w_{max} = (561.2\sigma_c \tan\phi_{max})/V_c$ 에 기초하여 결정되고, 여기서 ϕ는 제1 무인항공기의 뱅크각, Φmax는 제1 무인항공기의 최대 뱅크각, σ_c는 제1 속력(Vc)의 표준편차이다. 일 실시 예에 따르면, 제1 회피 경로 생성부(230)는 제1 회피 경로(PATH1)의 종료 지점인 선회 종료 지점(PE)에서 제2 회피 경로를 시작하는 지점까지 직선으로 비행하는 경로를 더 생성할 수 있다. 다른 실시 예에 따르면, 제1 회피 경로 생성부(230)는 제1 회피 경로(PATH1)의 종료 지점인 선회 종료 지점(PE)에 대한 데이터를 제2 회피 경로 생성부(240)로 전달할 수 있다.

[0053] 접근 거리 결정부(250)는 제1 속력(Vc), 최대 선회율 값($\overline{w}$), 제2 속도(v_i), 선회 시작 지점(PS)에서의 제1 무인항공기의 요(yaw) 각도(Θ_0), 및 제2 무인항공기의 요(yaw) 각도(Θ_i)에 기초하여 접근 거리(r_a)를 결정할 수 있다. 접근 거리(r_a)는

$$r_a = \frac{V_c}{\overline{\omega}} - \frac{\pi \parallel v_i \parallel \cos(\theta_i - \theta_0)}{2\overline{\omega}}$$

에 따라 결정될 수 있다.

[0054] 접근 거리(r_a)는 제1 무인항공기가 제1 속도(V1)와 동일한 제1 속력(Vc)을 유지하며 최대 선회율 값($\overline{w}$)에 따라 선회할 때의 경로를 상대좌표계(RC)에서 표현하였을 때, 회전각도 180° 이내에서 180° 방향으로의 속도 벡터

오차 범위를 고려한 최대 거리일 수 있다. 제1 속력(Vc)의 분산(σ_c^2)이 주어졌을 때, 최대 선회율(w_{max})의 분산을 Taylor series로 1차 근사하면 $(561.2\sigma_c \tan\phi)^2/V_c^4$ 가 되며, 최대 선회율 값($\bar{w}$)의 3-sigma 범위는 $\omega_{max} \pm 3\,(561.2\sigma_c \tan\phi)/V_c^2$ 일 수 있다. 더 작은 선회율에서 선회 반경이 커지므로, 최대 선회율(w_{max})의 최소 오차 범위값인 최대 선회율 값($\bar{w}$)을 이용하여 상대좌표계(RC)에서의 제1 무인항공기의 최대 선회 비행의 속도 벡터를 산출할 수 있다. 상기 제1 무인항공기의 최대 선회 비행의 속도 벡터는 아래 수식 (1)과 같이 산출될 수 있다.

[0055]
$$\begin{bmatrix} v_{rx}(t) \\ v_{ry}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_c\cos(\theta_0 + \bar{\omega}t) - v_{ix} \\ V_c\sin(\theta_0 + \bar{\omega}t) - v_{iy} \end{bmatrix} \quad (1)$$

[0056] 여기서, Θ_0는 선회 시작 지점(PS)에서의 제1 무인항공기의 요(yaw) 각도, v_{ix} 는 제2 속도(v_i)의 x 성분, v_{iy} 는 제2 속도(v_i)의 y 성분이다. 접근 거리(r_a)는 수식(1)을 적분하여 수식 (2)에 따라 결정될 수 있다.

[0057]
$$r_a = \frac{V_c}{\bar{\omega}} - \frac{\pi \parallel v_i \parallel \cos(\theta_i - \theta_0)}{2\bar{\omega}} \quad (2)$$

[0058] 제2 회피 경로 생성부(240)는 제2 회피 경로의 시작 지점인 방향 전환 지점으로부터 제2 무인항공기를 중심으로 회피 반경(R)만큼의 거리를 유지하며 반시계 방향으로 선회하는 경로를 생성할 수 있다. 제2 회피 경로 상에서 제1 무인항공기의 속도 설정값 벡터(V1)는 $V1 = \left(\sqrt{(\vec{V1}_r \cdot V2)^2 - V2 \cdot V2 + V_c^2} - \vec{V1}_r \cdot V2\right)\vec{V1}_r + V2$ 에 따라 산출되고, 여기서 $\vec{V1}_r$는 제1 무인항공기의 속도 설정값 벡터(V1)를 2차원 상대 좌표계 상에서 나타낸 $V1_r$의 단위 벡터로서, $V1_r$는 $V1_r = -k_1(|\rho_r| - R)\vec{\rho}_r + k_2 R_{(\frac{\pi}{2})}\vec{\rho}_r$ 에 따라 산출될 수 있다. V2는 제2 무인항공기의 속도 벡터, $\vec{\rho}_r$는 제2 무인항공기에 대한 제1 무인항공기의 상대 위치 벡터(ρ_r)의 단위 벡터, k1은 제2 회피 경로의 수직 방향 성분에 대한 제어 이득, k2는 제2 회피 경로의 진행 방향 성분에 대한 제어 이득, $R_{(\frac{\pi}{2})}$는 $\vec{\rho}_r$를 π/2만큼 회전시키기 위한 행렬이다. 일 실시 예에 따르면, 제2 회피 경로 생성부(240)는 제1 회피 경로(PATH1)의 종료 지점인 선회 종료 지점(PE)에서 제2 회피 경로를 시작하는 지점까지 직선으로 비행하는 경로를 더 생성할 수 있다.

[0060] 도 4는 본 발명에 따른 고정익 무인항공기의 회피 경로 생성 방법을 설명하기 위한 순서도를 도시한다.

[0061] 도 4를 참조하면, 회피 주체 무인항공기는 회피 대상 무인항공기의 위치를 원점으로 하는 상대좌표계에서 선회 시작 지점부터 우측으로 선회하여 회피 경로를 생성할 수 있다.

[0062] 위치속도 획득부(100)는 제1 무인항공기의 위치와 제1 속도 및 제2 무인항공기의 위치와 제2 속도를 획득한다(S10). 제1 무인항공기는 회피 주체 무인항공기이고, 제2 무인항공기는 회피 대상 무인항공기일 수 있다.

[0063] 회피 경로 생성부(200)는 단계(S20-S40)를 수행할 수 있다. 최근접 위치 결정부(210)는 제2 무인항공기의 위치를 원점으로 하는 2차원 상대좌표계에서 제1 무인항공기가 제1 속도로 순항할 경우에 제2 무인항공기에 가장 근접하게 되는 최근접 위치(Or')를 결정한다(S20).

[0064] 선회 시작 지점 결정부(220)는 최근접 위치(Or')로부터 미리 설정된 회피 반경(R) 및 접근 거리(r_a)만큼 떨어진 지점을 제1 무인항공기의 선회 시작 지점으로 결정한다(S30). 제1 회피 경로 생성부(230)는 제1 무인항공기가 제1 속도와 동일한 제1 속력(Vc)을 유지하면서 선회 시작 지점으로부터 최대 선회율 값($\bar{w}$)으로 선회하는 제1 회피 경로를 생성한다(S40). 도 4에 도시 되지 않았지만, 회피 경로 생성부(200)는 선회 종료 지점에서 제2 회피 경로의 시작 지점인 방향 전환 지점까지 직선으로 비행하는 경로를 더 생성할 수 있다. 회피 경로 생성부(200)

는 방향 전환 지점으로부터 제2 무인항공기를 중심으로 회피 반경(R)만큼의 거리를 유지하며 반시계 방향으로 선회하는 제2 회피 경로를 더 생성할 수 있다.

[0066] 도 5는 본 발명의 일 실시예에 따라 고정익 무인항공기에 의해 생성된 회피 경로를 개략적으로 도시한다.

[0067] 도 5를 참조하면, 회피 주체 무인항공기는 A지점부터 B지점까지 최대 선회율(w_{max})로 선회하고, C지점부터 회피 대상 무인항공기를 중심으로 회피 반경(R)만큼의 거리를 유지하며 반시계 방향으로 회피 경로를 생성할 수 있다. 회피 주체 무인항공기와 회피 대상 무인항공기는 항공기 통행 우선순위(right-of-way rules)를 고려하여 구분될 수 있다.

[0068] 도 5에 따르면, 회피 대상 무인항공기의 위치를 원점(Or)으로 하는 상대좌표계를 정의하고, 상대좌표계에서 회피 주체 무인항공기가 일정한 속도로 순항할 경우 회피 대상 무인항공기와 가장 근접하게 되는 지점인 최근접 위치(Or')를 결정한다. 최근접 위치(Or')는 상대좌표계의 원점(Or)을 회피 주체 무인항공기의 임무 경로상에 사영시킨 지점일 수 있다. A지점은 임무 경로 상에서 최근접 위치(Or')로부터 회피 반경(R)과 접근 거리(r_a)를 더한 값만큼 떨어져 있는 지점으로, 회피 주체 무인항공기가 회피 기동을 시작하는 선회 시작 지점일 수 있다. 회피 반경(R)은 최소 회피 반경(Rmin) 및 여유 반경(Rmargin)을 포함할 수 있다. 접근 거리(r_a)는 회피 주체 무인항공기가 A지점에서 최대 선회율 값($\bar{w}$)으로 선회했을 때 생성되는 반원의 반지름으로, 도 3의 식(2)에 따라 산출될 수 있다.

[0069] 회피 경로는 제1 회피 경로 및 제2 회피 경로를 포함할 수 있다. 제1 회피 경로는 A지점부터 B지점까지의 경로로, 회피 주체 무인항공기가 임무 경로 추종에서 회피를 위한 기동으로 전환하는 시점부터 회피 대상 무인항공기에 회피 거리까지 접근하는 단계일 수 있다. 제2 회피 경로는 C지점부터 임무 경로 복귀 지점인 D지점까지의 경로일 수 있다. 일 실시예에 따르면, C지점은 방향 전환 지점일 수 있다. 회피 경로는 제1 회피 경로의 종료 지점인 선회 종료 지점(B)에서 제2 회피 경로를 시작하는 지점(C)까지 직선으로 비행하는 경로를 더 포함할 수 있다. B-C경로는 직선 경로로, 상대좌표계의 원점(Or)과 회피 반경(R)을 반지름으로 하여 결정되는 원 경로 및 A 지점에서 회피 주체 무인항공기가 우측으로 최대 선회율 값($\bar{w}$)으로 선회하며 접근 거리(r_a)를 반지름으로 결정되는 원 경로의 내접선 중 일부일 수 있다.

[0070] 회피 주체 무인항공기의 제2 회피 경로 상에서의 속도 벡터는 도 3의 식(1)에 따라 산출될 수 있다. 회피 주체 무인항공기는 회피 대상 무인항공기의 위치인 원점(Or)을 중심으로 회피 반경(R)만큼의 거리를 유지하며 반시계 방향으로 선회하여 D지점에서 임무 경로로 복귀할 수 있다.

[0072] 도 6a는 본 발명의 일 실시예에 따른 관성좌표계에서 회피 대상 무인항공기와 회피 주체 무인항공기의 위치 및 속도를 개략적으로 도시한다.

[0073] 도 6a를 참조하면, 고정된 원점을 갖는 관성좌표계에서 회피 대상 무인항공기와 회피 주체 무인항공기의 위치 벡터 및 속도 벡터를 나타낸다. 예를 들어, 고정된 원점을 기준으로 회피 대상 무인항공기의 위치 벡터는 p_i, 속도 벡터는 v_i, 회피 주체 무인항공기의 위치 벡터는 p, 속도 벡터는 v일 수 있다.

[0075] 도 6b는 본 발명의 일 실시예에 따른 상대좌표계에서 회피 대상 무인항공기와 회피 주체 무인항공기의 위치 및 속도를 개략적으로 도시한다.

[0076] 도 6b를 참조하면, 도 6a의 고정된 원점을 갖는 관성좌표계에서 회피 대상 무인항공기의 위치를 원점으로 하는 상대좌표계로 전환하였을 때, 회피 대상 무인항공기와 회피 주체 무인항공기의 위치 벡터 및 속도 벡터를 나타낸다. 도 6b에 도시 되지는 않았지만 상대좌표계 상의 모든 위치 벡터 및 속도 벡터는 도 6a의 관성좌표계에서 위치 벡터 및 속도 벡터에서 회피 대상 무인항공기의 위치 벡터 및 속도 벡터를 뺀 값일 수 있다. 예를 들어, 도 6a의 관성좌표계에서 회피 대상 무인항공기의 위치 벡터는 p_i, 속도 벡터는 v_i, 회피 주체 무인항공기의 위치 벡터는 p, 속도 벡터는 v 인 경우, 도 6b의 상대좌표계에서 회피 주체 무인항공기의 위치 벡터(p_r)는 $p- p_i$, 속

도 벡터(v_r)는 $v-v_i$ 로, 회피 대상 무인항공기와의 관계에서 상대적으로 결정될 수 있다.

[0078] 도 7 내지 도 9는 회피 대상 무인항공기 및 회피 주체 무인항공기의 경로 각도를 달리하여 시뮬레이션함으로써 회피 주체 무인항공기가 회피 경로를 생성한 결과를 나타낸다. 예를 들어, 회피 주체 무인항공기의 속력(Vc)을 10m/s, 회피 주체 무인항공기의 최대 뱅크각(Φmax)을 34° , 최소 회피 반경(Rmin)을 100m, 회피 대상 무인항공기의 속도(Vc)와 동일한 속력을 5m/s로 설정하여 시뮬레이션할 수 있다. 회피 주체 무인항공기의 속도를 유지한 상태에서 롤을 최대 뱅크각(Φmax)으로 하였을 때, 회피 주체 무인항공기의 최대 선회율(w_{max})은 $w_{max} = (561.2\sigma_c \tan \phi_{max})/V_c$ 에 기초하여 결정될 수 있다. 따라서, 상기 설정 값에 따르면 회피 주체 무인항공기가 선회 시작 지점에서 최대 선회율로 선회할 때의 최대 선회율(w_{max})은 38.275(° /s)이고, 회피 주체 무인항공기는 최대 선회율(w_{max})에 따라 선회하였을 때 회전 반경(도 3의 접근 거리(r_a))이 15m 인 원을 그리며 회전할 수 있다.

[0080] 도 7a 내지 도 7d는 회피 대상 무인항공기 및 회피 주체 무인항공기의 경로가 90° 를 이루며 서로 접근할 때의 시뮬레이션 결과를 도시한다.

[0081] 도 7a는 회피 대상 무인항공기 및 회피 주체 무인항공기의 경로가 90° 를 이루며 접근할 때 본 발명의 일 실시예에 따른 관성좌표계에서 두 무인항공기의 경로를 도시한다. 도 7a를 참조하면, 회피 주체 무인항공기가 기존의 임무 경로 진행 도중 임무 경로의 우측으로 선회 및 회피 대상 무인항공기를 중심으로 반시계 방향으로 선회하여 생성된 회피 경로를 관성좌표계에 나타낸 결과를 도시한다. 일 실시예에 따르면, 회피 주체 무인항공기는 제1 무인항공기이고, 회피 대상 무인항공기는 제2 무인항공기일 수 있다.

[0083] 도 7b는 본 발명의 일 실시예에 따른 상대좌표계에서 회피 주체 무인항공기의 경로를 도시한다.

[0084] 도 7b를 참조하면, 도 7a에 따라 관성좌표계에 표현된 회피 주체 무인항공기의 경로를 회피 대상 무인항공기의 위치를 원점으로 하는 상대 좌표계에 나타낸 시뮬레이션 결과를 도시한다. 도 7b의 실선으로 표현된 원은 최소 회피 반경(Rmin)을 반지름으로 하는 원이고, 점선으로 표현된 원은 최소 회피 반경(Rmin) 및 여유 반경(Rmargin)을 포함하는 회피 반경(R)을 반지름으로 하는 원일 수 있다. 도 7b에 따르면, 회피 주체 무인항공기는 여유 반경(Rmargin)은 일부 침범하더라도 최소 회피 반경(Rmin)은 침범하지 않고 임무 경로 진행 방향의 우측으로 회피 경로를 생성할 수 있다.

[0086] 도 7c는 본 발명의 일 실시예에 따른 회피 주체 무인항공기의 자세를 조종면의 각도로 나타낸 그래프를 도시한다.

[0087] 도 7c를 참조하면, 회피 주체 무인항공기의 시간(time)에 따른 롤(roll) 각(a), 요(yaw) 각(b), 및 선회율(yaw rate)(c) 변화를 그래프로 각각 나타낸 것이다. 예를 들어, 도 7c(c)를 참조하면, 회피 주체 무인항공기는 시뮬레이션 실행 후 30초가 지난 시점에 선회 시작 지점에서 최대로 선회할 수 있으며, 회피 주체 무인항공기가 최대 선회를 수행 할 때의 선회율(yaw rate)은 38.3(° /s)일 수 있다. 상기 선회율(yaw rate)은 시뮬레이션을 위해 미리 설정된 회피 주체 무인항공기의 속력(Vc) 및 회피 주체 무인항공기의 최대 뱅크각(Φmax)을 기초로 산출된 최대 선회율 값($\bar{w}$)인 38.275(° /s)와 유사한 값을 가진다.

[0089] 도 7d는 본 발명의 일 실시예에 따라 회피 대상 무인항공기 및 회피 주체 무인항공기 간의 상대 거리 그래프를 도시한다.

[0090] 도 7d를 참조하면, 상대좌표계에서 회피 주체 무인항공기의 경로(도 7b)를 회피 대상 무인항공기와 회피 주체 무인항공기간의 시간에 따른 상대 거리 그래프로 도시한다. 도 7b와 마찬가지로 그래프 내 실선은 최소 회피 반경(Rmin)을 나타내고, 점선은 여유 반경(Rmargin)을 나타낼 수 있다.

[0091] 도 7d에 따르면, 시간(time)이 지남에 따라 회피 주체 무인항공기가 회피 대상 무인항공기와 가까워지더라도 두 무인항공기간의 상대 거리가 초기 설정된 최소 회피 반경(Rmin)인 100m 보다 가까워지지 않고 최소 회피 반경(Rmin)만큼의 거리를 유지하고 있음을 알 수 있다.

[0093] 도 8a 내지 도 8d는 회피 대상 무인항공기 및 회피 주체 무인항공기의 경로가 135°(둔각의 일 예)를 이루며 서로 접근할 때의 시뮬레이션 결과를 도시한다.

[0094] 도 8a는 회피 대상 무인항공기 및 회피 주체 무인항공기의 경로가 135°를 이루며 접근할 때 본 발명의 다른 실시예 및 FGA 알고리즘에 따른 관성좌표계에서 두 무인항공기의 경로를 각각 도시한다.

[0095] 도 8a(a)는 본 발명의 실시 예에 따른 관성 좌표계에서 두 무인항공기의 경로를 나타낸 것이고, 도 8a(b)는 FGA 알고리즘을 이용한 실시 예에 따른 관성 좌표계에서 두 무인항공기의 경로를 나타낸 것이다. 도 8a(a)를 참조하면, 도 7a와 마찬가지로 회피 주체 무인항공기가 기존의 임무 경로 진행 도중 임무 경로의 우측으로 선회 및 회피 대상 무인항공기를 중심으로 반시계 방향으로 선회하여 회피 경로를 생성할 수 있다.

[0097] 도 8b는 본 발명의 다른 실시예와 FGA 알고리즘에 따른 상대좌표계에서 회피 대상 무인항공기 및 회피 주체 무인항공기의 경로를 도시한다.

[0098] 도 8b를 참조하면, 본 발명의 실시 예(도 8a(a)) 및 FGA 알고리즘을 이용한 실시 예(도 8a(b))에 따라 관성좌표계에 표현된 회피 주체 무인항공기의 경로를 회피 대상 무인항공기의 위치를 원점으로 하는 상대 좌표계에 나타낸 시뮬레이션 결과를 각각 도시한다. 도 8b의 실선으로 표현된 원은 최소 회피 반경(Rmin)을 반지름으로 하는 원이고, 파선으로 표현된 원은 최소 회피 반경(Rmin) 및 여유 반경(Rmargin)을 포함하는 회피 반경(R)을 반지름으로 하는 원일 수 있다. 1점 쇄선은 본 발명의 실시 예(도 8a(a))에 따른 결과 경로를 나타내고, 점선은 FGA 알고리즘을 이용한 실시 예(도 8a(b))의 결과 경로를 나타낸다.

[0099] 도 8b에 따르면, 회피 주체 무인항공기는 여유 반경(Rmargin)은 일부 침범하더라도 최소 회피 반경(Rmin)은 침범하지 않고 임무 경로 진행 방향의 우측으로 회피 경로를 생성할 수 있다. 반면, FGA 알고리즘을 이용한 실시 예에 따르면, 회피 주체 무인항공기는 여유 반경(Rmargin)뿐만 아니라 최소 회피 반경(Rmin)을 침범하여 회피 경로를 생성하는 것을 알 수 있다.

[0101] 도 8c는 본 발명의 다른 실시예와 FGA 알고리즘에 따른 회피 주체 무인항공기의 자세를 조종면의 각도로 나타낸 그래프를 도시한다. 무인항공기의 조종면의 각도인 요(yaw) 각, 롤(roll) 각, 피치 각 중 요(yaw) 각 및 롤(roll) 각을 도시한다.

[0102] 도 8c를 참조하면, 본 발명의 실시 예와 FGA 알고리즘을 이용한 실시 예에서 회피 주체 무인항공기의 시간(time)에 따른 롤(roll) 각(a), 요(yaw) 각(b), 및 선회율(yaw rate)(c) 변화를 각각 그래프로 나타낸 것이다. 도 8c(b)를 참조하면, 본 발명의 실시 예에 따른 회피 주체 무인항공기는 상대좌표계에서의 경로 변형을 고려하여 시뮬레이션 실행 후 약 26초가 지난 시점을 선회 시작 시점으로 하여 최소 회피 반경(Rmin)을 침범하지 않는 회피 경로(도 8b의 1점 쇄선 참고)를 생성할 수 있다. 반면, FGA 알고리즘을 이용한 실시 예에서는 상대좌표계에서의 경로 변형을 고려하지 못하여 시뮬레이션 실행 후 약 28초가 지난 시점을 선회 시작 시점으로 하여 회피 시작 시점이 늦어짐에 따라 회피 반경(R)을 침범하는 회피 경로(도 8b의 점선 참고)를 생성할 수 있다.

[0104] 도 8d는 본 발명의 다른 실시예와 FGA 알고리즘에 따른 회피 대상 무인항공기 및 회피 주체 무인항공기의 상대거리 그래프를 도시한다.

[0105] 도 8d를 참조하면, 본 발명의 실시 예와 FGA 알고리즘을 이용한 실시 예의 상대좌표계에서 회피 주체 무인항공기의 경로(도 8b)를 회피 대상 무인항공기와 회피 주체 무인항공기간의 시간에 따른 상대 거리 그래프로 도시한다. 도 8b와 마찬가지로 그래프 내 실선은 최소 회피 반경(Rmin), 파선은 여유 반경(Rmargin), 1점 쇄선은 본 발명의 실시 예(도 8a(a))에 따른 결과, 점선은 FGA 알고리즘을 이용한 실시 예(도 8a(b))에 따른 결과를 나타낼 수 있다.

[0106] 도 8d에 따르면, 도 8b와 마찬가지로 회피 주체 무인항공기와 회피 대상 무인항공기의 상대 거리가 미리 설정된 최소 회피 반경(Rmin)인 100m 보다 가까워지지 않고 최소 회피 반경(Rmin)만큼의 거리를 유지하고 있음을 알 수 있다. 반면, FGA 알고리즘을 이용한 실시예에 따른 결과는 두 무인항공기간의 상대 거리가 최소 회피 반경(Rmin)보다 작은 75.8m로 측정되며, 안전 거리를 유지하지 못하고 두 무인항공기가 가까워짐을 알 수 있다.

[0108] 도 9a 내지 도 9d는 회피 대상 무인항공기 및 회피 주체 무인항공기의 경로가 45° (예각의 일 예)를 이루며 서로 접근할 때의 시뮬레이션 결과를 도시한다.

[0109] 도 9a는 회피 대상 무인항공기 및 회피 주체 무인항공기의 경로가 45° 를 이루며 접근할 때 본 발명의 또 다른 실시예 및 FGA 알고리즘에 따른 관성좌표계에서 두 무인항공기의 경로를 각각 도시한다.

[0110] 도 9a(a)는 본 발명의 실시 예에 따른 관성 좌표계에서 두 무인항공기의 경로를 나타낸 것이고, 도 9a(b)는 FGA 알고리즘을 이용한 실시 예에 따른 관성 좌표계에서 두 무인항공기의 경로를 나타낸 것이다.

[0112] 도 9b는 본 발명의 또 다른 실시예와 FGA 알고리즘에 따른 회피 주체 무인항공기의 자세를 조종면의 각도로 나타낸 그래프를 도시한다. 더 구체적으로, 본 발명의 실시 예와 FGA 알고리즘을 이용한 실시 예에서 회피 주체 무인항공기의 시간(time)에 따른 롤(roll) 각(a), 요(yaw) 각(b), 및 선회율(yaw rate)(c) 변화를 각각 그래프로 나타낸 것이다.

[0113] 도 9b(b)를 참조하면, 도 8(도 8b(b)참조)에서 두 무인항공기간의 경로 각도가 135° 인 경우와 달리, FGA 알고리즘을 이용하여 경로(점선)를 생성한 경우에 요(yaw) 각도가 먼저 변화하며, 회피 시작 시점이 본 발명에 따라 경로(실선)를 생성한 경우보다 빠름을 알 수 있다.

[0115] 도 9c는 본 발명의 또 다른 실시예와 FGA 알고리즘에 따른 상대좌표계에서 회피 대상 무인항공기 및 회피 주체 무인항공기의 경로, 도 9d는 본 발명의 또 다른 실시예와 FGA 알고리즘에 따른 회피 대상 무인항공기 및 회피 주체 무인항공기의 상대 거리 그래프를 도시한다.

[0116] 도 9c를 참조하면, 본 발명의 실시 예(도 8a(a)) 및 FGA 알고리즘을 이용한 실시 예(도 8a(b))에 따라 관성좌표계에 표현된 회피 주체 무인항공기의 경로를 회피 대상 무인항공기의 위치를 원점으로 하는 상대 좌표계에 나타낸 시뮬레이션 결과를 각각 도시한다. 도 8b의 실선으로 표현된 원은 최소 회피 반경(Rmin)을 반지름으로 하는 원이고, 파선으로 표현된 원은 최소 회피 반경(Rmin) 및 여유 반경(Rmargin)을 포함하는 회피 반경(R)을 반지름으로 하는 원일 수 있다. 1점 쇄선은 본 발명의 실시 예(도 9a(a))에 따른 결과 경로를 나타내고, 점선은 FGA 알고리즘을 이용한 실시 예(도 9a(b))의 결과 경로를 나타낸다.

[0117] 도 9c에 따르면, 도 8에서 두 무인항공기간의 경로 각도가 135° 인 경우와 달리, FGA 알고리즘을 이용하여 경로를 생성한 경우의 회피 시작 시점이 본 발명에 따라 경로를 생성한 경우보다 빠르며(도 9b(b)참조), 따라서 두 경로 모두 최소 회피 반경을 침범하지 않음을 알 수 있다. 다만, 도 9d를 참조하면 본 발명의 실시 예에 따른 경로(도 9d의 1점 쇄선)와 달리 FGA 알고리즘을 이용하여 경로(도 9d의 점선)를 생성하는 경우, 회피 주체 무인항공기의 회피 진행 중 추정 오차 및 제어 오차에 의해 최소 회피 반경을 침범하여 회피 경로를 생성함으로써 두 무인항공기간의 상대 거리가 최소 회피 반경보다 작게 측정됨을 알 수 있다.

[0119] 이상, 일부 예를 들어서 본 발명의 바람직한 여러 가지 실시 예에 대해서 설명하였지만, 본 "발명을 실시하기 위한 구체적인 내용" 항목에 기재된 여러 가지 다양한 실시 예에 관한 설명은 예시적인 것에 불과한 것이며, 본 발명이 속하는 기술 분야에서 통상의 지식을 가진 자라면 이상의 설명으로부터 본 발명을 다양하게 변형하여 실시하거나 본 발명과 균등한 실시를 행할 수 있다는 점을 잘 이해하고 있을 것이다.

[0120] 또한, 본 발명은 다른 다양한 형태로 구현될 수 있기 때문에 본 발명은 상술한 설명에 의해서 한정되는 것이 아니며, 이상의 설명은 본 발명의 개시 내용이 완전해지도록 하기 위한 것으로 본 발명이 속하는 기술 분야에서 통상의 지식을 가진 자에게 본 발명의 범주를 완전하게 알려주기 위해 제공되는 것일 뿐이며, 본 발명은 청구범위의 각 청구항에 의해서 정의될 뿐임을 알아야 한다.

부호의 설명

[0121] 10 : 회피 경로 생성 시스템

100 : 위치속도 획득부

110 : 제1 위치속도 획득부

120 : 제2 위치속도 획득부

130 : 상대 좌표계 획득부

200 : 회피 경로 생성부

210 : 최근접 위치 결정부

220 : 선회 시작 지점 결정부

230 : 제1 회피 경로 생성부

240 : 제2 회피 경로 생성부

250 : 접근 거리 결정부

1000 : 컴퓨팅 장치

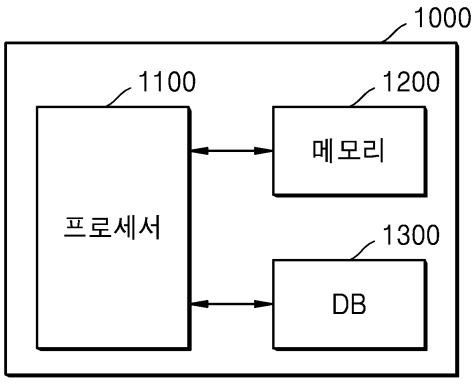
1100 : 프로세서

1200 : 메모리

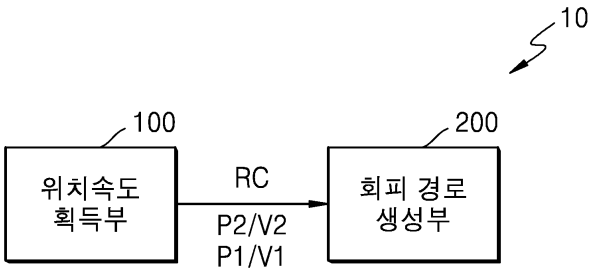
1300 : DB

도면

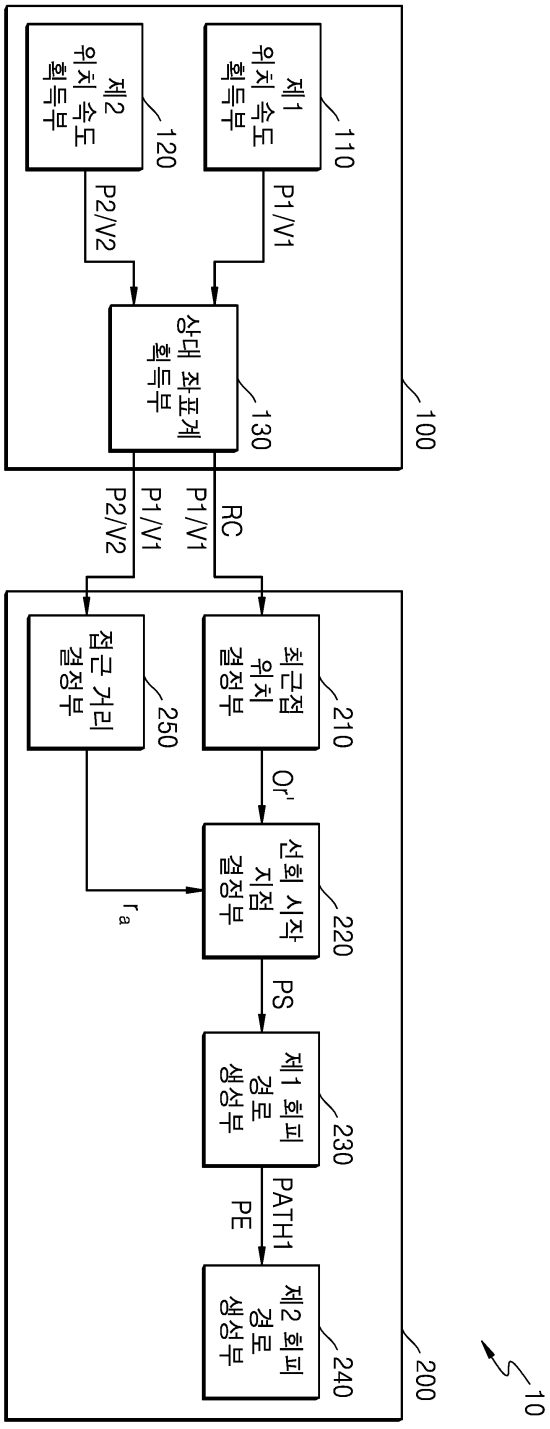
도면1



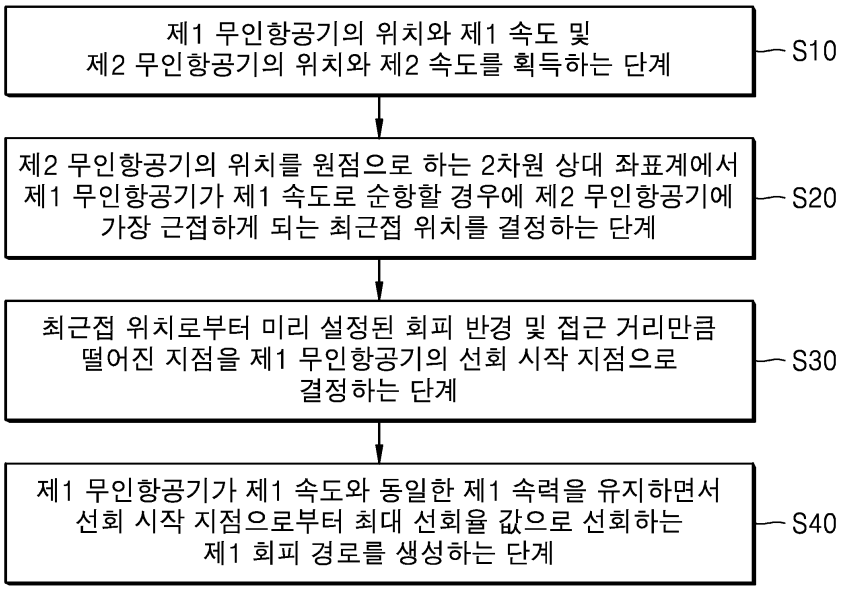
도면2



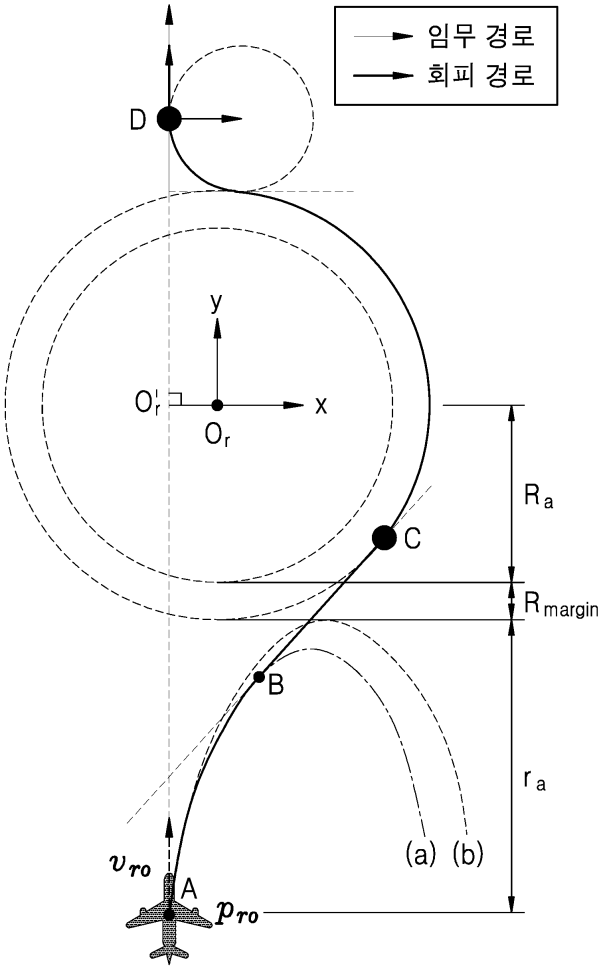
도면3


제1 위치 속도 획득부
110
제2 위치 속도 획득부
120
상대 좌표계 획득부
130
100
P1/V1
P2/V2
RC
최근접 위치 결정부
210
접근 거리 결정부
250
선회 시작 지점 결정부
220
제1 회피 경로 생성부
230
제2 회피 경로 생성부
240
200
10
Or'
ra
PS
PATH1
PE

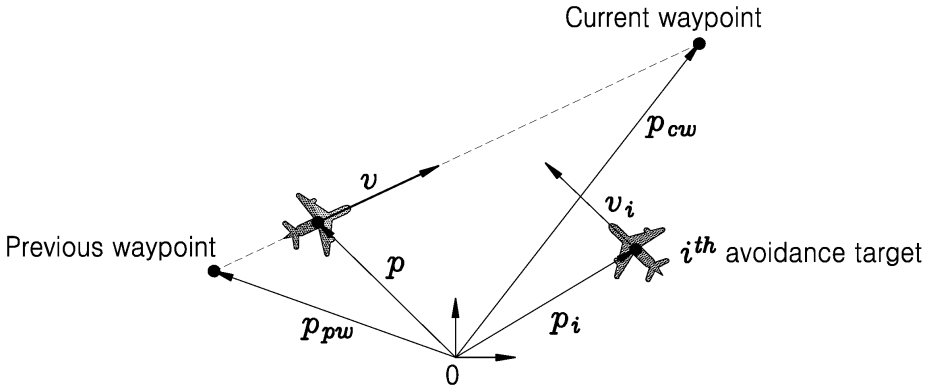
도면4


제1 무인항공기의 위치와 제1 속도 및
제2 무인항공기의 위치와 제2 속도를 획득하는 단계
S10
제2 무인항공기의 위치를 원점으로 하는 2차원 상대 좌표계에서
제1 무인항공기가 제1 속도로 순항할 경우에 제2 무인항공기에
가장 근접하게 되는 최근접 위치를 결정하는 단계
S20
최근접 위치로부터 미리 설정된 회피 반경 및 접근 거리만큼
떨어진 지점을 제1 무인항공기의 선회 시작 지점으로
결정하는 단계
S30
제1 무인항공기가 제1 속도와 동일한 제1 속력을 유지하면서
선회 시작 지점으로부터 최대 선회율 값으로 선회하는
제1 회피 경로를 생성하는 단계
S40

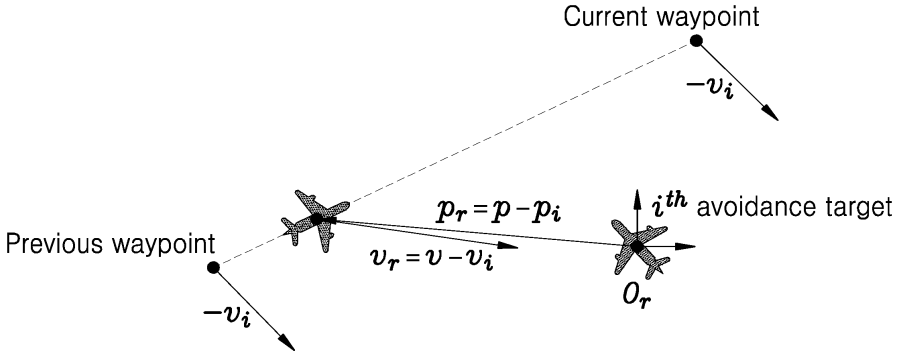
도면5


임무 경로
회피 경로
D
y
x
O_r'
O_r
R_a
C
R_{margin}
B
r_a
(a)
(b)
v_{ro}
A
p_{ro}

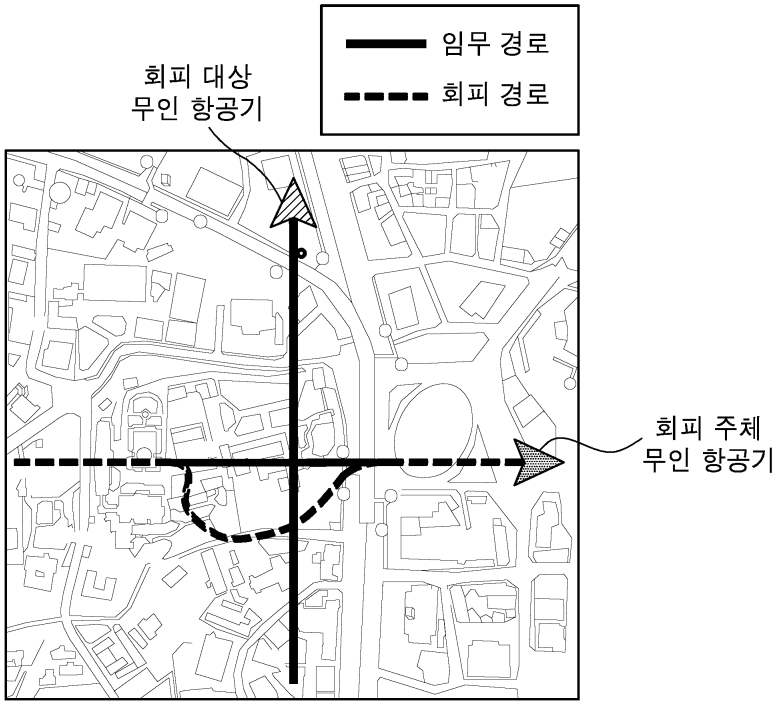
도면6a



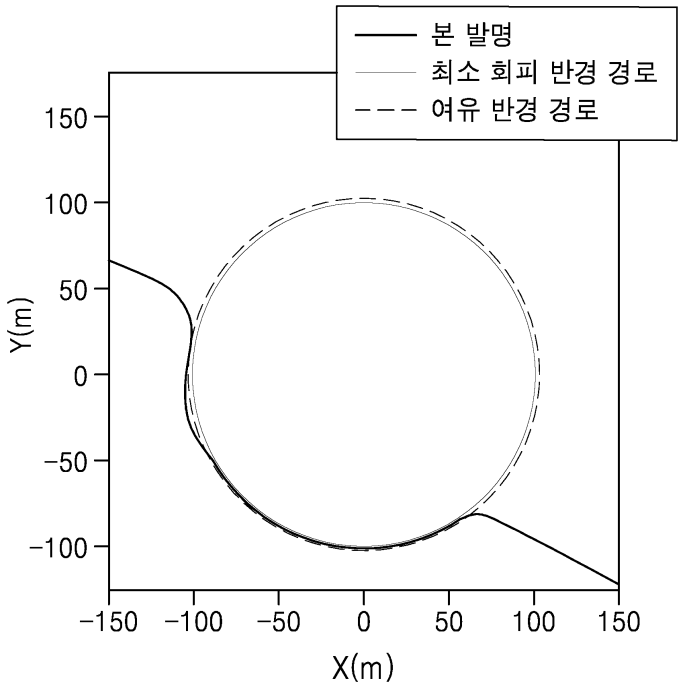
도면6b



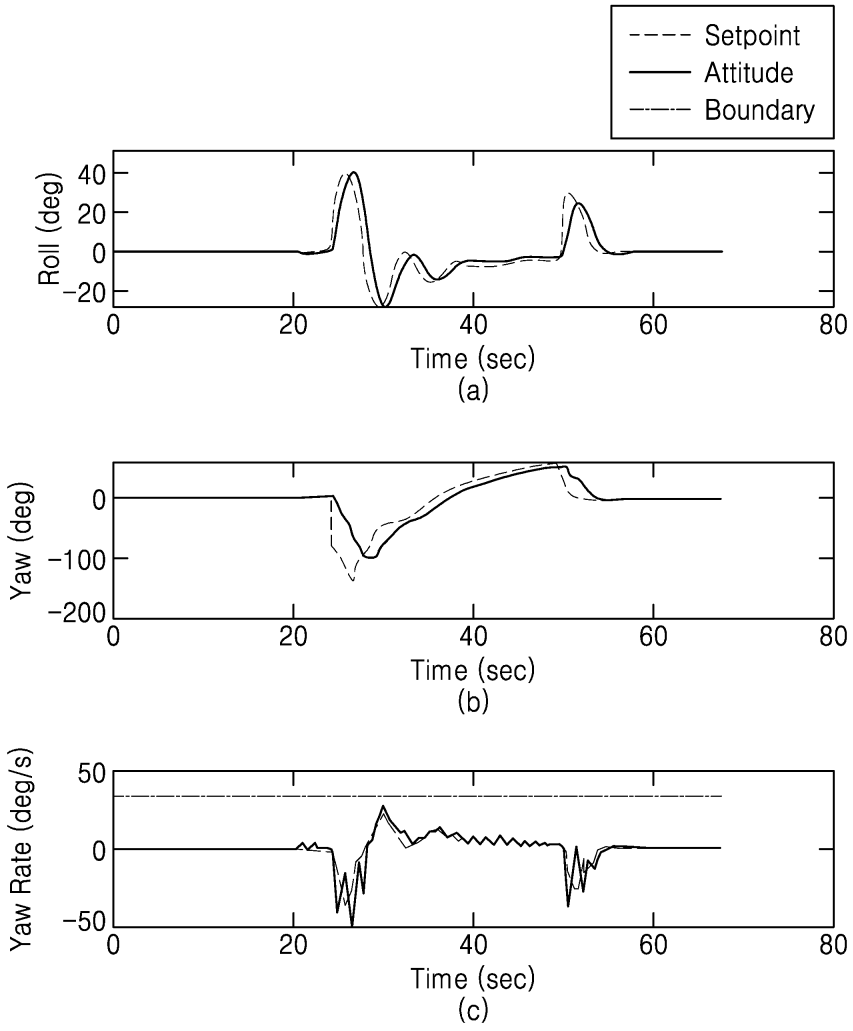
도면7a



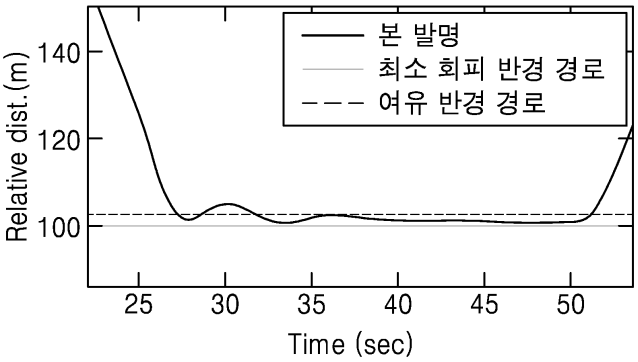
도면7b


본 발명
최소 회피 반경 경로
여유 반경 경로
150
100
50
0
−50
−100
Y(m)
−150
−100
−50
0
50
100
150
X(m)

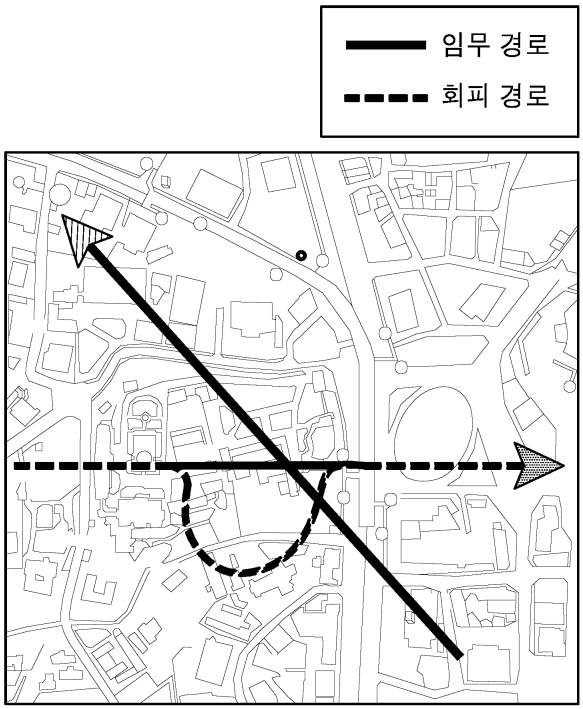
도면7c


Setpoint
Attitude
Boundary
Roll (deg)
40
20
0
−20
0
20
40
60
80
Time (sec)
(a)
Yaw (deg)
0
−100
−200
0
20
40
60
80
Time (sec)
(b)
Yaw Rate (deg/s)
50
0
−50
0
20
40
60
80
Time (sec)
(c)

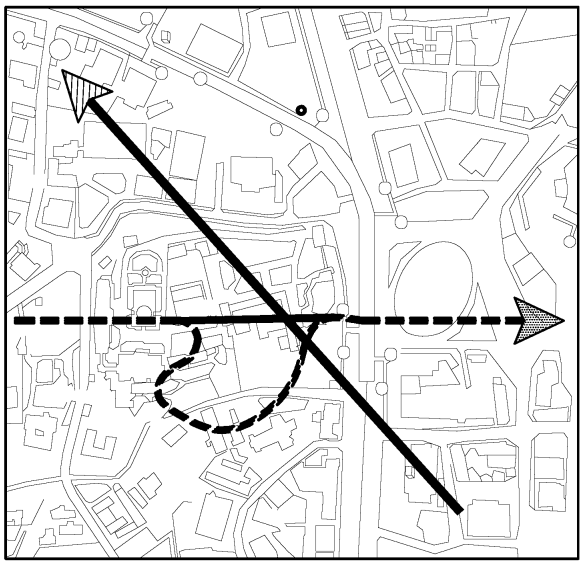
도면7d


본 발명
최소 회피 반경 경로
여유 반경 경로
Relative dist.(m)
140
120
100
25
30
35
40
45
50
Time (sec)

도면8a

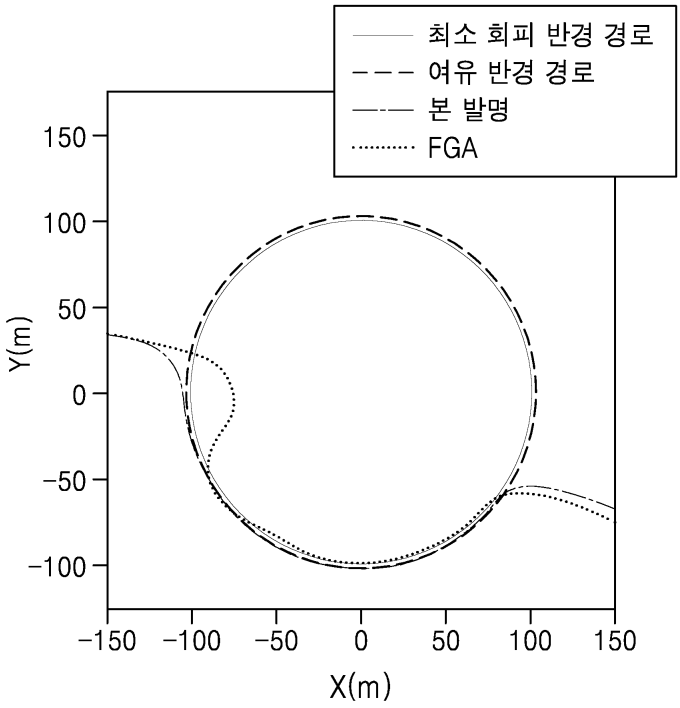


(a)

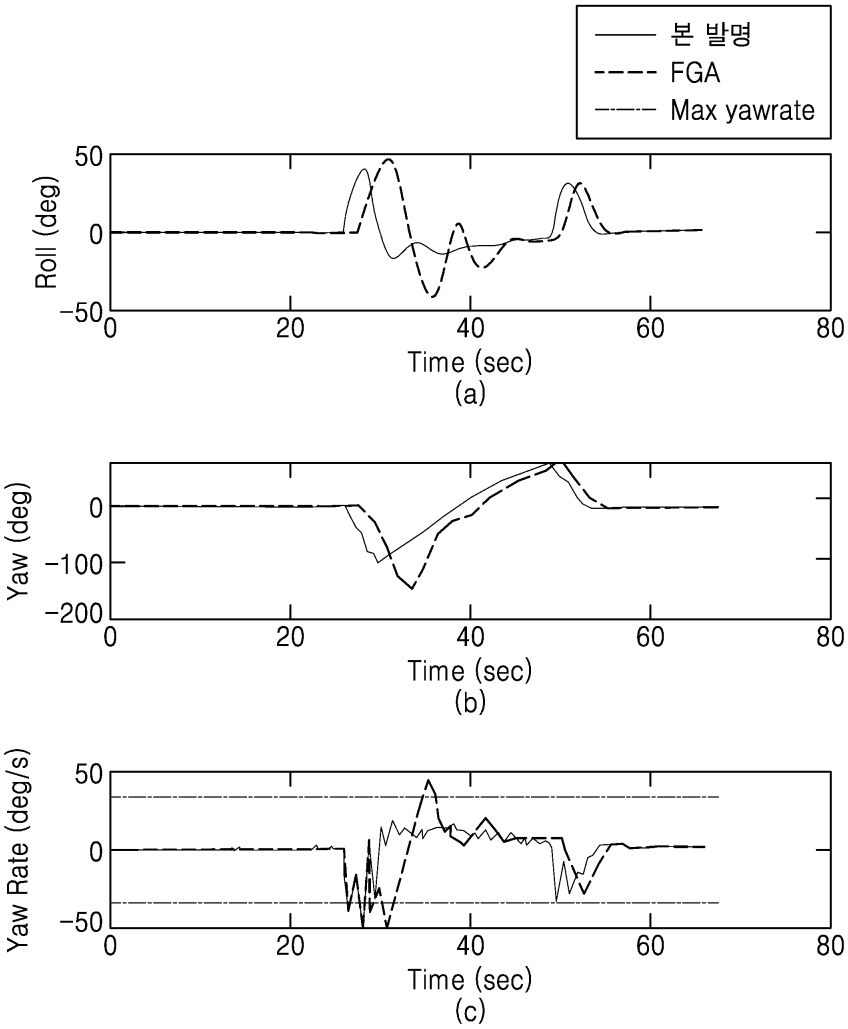


(b)

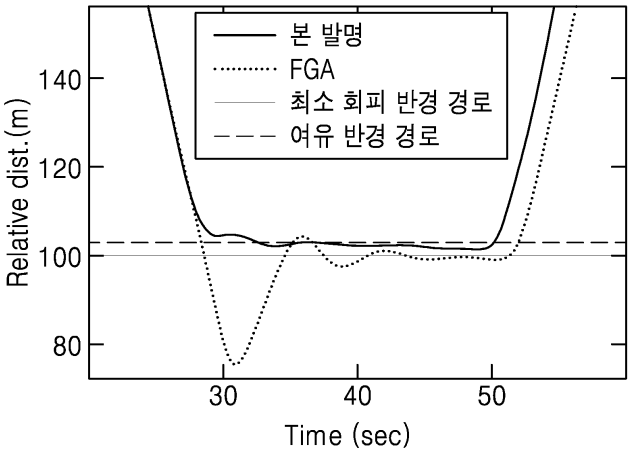
도면8b


최소 회피 반경 경로
여유 반경 경로
본 발명
FGA
150
100
50
0
-50
-100
Y(m)
-150
-100
-50
0
50
100
150
X(m)

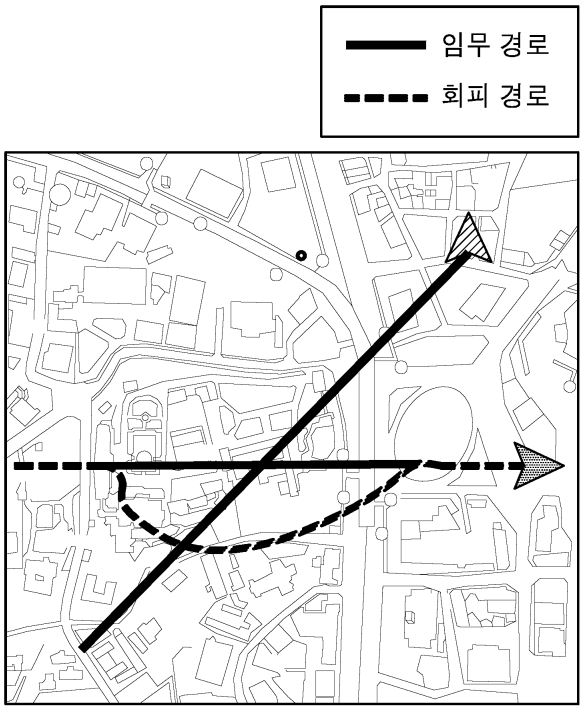
도면8c


본 발명
FGA
Max yawrate
Roll (deg)
50
0
−50
0
20
40
60
80
Time (sec)
(a)
Yaw (deg)
0
−100
−200
0
20
40
60
80
Time (sec)
(b)
Yaw Rate (deg/s)
50
0
−50
0
20
40
60
80
Time (sec)
(c)

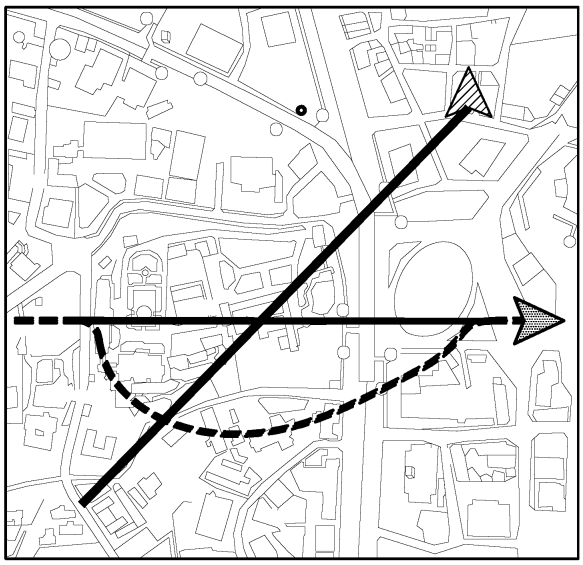
도면8d


본 발명
FGA
최소 회피 반경 경로
여유 반경 경로
Relative dist.(m)
140
120
100
80
30
40
50
Time (sec)

도면9a

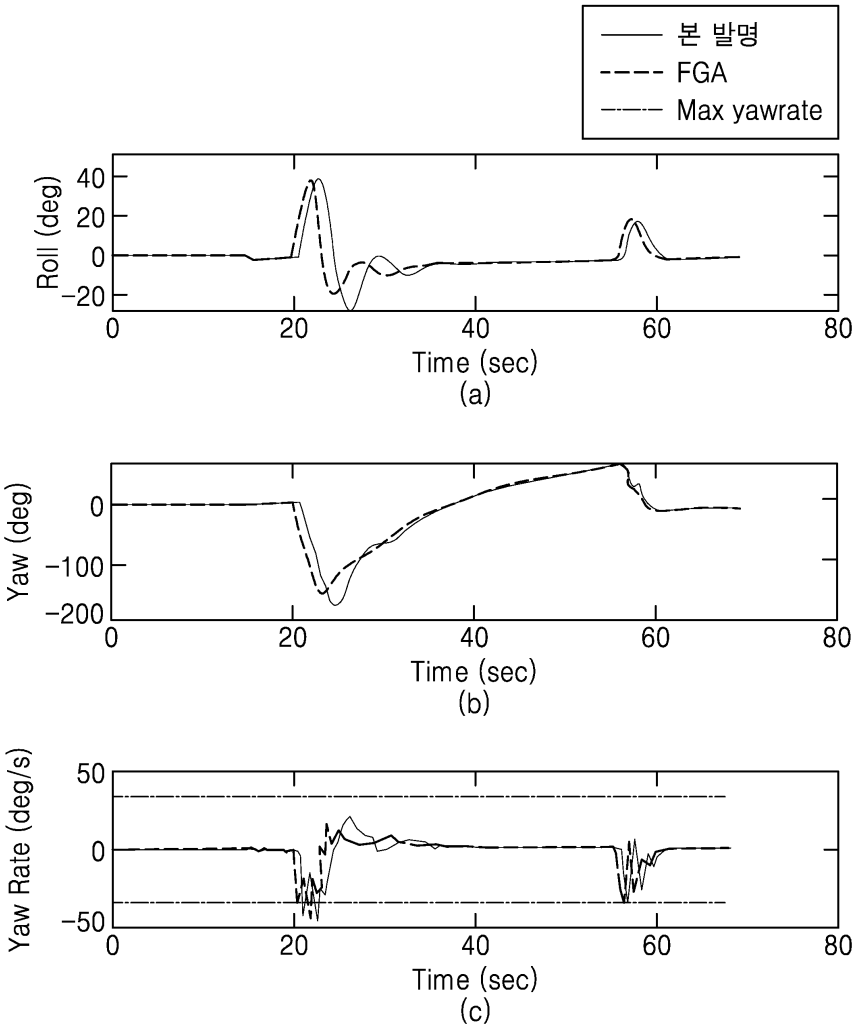


(a)

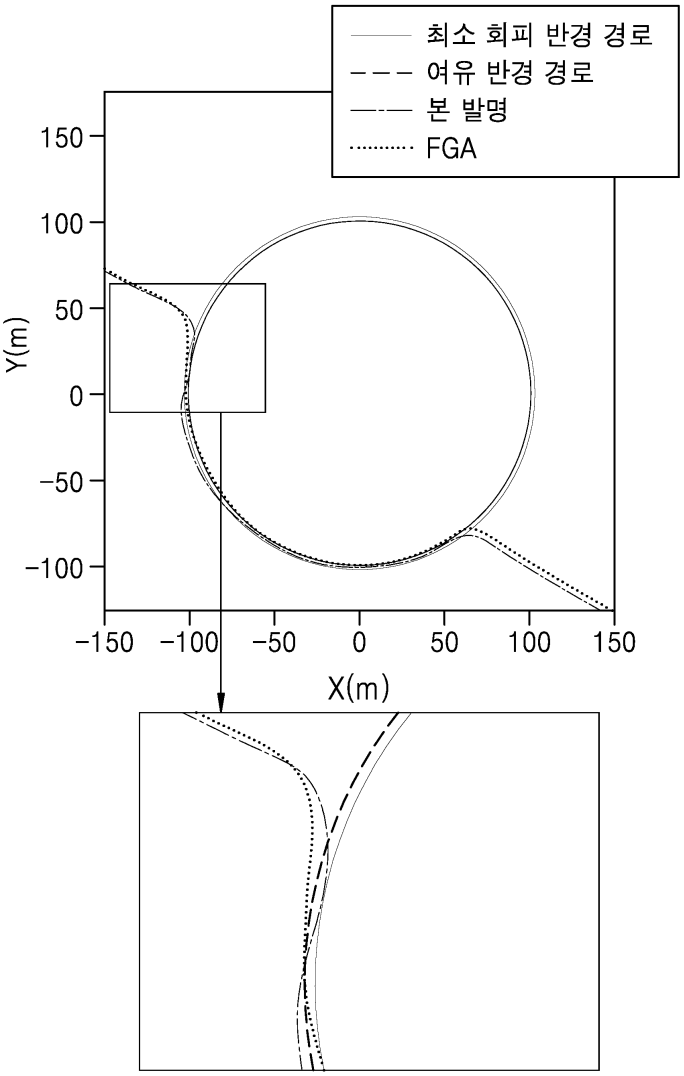


(b)

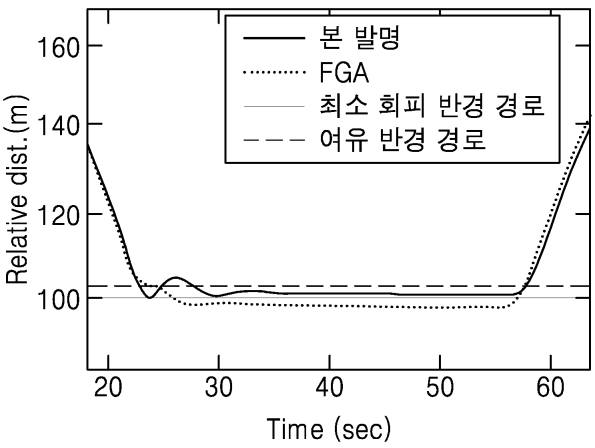
도면9b


본 발명
FGA
Max yawrate
Roll (deg)
40
20
0
−20
0
20
40
60
80
Time (sec)
(a)
Yaw (deg)
0
−100
−200
0
20
40
60
80
Time (sec)
(b)
Yaw Rate (deg/s)
50
0
−50
0
20
40
60
80
Time (sec)
(c)

도면9c


최소 회피 반경 경로
여유 반경 경로
본 발명
FGA
150
100
50
0
-50
-100
Y(m)
-150
-100
-50
0
50
100
150
X(m)

도면9d


본 발명
FGA
최소 회피 반경 경로
여유 반경 경로
160
140
120
100
Relative dist.(m)
20
30
40
50
60
Time (sec)