



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2017년05월30일
(11) 등록번호 10-1736089
(24) 등록일자 2017년05월10일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)

B64C 39/02 (2006.01)

(52) CPC특허분류

B64C 39/02 (2013.01)

B64C 2201/123 (2013.01)

(21) 출원번호 10-2015-0002699

(22) 출원일자 2015년01월08일

심사청구일자 2015년01월08일

(65) 공개번호 10-2016-0085963

(43) 공개일자 2016년07월19일

(56) 선행기술조사문헌

US07974460 B2*

*는 심사관에 의하여 인용된 문헌

(73) 특허권자

서울대학교산학협력단

서울특별시 관악구 관악로 1 (신림동)

(72) 발명자

김유단

서울특별시 서초구 남부순환로 2311-12 107동 301호 (방배동, 방배아트힐아파트)

박중호

서울특별시 관악구 솔밭로7길 16 301동 803호 (봉천동, 낙성대현대홈타운아파트)

(74) 대리인

도진봉

전체 청구항 수 : 총 23 항

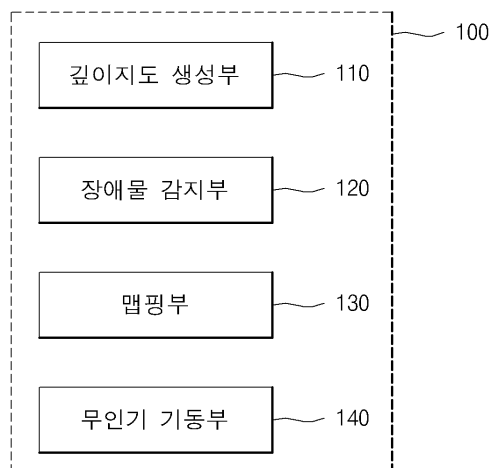
심사관 : 김윤수

(54) 발명의 명칭 깊이 지도를 이용한 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 장치 및 방법

(57) 요약

깊이 지도를 이용한 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 장치 및 방법이 개시된다. 본 발명의 일 실시예에 따른 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 장치는, 다중 카메라를 통해 다중 영상을 획득하고, 다중 영상 처리를 통해 깊이 정보를 포함하는 깊이 지도를 생성하는 깊이 지도 생성부; 상기 깊이 지도에 기초하여 획득한 깊이 정보로부터 상기 다중 영상 내에 존재하는 장애물을 감지하는 장애물 감지부; 감지된 상기 장애물에 대해 상기 깊이 지도에서의 위치를 관성 프레임(inertial frame)의 절대 위치로 변환하는 맵핑부; 및 상기 무인기와 상기 장애물의 위치 관계에 따라 상기 무인기의 위치 및 자세를 제어하는 무인기 기동부를 포함할 수 있다.

대표도 - 도2



(52) CPC특허분류

B64C 2201/127 (2013.01)

B64C 2201/14 (2013.01)

공지예외적용 : 있음

명세서

청구범위

청구항 1

무인기에 설치되어 비행을 제어하는 장치로서,

다중 카메라를 통해 다중 영상을 획득하고, 다중 영상 처리를 통해 깊이 정보를 포함하는 깊이 지도를 생성하는 깊이 지도 생성부;

상기 깊이 지도에 기초하여 획득한 깊이 정보로부터 상기 다중 영상 내에 존재하는 장애물을 감지하는 장애물 감지부;

감지된 상기 장애물에 대해 상기 깊이 지도에서의 위치를 관성 프레임(inertial frame)의 절대 위치로 변환하는 맵핑부; 및

상기 무인기와 상기 장애물의 위치 관계에 따라 상기 무인기의 위치 및 자세를 제어하는 무인기 기동부를 포함하되,

상기 장애물의 위치 및 형상은 미지(unknown) 상태인 것을 특징으로 하는 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 장치.

청구항 2

삭제

청구항 3

제1항에 있어서,

상기 무인기 기동부는 상기 관성 프레임의 xy평면에 평행한 경로를 생성하기 위해 상기 무인기의 수평 위치를 제어하는 수평 위치 제어부를 포함하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 장치.

청구항 4

제3항에 있어서,

상기 수평 위치 제어부는,

상기 무인기가 상기 장애물로부터 미리 설정된 거리로부터 미리 설정된 범위를 벗어나 상기 장애물에 가까워지는 경우에는 상기 장애물에 대한 접선 벡터에는 0의 가중치를 주고 상기 장애물에 대한 법선 벡터에는 1의 가중치를 주어 상기 장애물로부터 멀어지는 방향으로 상기 무인기를 기동시키고,

상기 무인기가 미리 설정된 거리로부터 미리 설정된 범위를 벗어나 상기 장애물로부터 멀어지는 경우에는 상기 접선 벡터에는 0의 가중치를 주고 상기 법선 벡터에는 -1의 가중치를 주어 상기 장애물로 가까워지는 방향으로 상기 무인기를 기동시키며,

상기 무인기가 미리 설정된 거리로부터 미리 설정된 범위 이내에 있는 경우에는 상기 접선 벡터의 가중치와 상기 법선 벡터의 가중치를 -1과 1 사이의 값으로 설정하여 상기 장애물의 형상 맵핑이 수행되도록 하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 장치.

청구항 5

제3항에 있어서,

상기 수평 위치 제어부는 하기 수학식에 따라 상기 무인기의 수평 위치를 제어하는 것을 특징으로 하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 장치,

$$\begin{bmatrix} x_d & y_d \end{bmatrix}^T = (1 - |c_n|)p_t^{xy} + c_n p_n^{xy} + p^{xy}$$

$$\begin{cases} c_n = -\frac{2}{3}\left(\frac{\tilde{\ell}}{\ell_n}\right)^3 - \frac{1}{3}\frac{\tilde{\ell}}{\ell_n} & \text{if } -\ell_n \leq \tilde{\ell} \leq \ell_n \\ c_n = 1 & \text{if } \tilde{\ell} < -\ell_n \\ c_n = -1 & \text{if } \tilde{\ell} > \ell_n \end{cases}$$

여기서, $\begin{bmatrix} x_d & y_d \end{bmatrix}^T$ 는 상기 무인기가 제어될 수평 위치 상태, c_n 은 위치 가중 파라미터, p_t^{xy} 는 접선 벡터, p_n^{xy} 는 법선 벡터, p^{xy} 는 상기 무인기의 현재 위치 벡터, $\tilde{\ell} = d_{min} - \ell_{id}$, d_{min} 은 상기 무인기와 상기 장애물의 최근접 거리, ℓ_{id} 는 상기 무인기와 상기 장애물의 미리 설정된 거리, ℓ_n 은 위치 가중 파라미터의 변곡 기준점임.

청구항 6

제1항에 있어서,

상기 무인기의 이동 방향으로 상기 장애물의 일부분과의 거리를 측정하는 거리 측정 센서를 더 포함하되,

상기 무인기 기동부는 상기 무인기의 이동 방향으로 상기 장애물의 일부분이 미리 지정된 간격 이내에 근접할 경우 무인기의 headings을 회전시켜 상기 무인기의 센서 시선 방향과 상기 이동 방향이 변경되도록 하는 heading 제어부를 포함하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 장치.

청구항 7

제6항에 있어서,

상기 heading 제어부는 하기 수학식에 따라 상기 무인기의 heading을 제어하는 것을 특징으로 하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 장치,

$$\psi_d = (1 - c_\psi)\psi_{xb} + c_\psi\psi_{yb}$$

$$\begin{cases} c_\psi = 1 - \frac{(\ell_{yb} - \ell_{ymin})^2}{(\ell_{ymax} - \ell_{ymin})^2} & \text{if } \ell_{ymin} \leq \ell_{yb} \leq \ell_{ymax} \\ c_\psi = 0 & \text{if } \ell_{yb} > \ell_{ymax} \\ c_\psi = 1 & \text{if } \ell_{yb} < \ell_{ymin} \end{cases}$$

여기서, ψ_d 는 상기 무인기가 제어될 요 각도 상태, c_ψ 는 자세 가중 파라미터, ψ_{xb} 는 센서 시선 방향의 요 각도, ψ_{yb} 는 무인기 이동 방향의 요 각도, ℓ_{yb} 는 이동 방향으로의 상기 무인기와 상기 장애물 사이의 간격, ℓ_{ymax} 는 허용간격 상한, ℓ_{ymin} 는 허용간격 하한임.

청구항 8

제1항에 있어서,

상기 무인기 기동부는 감지된 상기 장애물의 형상이 상기 다중 영상의 이미지 평면 내에 포함되지 않을 경우 위 혹은 아래 방향으로 상기 무인기를 기동시켜 상기 장애물이 상기 이미지 평면 내에 놓여지도록 하는 수직 위치 제어부를 포함하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 장치.

청구항 9

제8항에 있어서,

상기 수직 위치 제어부는 상기 장애물이 위아래 방향으로 모두 상기 이미지 평면 내에 맞춰지지 않는다면, 위 혹은 아래 방향 중 일 방향을 선택하여 상기 무인기를 기동시키고, 상기 장애물의 일 끝단에 도달하면 타 방향으로 상기 무인기를 기동시키는 것을 특징으로 하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 장치.

청구항 10

제9항에 있어서,

상기 맵핑부는 상기 무인기가 타 방향으로 이동할 때 맵핑을 수행하는 것을 특징으로 하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 장치.

청구항 11

제1항에 있어서,

상기 맵핑부는 상기 장애물에 대해 수집된 데이터 지점의 시차(disparity)를 이용하여 중복 데이터를 제거하는 것을 특징으로 하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 장치.

청구항 12

제11항에 있어서,

상기 맵핑부는 임의의 데이터 지점을 중심으로 미리 지정된 범위 내에 존재하는 타 데이터 지점과의 시차를 비교하여 높은 시차를 가지는 데이터 지점을 제외한 나머지 데이터 지점을 제거하는 것을 특징으로 하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 장치.

청구항 13

무인기에 설치되어 상기 무인기의 비행을 제어하는 무인기 비행 제어 장치에 의해 수행되는 무인기 비행 제어 방법으로서,

- (a) 다중 카메라를 통해 다중 영상을 획득하고, 다중 영상 처리를 통해 깊이 정보를 포함하는 깊이 지도를 생성하는 단계;
- (b) 상기 깊이 지도에 기초하여 획득한 깊이 정보로부터 상기 다중 영상 내에 존재하는 장애물을 감지하는 단계;
- (c) 상기 무인기와 상기 장애물의 위치 관계에 따라 상기 무인기의 위치 및 자세를 제어하는 단계; 및
- (d) 감지된 상기 장애물에 대해 상기 깊이 지도에서의 위치를 관성 프레임(inertial frame)의 절대 위치로 변환

하는 단계를 포함하되,

상기 장애물의 위치 및 형상은 미지(unknown) 상태인 것을 특징으로 하는 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 방법.

청구항 14

삭제

청구항 15

제13항에 있어서,

상기 단계 (c)는 상기 관성 프레임의 xy평면에 평행한 경로를 생성하기 위해 상기 무인기의 수평 위치를 제어하는 단계 (c1)을 포함하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 방법.

청구항 16

제15항에 있어서,

상기 단계 (c1)는,

상기 무인기가 상기 장애물로부터 미리 설정된 거리로부터 미리 설정된 범위를 벗어나 상기 장애물에 가까워지는 경우에는 상기 장애물에 대한 접선 벡터에는 0의 가중치를 주고 상기 장애물에 대한 법선 벡터에는 1의 가중치를 주어 상기 장애물로부터 멀어지는 방향으로 상기 무인기를 기동시키고,

상기 무인기가 미리 설정된 거리로부터 미리 설정된 범위를 벗어나 상기 장애물로부터 멀어지는 경우에는 상기 접선 벡터에는 0의 가중치를 주고 상기 법선 벡터에는 -1의 가중치를 주어 상기 장애물로 가까워지는 방향으로 상기 무인기를 기동시키며,

상기 무인기가 미리 설정된 거리로부터 미리 설정된 범위 이내에 있는 경우에는 상기 접선 벡터의 가중치와 상기 법선 벡터의 가중치를 -1과 1 사이의 값으로 설정하여 상기 장애물의 형상 맵핑이 수행되도록 하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 방법.

청구항 17

제15항에 있어서,

상기 단계 (c1)는 하기 수식식에 따라 상기 무인기의 수평 위치를 제어하는 것을 특징으로 하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 방법,

$$\begin{bmatrix} x_d & y_d \end{bmatrix}^T = (1 - |c_n|)p_t^{xy} + c_n p_n^{xy} + p^{xy}$$

$$\begin{cases} c_n = -\frac{2}{3}\left(\frac{\tilde{\ell}}{\ell_n}\right)^3 - \frac{1}{3}\frac{\tilde{\ell}}{\ell_n} & \text{if } -\ell_n \leq \tilde{\ell} \leq \ell_n \\ c_n = 1 & \text{if } \tilde{\ell} < -\ell_n \\ c_n = -1 & \text{if } \tilde{\ell} > \ell_n \end{cases}$$

여기서, $\begin{bmatrix} x_d & y_d \end{bmatrix}^T$ 는 상기 무인기가 제어될 수평 위치 상태, c_n 은 위치 가중 파라미터, p_t^{xy} 는 접선 벡터, p_n^{xy} 는 법선 벡터, p^{xy} 는 상기 무인기의 현재 위치 벡터, $\tilde{\ell} = d_{min} - \ell_{id}$, d_{min} 은 상기 무인기와

상기 장애물의 최근접 거리, $\overline{\ell_{id}}$ 는 상기 무인기와 상기 장애물의 미리 설정된 거리, ℓ_n 은 위치 가중 파라미터의 변곡 기준점임.

청구항 18

제13항에 있어서,

상기 무인기의 이동 방향으로 상기 장애물의 일부분과의 거리를 측정하는 단계를 더 포함하되,

상기 단계 (c)는 상기 무인기의 이동 방향으로 상기 장애물의 일부분이 미리 지정된 간격 이내에 근접할 경우 무인기의 헤딩각을 회전시켜 상기 무인기의 센서 시선 방향과 상기 이동 방향이 변경되도록 하는 단계 (c2)를 포함하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 방법.

청구항 19

제18항에 있어서,

상기 단계 (c2)는 하기 수학적식에 따라 상기 무인기의 헤딩각을 제어하는 것을 특징으로 하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 방법,

$$\psi_d = (1 - c_\psi)\psi_{x_b} + c_\psi\psi_{y_b}$$

$$\begin{cases} c_\psi = 1 - \frac{(\ell_{y_b} - \ell_{y_{min}})^2}{(\ell_{y_{max}} - \ell_{y_{min}})^2} & \text{if } \ell_{y_{min}} \leq \ell_{y_b} \leq \ell_{y_{max}} \\ c_\psi = 0 & \text{if } \ell_{y_b} > \ell_{y_{max}} \\ c_\psi = 1 & \text{if } \ell_{y_b} < \ell_{y_{min}} \end{cases}$$

여기서, ψ_d 는 상기 무인기가 제어될 요 각도 상태, c_ψ 는 자세 가중 파라미터, ψ_{x_b} 는 센서 시선 방향의 요 각도, ψ_{y_b} 는 무인기 이동 방향의 요 각도, ℓ_{y_b} 는 이동 방향으로의 상기 무인기와 상기 장애물 사이의 간격, $\ell_{y_{max}}$ 는 허용간격 상한, $\ell_{y_{min}}$ 는 허용간격 하한임.

청구항 20

제13항에 있어서,

상기 단계 (c)는 감지된 상기 장애물의 형상이 상기 다중 영상의 이미지 평면 내에 포함되지 않을 경우 위 혹은 아래 방향으로 상기 무인기를 기동시켜 상기 장애물이 상기 이미지 평면 내에 놓여지도록 하는 단계 (c3)를 포함하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 방법.

청구항 21

제20항에 있어서,

상기 단계 (c3)는 상기 장애물이 위아래 방향으로 모두 상기 이미지 평면 내에 맞춰지지 않는다면, 위 혹은 아래 방향 중 일 방향을 선택하여 상기 무인기를 기동시키고, 상기 장애물의 일 끝단에 도달하면 타 방향으로 상기 무인기를 기동시키는 것을 특징으로 하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 방법.

청구항 22

제21항에 있어서,

상기 단계 (d)는 상기 무인기가 타 방향으로 이동할 때 맵핑을 수행하는 것을 특징으로 하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 방법.

청구항 23

제13항에 있어서,

상기 단계 (d)는 상기 장애물에 대해 수집된 데이터 지점의 시차(disparity)를 이용하여 중복 데이터를 제거하는 것을 특징으로 하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 방법.

청구항 24

제23항에 있어서,

상기 단계 (d)는 임의의 데이터 지점을 중심으로 미리 지정된 범위 내에 존재하는 타 데이터 지점과의 시차를 비교하여 높은 시차를 가지는 데이터 지점을 제외한 나머지 데이터 지점을 제거하는 것을 특징으로 하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 방법.

청구항 25

제13항, 제15항 내지 제24항 중 어느 한 항에 기재된 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 방법을 수행하기 위해 디지털 처리 장치에 의해 판독될 수 있는 프로그램을 기록한 기록매체.

발명의 설명

기술 분야

[0001] 본 발명은 깊이 지도를 이용한 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 장치 및 방법에 관한 것이다.

배경 기술

[0002] 일반적으로 항공기는 지표면에 대한 공기의 반작용으로 대기 중에서 지지력을 획득할 수 있는 기체를 의미한다.

[0003] 항공기 중에서 무인기(UAV, Unmanned Aerial Vehicle)는 조종사가 탑승하지 않는 항공기로서, 최근 군사 분야뿐만 아니라 민간 분야에서도 많은 주목을 끌고 있다.

[0004] 무인기는 전쟁터, 재난지역과 같이 위험환경에서도 효율적이면서도 효과적으로 다양한 임무 수행을 할 수 있어, 감시, 정찰, 모니터링, 탐사, 맵핑, 운송, 재난 원조 등과 같은 임무를 위해 광범위하게 사용되고 있다.

[0005] 이러한 임무 중에서 맵핑 임무의 경우, 자연구조물 및 인공구조물을 포함하는 다양한 미지의 장애물(obstacle)에 접근하여 해당 장애물의 형상을 파악하여 제공함으로써, 추후 임무 수행 계획 시 효율적인 작업이 가능하도록 도울 수 있다.

[0006] 대표적인 무인기로는 쿼드로터(quadrotor)가 있는데, 고기동성뿐만 아니라 수직 이착륙 수행 능력으로 인해 대중적인 무인기 플랫폼으로 부각되고 있다.

- [0007] 쿼드로터는 4개의 로터를 가지는 2개의 로드와 교차 구현되어 구성된 회전익 무인기이다. 전형적인 헬리콥터와는 달리, 쿼드로터는 역회전하는 로터의 수직 추력을 이용하여 밸런스를 맞춘다. 그러므로, 꼬리 로터가 요구되지 않아, 결과적으로 접촉 위험을 감소시키게 된다. 또한, 쿼드로터의 각 로터는 헬리콥터의 메인 로터에 비해 꽤 작아서 충돌 시에 손상 영향을 감소시킨다.
- [0008] 자율 비행을 수행하기 위해서는 경로 계획(path planning)이 무인기에 요구된다.
- [0009] 도 1은 온라인 경로 계획의 문제점을 설명하기 위한 도면이다.
- [0010] 전형적인 온라인 경로 계획 문제점으로는, 시작점에서 목표점까지 미리 계획된 경로(20)가 계획 알고리즘에 의해 설계된 이후, 무인기는 도 1에 도시된 것과 같이 예기치 못한 장애물(10)을 만나거나 주어지는 임무가 변경될 때마다 실시간으로 경로를 재계획하여 재계획된 경로(22)를 설계해야 한다는 것이다.
- [0011] 하지만, 고려환경이 완전히 미지인 경우 미리 계획된 경로가 존재하지 않게 되어, 무인기의 경로를 계산하기 위해 실시간 유도 알고리즘이 필수적이게 된다.
- [0012] 관련 기술로는 한국공개특허 제10-2014-0117836호(무인자율차량을 위한 주행경로 생성장치 및 이의 제어방법)에는 환경모드와 주행모드의 조합으로 정의되는 상태 기반의 경로계획 기법을 적용함으로써 도심환경에서 무인자율차량의 효과적인 경로생성이 가능한 기술이 개시되어 있다. 하지만, 차량에 관한 것으로 2차원 평면적인 부분에 한정되어 있고, 격자지도를 활용하여 무인자율차량의 자율주행을 위한 경로계획을 수립하는 한계가 있다.
- [0013] 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

- [0014] (특허문헌 0001) 한국공개특허 제10-2014-0117836호

발명의 내용

해결하려는 과제

- [0015] 본 발명은 미리 계획된 경로가 존재하지 않는 상황에서 무인기가 스테레오 비전 센서를 사용하여 미지의 장애물을 맵핑하기 위한 실시간 유도가 가능한 깊이 지도를 이용한 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 장치 및 방법을 제공하기 위한 것이다.
- [0016] 본 발명은 깊이 지도로부터 데이터 지점을 획득함으로써 장애물 형상의 맵핑이 수행되고, 장애물을 효율적으로 맵핑하기 위한 경로를 생성하기 위해 무인기의 상태를 사용하는 깊이 지도를 이용한 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 장치 및 방법을 제공하기 위한 것이다.
- [0017] 본 발명은 무인기의 수평위치 상태를 사용하여 모든 방향에서 장애물 정보를 획득하고 이상적인 간격을 유지할 수 있도록 하며, 헤딩각을 제어하여 맵핑 동안 이동 방향에서의 충돌을 방지하는 것이 가능하고, 무인기의 수직위치 상태를 사용하여 이미지 평면에 나타나지 않은 장애물의 일부분을 맵핑할 수 있는 깊이 지도를 이용한 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 장치 및 방법을 제공하기 위한 것이다.
- [0018] 본 발명의 이외의 목적들은 하기의 설명을 통해 쉽게 이해될 수 있을 것이다.

과제의 해결 수단

- [0019] 본 발명의 일 측면에 따르면, 다중 카메라를 통해 다중 영상을 획득하고, 다중 영상 처리를 통해 깊이 정보를 포함하는 깊이 지도를 생성하는 깊이 지도 생성부; 상기 깊이 지도에 기초하여 획득한 깊이 정보로부터 상기 다중 영상 내에 존재하는 장애물을 감지하는 장애물 감지부; 감지된 상기 장애물에 대해 상기 깊이 지도에서의 위

치를 관성 프레임(inertial frame)의 절대 위치로 변환하는 맵핑부; 및 상기 무인기와 상기 장애물의 위치 관계에 따라 상기 무인기의 위치 및 자세를 제어하는 무인기 기동부를 포함하는, 사물 형상 맵핑 및 실시간 유도를 위한 무인기 비행 제어 장치가 제공된다.

[0020] 상기 장애물의 위치 및 형상은 미지(unknown) 상태일 수 있다.

[0021] 상기 무인기 기동부는 상기 관성 프레임의 xy평면에 평행한 경로를 생성하기 위해 상기 무인기의 수평 위치를 제어하는 수평 위치 제어부를 포함할 수 있다.

[0022] 상기 수평 위치 제어부는, 상기 무인기가 상기 장애물로부터 이상적인 거리로부터 미리 설정된 범위를 벗어나 상기 장애물에 가까워지는 경우에는 상기 장애물에 대한 접선 벡터에는 0의 가중치를 주고 상기 장애물에 대한 법선 벡터에는 1의 가중치를 주어 상기 장애물로부터 멀어지는 방향으로 상기 무인기를 기동시키고, 상기 무인기가 이상적인 거리로부터 미리 설정된 범위를 벗어나 상기 장애물로부터 멀어지는 경우에는 상기 접선 벡터에는 0의 가중치를 주고 상기 법선 벡터에는 -1의 가중치를 주어 상기 장애물로 가까워지는 방향으로 상기 무인기를 기동시키며, 상기 무인기가 이상적인 거리로부터 미리 설정된 범위 이내에 있는 경우에는 상기 접선 벡터의 가중치와 상기 법선 벡터의 가중치를 -1과 1 사이의 값으로 설정하여 상기 장애물의 형상 맵핑이 수행되도록 할 수 있다.

[0023] 상기 수평 위치 제어부는 하기 수학식에 따라 상기 무인기의 수평 위치를 제어할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} x_d & y_d \end{bmatrix}^T = (1 - |c_n|)p_t^{xy} + c_n p_n^{xy} + p^{xy}$$

$$\begin{cases} c_n = -\frac{2}{3}\left(\frac{\tilde{\ell}}{\ell_n}\right)^3 - \frac{1}{3}\frac{\tilde{\ell}}{\ell_n} & \text{if } -\ell_n \leq \tilde{\ell} \leq \ell_n \\ c_n = 1 & \text{if } \tilde{\ell} < -\ell_n \\ c_n = -1 & \text{if } \tilde{\ell} > \ell_n \end{cases}$$

[0024] 여기서, $\begin{bmatrix} x_d & y_d \end{bmatrix}^T$ 는 상기 무인기가 제어될 수평 위치 상태, c_n 은 위치 가중 파라미터, p_t^{xy} 는 접선 벡터, p_n^{xy} 는 법선 벡터, p^{xy} 는 상기 무인기의 현재 위치 벡터, $\tilde{\ell} = d_{min} - \ell_{id}$, d_{min} 은 상기 무인기와 상기 장애물의 최근접 거리, ℓ_{id} 는 상기 무인기와 상기 장애물의 이상적인 거리, ℓ_n 은 위치 가중 파라미터의 변곡 기준점임.

[0025] 상기 무인기의 이동 방향으로 상기 장애물의 일부분과의 거리를 측정하는 거리 측정 센서를 더 포함하되, 상기 무인기 기동부는 상기 무인기의 이동 방향으로 상기 장애물의 일부분이 미리 지정된 간격 이내에 근접할 경우 무인기의 heading을 회전시켜 상기 무인기의 센서 시선 방향과 상기 이동 방향이 변경되도록 하는 heading 제어부를 포함할 수 있다.

[0026] 상기 heading 제어부는 하기 수학식에 따라 상기 무인기의 heading을 제어할 수 있다.

$$\psi_d = (1 - c_\psi)\psi_{xb} + c_\psi\psi_{yb}$$

$$\begin{cases} c_\psi = 1 - \frac{(\ell_{yb} - \ell_{ymin})^2}{(\ell_{ymax} - \ell_{ymin})^2} & \text{if } \ell_{ymin} \leq \ell_{yb} \leq \ell_{ymax} \\ c_\psi = 0 & \text{if } \ell_{yb} > \ell_{ymax} \\ c_\psi = 1 & \text{if } \ell_{yb} < \ell_{ymin} \end{cases}$$

[0027] 여기서, ψ_d 는 상기 무인기가 제어될 요 각도 상태, c_ψ 는 자세 가중 파라미터, ψ_{xb} 는 센서 시선 방향의 요

각도, ψ_{yb} 는 무인기 이동 방향의 요 각도, ℓ_{yb} 는 이동 방향으로의 상기 무인기와 상기 장애물 사이의 간격, ℓ_{ymax} 는 허용간격 상한, ℓ_{ymin} 는 허용간격 하한임.

[0032] 상기 무인기 기동부는 감지된 상기 장애물의 형상이 상기 다중 영상의 이미지 평면 내에 포함되지 않을 경우 위 혹은 아래 방향으로 상기 무인기를 기동시켜 상기 장애물이 상기 이미지 평면 내에 놓여지도록 하는 수직 위치 제어부를 포함할 수 있다.

[0033] 상기 수직 위치 제어부는 상기 장애물이 위아래 방향으로 모두 상기 이미지 평면 내에 맞춰지지 않는다면, 위 혹은 아래 방향 중 일 방향을 선택하여 상기 무인기를 기동시키고, 상기 장애물의 일 끝단에 도달하면 타 방향으로 상기 무인기를 기동시킬 수 있다.

[0034] 상기 맵핑부는 상기 무인기가 타 방향으로 이동할 때 맵핑을 수행할 수 있다.

[0035] 상기 맵핑부는 상기 장애물에 대해 수집된 데이터 지점의 시차(disparity)를 이용하여 중복 데이터를 제거할 수 있다.

[0036] 상기 맵핑부는 임의의 데이터 지점을 중심으로 미리 지정된 범위 내에 존재하는 타 데이터 지점과의 시차를 비교하여 높은 시차를 가지는 데이터 지점을 제외한 나머지 데이터 지점을 제거할 수 있다.

[0037] 한편 본 발명의 다른 측면에 따르면, 무인기에 설치되어 상기 무인기의 비행을 제어하는 무인기 비행 제어 장치에 의해 수행되는 무인기 비행 제어 방법 및 이를 수행하기 위한 프로그램이 기록된 기록매체가 제공된다.

[0038] 일 실시예에 따른 무인기 비행 제어 방법은, (a) 다중 카메라를 통해 다중 영상을 획득하고, 다중 영상 처리를 통해 깊이 정보를 포함하는 깊이 지도를 생성하는 단계; (b) 상기 깊이 지도에 기초하여 획득한 깊이 정보로부터 상기 다중 영상 내에 존재하는 장애물을 감지하는 단계; (c) 상기 무인기와 상기 장애물의 위치 관계에 따라 상기 무인기의 위치 및 자세를 제어하는 단계; 및 (d) 감지된 상기 장애물에 대해 상기 깊이 지도에서의 위치를 관성 프레임(inertial frame)의 절대 위치로 변환하는 단계를 포함할 수 있다.

[0039] 상기 단계 (c)는 상기 관성 프레임의 xy평면에 평행한 경로를 생성하기 위해 상기 무인기의 수평 위치를 제어하는 단계 (c1)을 포함할 수 있다.

[0040] 상기 단계 (c1)는, 상기 무인기가 상기 장애물로부터 이상적인 거리로부터 미리 설정된 범위를 벗어나 상기 장애물에 가까워지는 경우에는 상기 장애물에 대한 접선 벡터에는 0의 가중치를 주고 상기 장애물에 대한 법선 벡터에는 1의 가중치를 주어 상기 장애물로부터 멀어지는 방향으로 상기 무인기를 기동시키고, 상기 무인기가 이상적인 거리로부터 미리 설정된 범위를 벗어나 상기 장애물로부터 멀어지는 경우에는 상기 접선 벡터에는 0의 가중치를 주고 상기 법선 벡터에는 -1의 가중치를 주어 상기 장애물로 가까워지는 방향으로 상기 무인기를 기동시키며, 상기 무인기가 이상적인 거리로부터 미리 설정된 범위 이내에 있는 경우에는 상기 접선 벡터의 가중치와 상기 법선 벡터의 가중치를 -1과 1 사이의 값으로 설정하여 상기 장애물의 형상 맵핑이 수행되도록 할 수 있다.

[0041] 상기 단계 (c1)는 하기 수학적식에 따라 상기 무인기의 수평 위치를 제어할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} x_d & y_d \end{bmatrix}^T = (1 - |c_n|)p_t^{xy} + c_n p_n^{xy} + p^{xy}$$

$$\begin{cases} c_n = -\frac{2}{3}\left(\frac{\tilde{\ell}}{\ell_n}\right)^3 - \frac{1}{3}\frac{\tilde{\ell}}{\ell_n} & \text{if } -\ell_n \leq \tilde{\ell} \leq \ell_n \\ c_n = 1 & \text{if } \tilde{\ell} < -\ell_n \\ c_n = -1 & \text{if } \tilde{\ell} > \ell_n \end{cases}$$

[0044] 여기서, $\begin{bmatrix} x_d & y_d \end{bmatrix}^T$ 는 상기 무인기가 제어될 수평 위치 상태, c_n 은 위치 가중 파라미터, p_t^{xy} 는 접선 벡터, p_n^{xy} 는 법선 벡터, p^{xy} 는 상기 무인기의 현재 위치 벡터, $\tilde{\ell} = d_{min} - \ell_{id}$, d_{min} 은 상기 무인기와

상기 장애물의 최근접 거리, ℓ_{id} 는 상기 무인기와 상기 장애물의 이상적인 거리, ℓ_n 은 위치 가중 파라미터의 변곡 기준점임.

[0045] 상기 무인기의 이동 방향으로 상기 장애물의 일부분과의 거리를 측정하는 단계를 더 포함하되, 상기 단계 (c)는 상기 무인기의 이동 방향으로 상기 장애물의 일부분이 미리 지정된 간격 이내에 근접할 경우 무인기의 heading을 회전시켜 상기 무인기의 센서 시선 방향과 상기 이동 방향이 변경되도록 하는 단계 (c2)를 포함할 수 있다.

[0046] 상기 단계 (c2)는 하기 수식식에 따라 상기 무인기의 heading을 제어할 수 있다.

$$\psi_d = (1 - c_\psi)\psi_{x_b} + c_\psi\psi_{y_b}$$

[0047]

$$\begin{cases} c_\psi = 1 - \frac{(\ell_{y_b} - \ell_{y_{min}})^2}{(\ell_{y_{max}} - \ell_{y_{min}})^2} & \text{if } \ell_{y_{min}} \leq \ell_{y_b} \leq \ell_{y_{max}} \\ c_\psi = 0 & \text{if } \ell_{y_b} > \ell_{y_{max}} \\ c_\psi = 1 & \text{if } \ell_{y_b} < \ell_{y_{min}} \end{cases}$$

[0048]

[0049] 여기서, ψ_d 는 상기 무인기가 제어될 요 각도 상태, c_ψ 는 자세 가중 파라미터, ψ_{x_b} 는 센서 시선 방향의 요 각도, ψ_{y_b} 는 무인기 이동 방향의 요 각도, ℓ_{y_b} 는 이동 방향으로의 상기 무인기와 상기 장애물 사이의 간격, $\ell_{y_{max}}$ 는 허용간격 상한, $\ell_{y_{min}}$ 는 허용간격 하한임.

[0050] 상기 단계 (c)는 감지된 상기 장애물의 형상이 상기 다중 영상의 이미지 평면 내에 포함되지 않을 경우 위 혹은 아래 방향으로 상기 무인기를 기동시켜 상기 장애물이 상기 이미지 평면 내에 놓여지도록 하는 단계 (c3)를 포함할 수 있다.

[0051] 상기 단계 (c3)는 상기 장애물이 위아래 방향으로 모두 상기 이미지 평면 내에 맞춰지지 않는다면, 위 혹은 아래 방향 중 일 방향을 선택하여 상기 무인기를 기동시키고, 상기 장애물의 일 끝단에 도달하면 타 방향으로 상기 무인기를 기동시킬 수 있다.

[0052] 상기 단계 (d)는 상기 무인기가 타 방향으로 이동할 때 맵핑을 수행할 수 있다.

[0053] 상기 단계 (d)는 상기 장애물에 대해 수집된 데이터 지점의 시차를 이용하여 중복 데이터를 제거할 수 있다.

[0054] 상기 단계 (d)는 임의의 데이터 지점을 중심으로 미리 지정된 범위 내에 존재하는 타 데이터 지점과의 시차를 비교하여 높은 시차를 가지는 데이터 지점을 제외한 나머지 데이터 지점을 제거할 수 있다.

[0055] 전술한 것 외의 다른 측면, 특징, 이점이 이하의 도면, 특허청구범위 및 발명의 상세한 설명으로부터 명확해질 것이다.

발명의 효과

[0056] 본 발명의 실시예에 따르면, 미리 계획된 경로가 존재하지 않는 상황에서 무인기가 스테레오 비전 센서를 사용하여 미지의 장애물을 맵핑하기 위한 실시간 유도가 가능한 효과가 있다.

[0057] 또한, 깊이 지도로부터 데이터 지점을 획득함으로써 장애물 형상의 맵핑이 수행되고, 장애물을 효율적으로 맵핑하기 위한 경로를 생성하기 위해 무인기의 상태를 사용하는 효과가 있다.

[0058] 또한, 무인기의 수평위치 상태를 사용하여 모든 방향에서 장애물 정보를 획득하고 이상적인 간격을 유지할 수 있도록 하며, heading을 제어하여 맵핑 동안 이동 방향에서의 충돌을 방지하는 것이 가능하고, 무인기의 수직위치 상태를 사용하여 이미지 평면에 나타나지 않은 장애물의 일부분을 맵핑할 수 있는 효과가 있다.

도면의 간단한 설명

- [0059] 도 1은 온라인 경로 계획의 문제점을 설명하기 위한 도면,
 도 2는 본 발명의 일 실시예에 따른 무인기 비행 제어 장치의 구성 블록도,
 도 3은 쿼드콥터 플랫폼 및 좌표 시스템을 나타낸 도면,
 도 4는 다중 영상의 개념도,
 도 5는 무인기 기동부의 상세 구성 블록도,
 도 6은 장애물에 대한 무인기 경로 방향을 나타낸 도면,
 도 7은 위치 가중 파라미터 함수의 그래프,
 도 8은 자세 가중 파라미터 함수의 그래프,
 도 9는 맵핑 중에 충돌을 회피하는 과정을 나타낸 도면,
 도 10은 무인기의 고도를 제어하여 장애물의 하부 부분을 탐사하는 모습을 나타낸 도면,
 도 11은 카메라의 시야 내에 장애물을 두기 위한 계산에 활용되는 각도를 나타낸 도면,
 도 12는 맵핑부에서의 중복 데이터 처리를 설명하기 위한 도면,
 도 13은 시뮬레이션 1 경우의 무인기의 궤적과 맵핑 결과를 나타낸 도면,
 도 14는 시뮬레이션 1 경우의 맵핑 관련 파라미터의 시간 히스토리를 나타낸 그래프,
 도 15는 시뮬레이션 1 경우의 무인기 관련 파라미터의 시간 히스토리를 나타낸 그래프,
 도 16은 시뮬레이션 2 경우의 무인기의 궤적과 맵핑 결과를 나타낸 도면,
 도 17은 도 16의 각 지점에서 획득된 깊이 지도를 나타낸 도면,
 도 18은 시뮬레이션 2 경우의 무인기 관련 파라미터의 시간 히스토리를 나타낸 그래프,
 도 19는 본 발명의 일 실시예에 따른 무인기 비행 제어 장치에서 수행되는 무인기 비행 제어 방법의 순서도.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

- [0060] 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.
- [0061] 어떤 구성요소가 다른 구성요소에 "연결되어" 있다거나 "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" 있다거나 "직접 접속되어" 있다고 언급된 때에는, 중간에 다른 구성요소가 존재하지 않는 것으로 이해되어야 할 것이다.
- [0062] 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.
- [0063] 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.
- [0064] 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.

[0065] 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.

[0066] 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.

[0067] 도 2는 본 발명의 일 실시예에 따른 무인기 비행 제어 장치의 구성 블록도이고, 도 3은 쿼드로터 플랫폼 및 좌표 시스템을 나타낸 도면이며, 도 4는 다중 영상의 개념도이고, 도 5는 무인기 기동부의 상세 구성 블록도이며, 도 6은 장애물에 대한 무인기 경로 방향을 나타낸 도면이며, 도 7은 위치 가중 파라미터 함수의 그래프이고, 도 8은 자세 가중 파라미터 함수의 그래프이며, 도 9는 맵핑 중에 충돌을 회피하는 과정을 나타낸 도면이고, 도 10은 무인기의 고도를 제어하여 장애물의 하부 부분을 탐사하는 모습을 나타낸 도면이며, 도 11은 카메라의 시야 내에 장애물을 두기 위한 계산에 활용되는 각도를 나타낸 도면이며, 도 12는 맵핑부에서의 중복 데이터 처리를 설명하기 위한 도면이다.

[0068] 본 발명의 일 실시예에 따른 무인기 비행 제어 장치는 무인기에 마련되어, 미리 계획된 경로가 존재하지 않는 상황에서 스테레오 비전 센서를 사용하여 획득한 깊이 지도를 이용하여 미지의 장애물을 맵핑하면서 충돌되지 않도록 실시간 유도하는 것을 특징으로 한다.

[0069] 본 실시예에 따른 무인기 비행 제어 장치(100)는 추진력을 제공하는 구동부와 프로펠러를 포함하는 로터의 수가 복수인 멀티로터와 같은 무인기에 적용되어, 무인기의 비행을 제어할 수 있다.

[0070] 이하에서는 본 발명의 설명과 이해의 편의를 위해 무인기가 쿼드로터인 경우를 가정하여 설명하기로 한다.

[0071] 도 3을 참조하면, 쿼드로터는 서로 교차하는 2개의 로드와, 2개의 로드의 양단에 설치되는 2쌍의 로터, 즉 전후 로터(front rotor, rear rotor)와 좌우 로터(left rotor, right rotor)를 포함한다.

[0072] 전방 로터와 후방 로터는 서로 같은 방향으로 회전하고, 좌측 로터와 우측 로터는 이와 다른 방향으로 회전하도록 구현된다.

[0073] 이들 로터의 속력을 제어함으로써 쿼드로터의 이상적인 움직임이 획득될 수 있으며, 다음과 같은 움직임의 병진 및 회전 동역학 방정식(translational and rotational dynamic equations)이 고려된다.

[0074] [수학식 1]

$$\ddot{\mathbf{p}} = -\frac{1}{m}R_{I/B}^t K_t (R_{I/B}^t)^{-1} \dot{\mathbf{p}} - \mathbf{G} + \frac{1}{m}R_{I/B}^t \mathbf{F}_t$$

[0075]

[0076] [수학식 2]

$$\begin{aligned} \ddot{\Phi} = & -(R_{B/I}^r)^{-1} J^{-1} K_r R_{B/I}^r \dot{\Phi} - (R_{B/I}^r)^{-1} J^{-1} (R_{B/I}^r \dot{\Phi}) \times (J R_{B/I}^r \dot{\Phi}) \\ & -(R_{B/I}^r)^{-1} \left(\frac{\partial R_{B/I}^r}{\partial \theta} \dot{\theta} + \frac{\partial R_{B/I}^r}{\partial \psi} \dot{\psi} \right) \dot{\Phi} \\ & -(R_{B/I}^r)^{-1} J^{-1} \sum_{i=1}^4 J_r \left((R_{B/I}^r \dot{\Phi}) \times \hat{e}_3 \right) (-1)^{i+1} w_i + (R_{B/I}^r)^{-1} J^{-1} T_t \end{aligned}$$

[0077]

[0078] 여기서, $\mathbf{p} \equiv [x \ y \ z]^T$ 와 $\Phi \equiv [\phi \ \theta \ \psi]^T$ 는 관성 프레임(inertial frame)에서 표현되는 위치 벡터(position vector)와 쿼드로터의 자세각 벡터(attitude angle vector)이고, m 과 $J \equiv \text{diag}[J_x, J_y, J_z]$ 는 쿼드로터의 질량(mass) 및 관성 행렬(inertial matrix)이며, $K_t \equiv \text{diag}[k_{tx}, k_{ty}, k_{tz}]$ 와 $K_r \equiv \text{diag}[k_{rx}, k_{ry}, k_{rz}]$ 은 힘과 토크에 대한 기체역학 마찰력 행렬(aerodynamic friction matrices for the force and the torque)이고, F_t 와

T_i 는 쿼드로터의 로터 시스템에 의해 생산되는 힘 벡터와 토크 벡터(force and torque vectors)이며, $G \equiv [0 \ 0 \ g]^T$ 는 중력가속도 벡터이고, J_r 은 로터 관성이며, $\hat{e}_3$ 는 $[0 \ 0 \ 1]^T$ 이며, w_i 는 i 번째 로터의 각속도(angular velocity)이고, $\times$ 는 두 벡터의 외적(cross product)을 나타내며, $R_{I/B}^t$ 는 몸체 고정 프레임(body-fixed frame)에서 관성 프레임으로의 변환 행렬(transformation matrix)이고, $R_{B/I}^r$ 는 관성 프레임에서 몸체 고정 프레임으로의 회전 속도 행렬(rotation velocity matrix)이다.

[0079] 이 모델에서 고려되는 외력은 추력(thrust force), 공력(aerodynamics force) 및 중력(gravitational force)이다. 외부 토크는 추력, 공력, 회전 효과에 의해 생산되는 토크이다. 비선형 액츄에이터 역학을 모델링하는데 브러시리스 직류(BLDC) 모터가 사용되며 다음과 같다.

[0080] [수학식 3]

$$\dot{w}_i = -\frac{k_m k_e}{J_m R_m} w_i - \frac{k_d}{J_m} w_i^2 + \frac{k_m}{J_m R_m} V_g \text{sat}_{\delta_2}(dz_{\delta_1}(\delta_i)) , \quad i \in \{1, 2, 3, 4\}$$

[0081]

[0082] 여기서, V_g 는 단말 펄스폭 변조(PWM) 전압이고, $\delta \in [0, 1]$ 는 입력 신호(input signal)이며, R_m 은 저항(resistance)이고, k_m , k_d , k_e 는 모터 토크 상수(motor torque constant), 부하 토크 상수(load torque constant), 역기전력 상수(back electromotive force constant)이며, J_m 은 모터의 관성이고, $\text{sat}()$ 는 포화 함수(saturation function)이며, $dz_{\delta_1}()$ 는 데드존 함수(deadzone fuction)이고, δ_1 와 δ_2 는 데드존 및 포화의 한계 값(deadzone and saturation limits)이다.

[0083] 도 2를 참조하면, 본 실시예에 따른 무인기 비행 제어 장치(100)는 깊이 지도 생성부(110), 장애물 감지부(120), 맵핑부(130), 무인기 기동부(140)를 포함한다.

[0084] 깊이 지도 생성부(110)는 다중 카메라를 통해 다중 영상을 획득하고, 다중 영상 처리를 통해 무인기와 물체 사이의 거리를 측정할 수 있는 깊이 정보를 포함하는 깊이 지도(depth map)를 생성한다.

[0085] 단안 카메라의 경우 영상처리 속도가 빠르고 구조가 간단한 장점이 있으나, 깊이 정보를 직접적으로 제공하지 못한다. 따라서, 본 실시예에서는 영상으로부터 깊이 정보를 획득할 수 있는 다중 카메라를 활용하며, 다중 카메라로는 예를 들어 스테레오 비전(stereo vision)이 있을 수 있다.

[0086] 단안 카메라와 달리, 스테레오 비전은 깊이 지도를 계산할 수 있다. 깊이 지도는 픽셀이 뷰 포인트(view point)로부터 대상 물체까지의 거리에 관한 정보를 포함하고 있는 이미지이다. 하나의 카메라를 사용하는 경우, 3차원 공간 상의 물체가 2차원 이미지 평면 상에 투영되어 투영 방향에 따른 거리 정보가 없어지지만, 두 개의 카메라를 사용하는 경우에는 거리 정보가 기록될 수 있다.

[0087] 맵핑 목적을 위해 스테레오 비전은 쿼드로터에 장착되고 $+x_b$ 축을 향하도록 되어 있을 수 있다.

[0088] 픽셀의 실제 크기와 물체의 좌측 이미지와 우측 이미지 사이의 픽셀 차이값(pixel difference)을 곱셈함으로써 시차(disparity)가 구해질 수 있다. 픽셀 차이값은 양의 정수(positive integer)이므로, 깊이 지도는 실제 지형에 관한 완전한 정보를 제공하지는 않는다.

[0089] 다중 카메라를 이용한 다중 영상 처리 및 깊이 지도 생성 과정은 당업자에게 자명한 바 상세한 설명은 생략하기로 한다.

[0090] 장애물 감지부(120)는 깊이 지도 생성부(110)에서 생성된 깊이 지도에 기초하여 획득한 깊이 정보로부터 다중 영상 내에 존재하는 장애물을 감지한다.

[0091] 장애물의 위치 및 형상은 미지인(unknown) 것으로 가정하며, 따라서 무인기는 초기에 장애물에 관한 어떤 정보도 가지고 있지 않다.

- [0092] 무인기는 장애물을 찾기 위해 깊이 지도 생성부(110)를 이용하여 깊이 지도를 획득하면서 미리 할당된 영역 주위를 이동한다. 획득된 깊이 지도에서 픽셀 깊이값이 미리 정의된 임계치 d_o 보다 작다면, 임의의 물체가 비전 센서(스테레오 비전)에 의해 감지된 것으로 볼 수 있다. 즉, 무인기의 전방에 d_o 범위 내에 물체가 존재하고 있다는 것이다. 물체를 나타내는 픽셀 범위는 장애물로서 고려될 수 있으며, 맵핑 프로세스가 시작된다.
- [0093] 맵핑부(130)는 장애물 감지부(120)에서 감지한 장애물에 대해 장애물에 해당하는 픽셀의 위치(예를 들면, 깊이 지도에서의 위치, 즉 몸체 고정 프레임에서의 위치)를 절대 위치(예를 들면, 관성 프레임의 3차원 지도 상의 위치)로 변환함으로써 장애물 맵핑을 수행한다.
- [0094] 맵핑 과정은 다음과 같다.
- [0095] 우선 p_o^I 와 p_o^B 를 관성 프레임과 몸체 고정 프레임에 대한 장애물 데이터 중 하나의 위치 벡터로 각각 정의한다. 깊이 지도에서 픽셀 깊이값은 x_b 성분에 상응하며, 이미지 평면에서의 위치는 y_b 및 z_b 성분에 상응한다.
- [0096] 몸체 고정 프레임(p_o^B)에서 대표되는 이 3가지 성분은 맵핑 프로세스를 통해 관성 프레임 내의 성분으로 평가될 수 있다. 깊이 지도에서 픽셀의 위치 벡터 p_o^B 는 관성 프레임에서의 위치 벡터인 p_o^I 를 계산하기 위해 다음과 같이 사용될 수 있다.
- [0097] [수학식 4]
- [0098]
$$p_o^I = R_{I/B}^t p_o^B + p$$
- [0099] 깊이 지도에서 선택된 모든 픽셀들은 변환되고, 관성 프레임의 3차원 지도에서 장애물을 재구성하기 위해 메모리에 저장된다.
- [0100] 무인기 기동부(140)는 무인기가 장애물을 효과적으로 맵핑할 수 있도록 무인기와 장애물의 위치 관계에 따라 무인기의 위치 및 자세를 제어한다. 무인기의 위치 및 자세 제어는 유도 명령(guidance command)의 생성 및 출력을 통해 이루어질 수 있다.
- [0101] 무인기(쿼드콥터)는 본질적으로 부족구동 시스템(under-actuated system)인데, 이는 단지 4개의 입력인 $[w_1 \ w_2 \ w_3 \ w_4]^T$ 를 사용하여 제어되는 p 와 Φ 의 6가지 상태를 가지고 있기 때문이다.
- [0102] 무인기 기동부(140)는 위치 제어 모듈과 자세 제어 모듈을 포함할 수 있다.
- [0103] 자세 제어 모듈에는 3개의 입력 T_t 과 3개의 출력 Φ 이 있으므로, 완전구동 시스템(fully actuated system)에 해당한다.
- [0104] 위치 제어 모듈에는 F_t 중 단지 하나의 제어 입력 F_{t_3} (요(yaw) 각도 명령 ψ_d)이 있는데, 이는 추력이 항상 z_b 축 상에서 작용하기 때문이다. 하지만, 제어되어야 하는 3개의 출력 p 이 있기에, 위치 제어 서브시스템은 부족구동 시스템이 된다.
- [0105] 본 실시예에서는 이를 해결하기 위해 자세 제어 모듈에서 ϕ (롤(roll) 각도)와 θ (피치(pitch) 각도)가 가상 입력(virtual input)으로 위치 제어 모듈에 도입된다. 가상 입력과 원본 입력을 결합함으로써, 위치 제어 모듈을 설계하기 위해 3개의 입력 $[\phi \ \theta \ F_{t_3}]^T$ 가 사용된다.
- [0106] 무인기 기동부(140)에는 피드백 선형화 기술이 적용될 수 있는데, 이는 쿼드콥터 동역학의 비선형성을 다루기 위해 사용된다. 이에 의하면 비선형 시스템이 등가 선형 시스템으로 변환된다. 변환된 선형 시스템을 제어하기

위해, 선형 이차 트랙커(linear quadratic tracker)가 설계된다. 선형 이차 트랙커의 목적은 출력이 지정된 출력을 따르도록 제어하기 위함이다.

[0107] 위치 제어 모듈에서 지정된 출력은 경로점(waypoint)의 위치 벡터이다. 자세 제어 모듈에서 지정된 출력은 쿼드 로터의 3가지 자세각으로, ϕ 와 θ 의 2개의 각도가 위치 제어 모듈에 의해 제공된다.

[0108] 본 실시예에서 무인기 기동부(140)는 장애물을 감지한 후 무인기가 장애물을 효과적으로 맵핑하기 위해 적절한 경로를 생성하는 맵핑 경로 계획을 수립할 수 있다.

[0109] 무인기는 모든 방향에서 장애물 정보를 수집하기 위해 장애물 주위를 움직여야 하며, 이를 통해 장애물의 전체 형상을 맵핑할 수 있게 된다. 경로는 맵핑 중에 장애물과의 충돌이 없도록 해야 한다. 다만, 앞서 설명한 것과 같이 단지 무인기의 4개 상태인 목표 위치의 각 성분(x, y, z), 요 각도(ψ)만이 임무 수행을 위해 제어될 수 있다.

[0110] 도 5를 참조하면, 무인기 기동부(140)는 수평 위치 제어부(142), 수직 위치 제어부(144), heading 제어부(146)를 포함한다.

[0111] 수평 위치 제어부(142)는 관성 프레임의 xy평면에 평행한 경로를 생성하기 위해 무인기의 수평 위치(상태 x와 y)를 제어한다.

[0112] 무인기는 감지된 장애물의 주위를 이동하는 경로를 따르는 동안 장애물을 맵핑한다. 도 6에 도시된 것과 같이 법선 벡터 p_n^{xy} 와 접선 벡터 p_t^{xy} 를 정의한다.

[0113] 장애물(10)의 n개 지점들이 비전 센서의 이미지 평면에서 보여지는 것으로 가정한다. 관성 프레임에서 장애물의 k번째 데이터 지점(data point)으로 $p_{o,k}^I \equiv [x_{o,k}^I \ y_{o,k}^I \ z_{o,k}^I]^T, k \in \{1, 2, \dots, n\}$ 를 정의한다. 장애물 데이터 지점의 중심인 $[x_c \ y_c \ z_c]^T$ 은 다음과 같이 계산될 수 있다.

[0114] [수학식 5]

$$x_c = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n x_{o,k}^I, \quad y_c = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n y_{o,k}^I, \quad z_c = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n z_{o,k}^I$$

[0115]

[0116] 또한, 무인기의 (x, y) 성분 위치 벡터로서 p^{xy} 를 정의하고, 장애물 중심의 (x, y) 성분 위치 벡터로서 p_c^{xy} 를 정의하면 다음과 같다.

[0117] [수학식 6]

$$p^{xy} = \begin{bmatrix} x & y \end{bmatrix}^T, \quad p_c^{xy} = \begin{bmatrix} x_c & y_c \end{bmatrix}^T$$

[0118]

[0119] 그 후 r_t 는 $(p^{xy} - p_c^{xy})$ 에 수직인 벡터인 것으로 정의할 수 있으며, $(p^{xy} - p_c^{xy})^T$ 의 영 공간(null space)를 계산함으로써 획득될 수 있다.

[0120] 마지막으로, 장애물(10)에 대해 접선 방향(tangential direction)의 벡터 p_t^{xy} 는 다음과 같이 획득될 수 있다.

[0121] [수학식 7]

$$p_t^{xy} = s_t r_t / \| r_t \|_2$$

[0122]

[0123] s_t 는 스케일링 인자(scaling factor)이다. 접선 벡터 p_t^{xy} 는 무인기가 맵핑 동안 장애물(10) 주위를 움직이도록 하기 위해 사용된다.

[0124] 벡터 $p_{o,k}^B \equiv [x_{o,k}^B \ y_{o,k}^B \ z_{o,k}^B]^T, k \in \{1, 2, \dots, n\}$ 는 몸체 고정 프레임에서 장애물의 k번째 데이터 지점으로 정의된다. 그 후 최소 $\|p_{o,k}^B\|_2$ 를 가지는 지점을 선택함으로써, 비전 센서로부터 가장 근접한 장애물 데이터 지점이 획득될 수 있고, 이를 $p_{o,min}^B$ 으로 나타낸다. 수학적 4를 사용하면, $p_{o,min}^B$ 은 관성 프레임에서 $p_{o,min}^I \equiv [x_{o,min}^I \ y_{o,min}^I \ z_{o,min}^I]^T$ 과 같이 변환될 수 있다.

[0125] [수학적 8]

$$p_{o,min}^I = R_{I/B}^T p_{o,min}^B + p$$

[0126]

[0127] $p_{o,min}^I$ 의 (x, y) 성분으로 구성된 벡터로서 $p_{o,min}^{I,xy}$ 를 정의하면, r_n 은 다음과 같이 계산될 수 있다.

[0128] [수학적 9]

$$r_n = p^{xy} - p_{o,min}^{I,xy}$$

[0129]

[0130] 법선 방향(normal direction)의 벡터 p_n^{xy} 는 다음과 같이 계산될 수 있다.

[0131] [수학적 10]

$$p_n^{xy} = s_n r_n / \|r_n\|_2$$

[0132]

[0133] s_n 은 스케일링 인자이다. 법선 벡터 p_n^{xy} 는 장애물(10)과의 간격을 두어 장애물 맵핑 중에 장애물(10)과의 충돌을 피하기 위해 사용된다. 무인기와 가장 근접한 장애물 데이터 지점 사이의 거리(최근접 거리)는 다음과 같이 계산될 수 있다.

[0134] [수학적 11]

$$d_{min} = \|p_{o,min}^I - p\|_2$$

[0135]

[0136] 이제, 무인기와 장애물(10) 간의 이상적인 거리인 ℓ_{id} 를 도입한다. d_{min} 이 ℓ_{id} 보다 작아지면, 무인기는 안전 거리를 유지하기 위해 장애물(10)로부터 멀어지도록 움직여야 한다. d_{min} 이 ℓ_{id} 보다 커지면, 무인기는 장애물을 향해 움직여서 무인기가 이상적인 거리에서 장애물(10)을 맵핑할 수 있도록 한다.

[0137] 본 실시예에서는 p_t^{xy} 와 p_n^{xy} 를 결합함으로써 무인기의 바람직한 위치 (x_d, y_d) 를 생성하기 위해 위치 가중치 파라미터 c_n 이 도입된다.

[0138] [수학적 12]

$$\begin{bmatrix} x_d & y_d \end{bmatrix}^T = (1 - |c_n|) p_t^{xy} + c_n p_n^{xy} + p^{xy}$$

[0139]

[0140] [수학식 13]

$$\begin{cases} c_n = -\frac{2}{3}\left(\frac{\tilde{\ell}}{\ell_n}\right)^3 - \frac{1}{3}\frac{\tilde{\ell}}{\ell_n} & \text{if } -\ell_n \leq \tilde{\ell} \leq \ell_n \\ c_n = 1 & \text{if } \tilde{\ell} < -\ell_n \\ c_n = -1 & \text{if } \tilde{\ell} > \ell_n \end{cases}$$

[0141]

[0142] 최근접 거리와 이상 거리의 차이인 $\tilde{\ell} = d_{min} - \ell_{id}$ 이고, ℓ_n 은 설계 파라미터이다.

[0143] 도 7의 (a)를 참조하면, 수학식 13에 따른 $\tilde{\ell}$ 에 대한 c_n 함수 모습이 도시되어 있다. 위치 가중 파라미터 c_n 의 변곡 기준점인 ℓ_n 이 2인 경우가 예시되어 있으나, 이는 일 실시예에 불과하며, 이상적인 거리의 1/2 혹은 다양한 거리가 선택될 수 있음은 물론이다.

[0144] $\tilde{\ell}$ 가 -2m인 경우를 고려해보면, 무인기가 물체에 너무 가까이 있음을 의미한다. 수학식 13 혹은 도 7의 (a)에서 c_n 은 1이 되고, 이를 수학식 12에 대입하면 x와 y의 바람직한 상태는 다음과 같이 획득될 수 있다.

[0145] [수학식 14]

$$\begin{bmatrix} x_d & y_d \end{bmatrix}_{c_n=1}^T = p_n^{xy} + p^{xy}$$

[0146]

[0147] 수학식 14는 무인기가 물체와의 충돌을 방지하기 위해 장애물로부터 멀어지는 방향으로만 움직이는데 중점을 두고 있음을 의미한다.

[0148] 반면, $\tilde{\ell}$ 가 0(zero)인 경우를 고려해보면, 무인기가 이상적인 거리에 있음을 의미한다. 이 경우, c_n 은 0(zero)이고, x와 y의 바람직한 상태는 다음과 같이 획득될 수 있다.

[0149] [수학식 15]

$$\begin{bmatrix} x_d & y_d \end{bmatrix}_{c_n=0}^T = p_t^{xy} + p^{xy}$$

[0150]

[0151] 수학식 15는 무인기가 오직 맵핑을 위해 장애물 주위를 움직이고 있는데 중점을 두고 있음을 의미한다.

[0152] 즉, 무인기가 이상적인 거리로부터 설계된 거리 이상으로 장애물에 접근한 경우(range 1) 위치 가중 파라미터 c_n 을 1로 설정함으로써 법선 벡터가 덧셈 연산되어 무인기가 물체와의 충돌을 방지하기 위해 장애물로부터 멀어지는 방향으로만 움직이도록 할 수 있다.

[0153] 또한, 무인기가 이상적인 거리로부터 설계된 거리 이상으로 장애물로부터 멀어진 경우(range 2) 위치 가중 파라미터 c_n 을 -1로 설정함으로써 법선 벡터가 뺄셈 연산되어 무인기가 장애물로부터 너무 멀어지는 것을 방지하기 위해 장애물로 가까워지는 방향으로만 움직이도록 할 수 있다.

[0154] 또한, 무인기가 이상적인 거리로부터 설계된 거리 이내에 위치할 경우(range 3) 위치 가중 파라미터 c_n 을 -1과 1 사이의 값으로 설정함으로써 장애물과의 간격을 유지하면서도 장애물과의 충돌을 방지하여 원활한 맵핑이 이루어지도록 할 수 있다.

[0155] 무인기가 이상적인 거리로부터 설계된 거리 이내에 위치할 경우(range 3) 수학식 13과는 달리 위치 가중 파라미터 c_n 이 0(zero)로 설정되거나(도 7의 (b) 참조), 완전한 곡선 대신 직선 함수($c_n = -\frac{\tilde{\ell}}{\ell_n}$)로 설정(도 7의 (c) 참조)될 수도 있다.

[0156] 다시 도 5를 참조하면, 헤딩각 제어부(146)는 무인기의 요 각도를 제어하여 무인기의 헤딩각을 변경함으로써 무인기가 이동 방향에 놓여진 장애물의 일부분에 충돌하는 것을 방지한다.

[0157] 무인기가 $+y_b$ 축을 따라 이동하는 경우를 고려해 보면, 비전 센서(스테레오 비전 카메라)는 맵핑을 위해 $+x_b$ 축을 바라보고 있다. 이제, 상태 ψ 는 $+y_b$ 방향에서 발생될 수 있는 충돌을 방지하기 위해 사용된다.

[0158] 이를 위해 본 실시예에 따른 무인기는 초음파 센서와 같은 거리 측정 센서(148)를 구비하고 있는 것으로 가정한다. 거리 측정 센서(148)는 무인기의 이동 방향인 $+y_b$ 축에 따른 무인기와 장애물 사이의 거리 ℓ_{y_b} 를 측정할 수 있다.

[0159] ℓ_{y_b} 가 미리 정의된 거리 $\ell_{y_{max}}$ 보다 크면, 무인기는 $+y_b$ 축에 따른 위험이 없는 것으로 감지한다. 이 경우 무인기는 $+x_b$ 축 상에 최근접 장애물 데이터 지점을 선택하여 맵핑을 위한 요 각도 명령을 계산한다.

[0160] [수학식 16]

$$\psi_{x_b} = \arctan \frac{y_{o,min}^I - y}{x_{o,min}^I - x}$$

[0161]

[0162] ℓ_{y_b} 가 $\ell_{y_{max}}$ 보다 작아지면, $+y_b$ 축 방향으로의 장애물이 이동 방향을 변경하지 않을 경우 무인기에게 위협이 될 수 있다. 이 경우 무인기는 $+y_b$ 축으로부터 접근하는 장애물을 바라보고 맵핑하도록 요 각도를 회전해야 한다. 그러므로, 충돌을 회피하기 위한 요 각도 명령은 다음과 같이 주어질 수 있다.

[0163] [수학식 17]

$$\psi_{y_b} = \psi + \pi/2$$

[0164]

[0165] 센서 시선 방향의 요 각도 ψ_{x_b} 과 무인기 이동 방향의 요 각도 ψ_{y_b} 를 결합함으로써, 바람직한 요(yaw) 상태인 ψ_d 를 생성하기 위해 다음과 같은 자세 가중 파라미터 c_ψ 가 도입될 수 있다.

[0166] [수학식 18]

$$\psi_d = (1 - c_\psi)\psi_{x_b} + c_\psi\psi_{y_b}$$

[0167]

[0168] [수학식 19]

$$\begin{cases} c_\psi = 1 - \frac{(\ell_{y_b} - \ell_{y_{min}})^2}{(\ell_{y_{max}} - \ell_{y_{min}})^2} & \text{if } \ell_{y_{min}} \leq \ell_{y_b} \leq \ell_{y_{max}} \\ c_\psi = 0 & \text{if } \ell_{y_b} > \ell_{y_{max}} \\ c_\psi = 1 & \text{if } \ell_{y_b} < \ell_{y_{min}} \end{cases}$$

[0169]

[0170] 허용간격 상한 $\ell_{y_{max}}$ 과 허용간격 하한 $\ell_{y_{min}}$ 은 설계 파라미터이다.

[0171] 도 8에는 ℓ_{y_b} 에 대한 c_ψ 함수 모습이 도시되어 있다. 여기서, $\ell_{y_{max}}$ 는 6이고, $\ell_{y_{min}}$ 는 4인 것으로 가정한다.

[0172] c_ψ 가 0인 경우에는 요 각도가 그대로 유지되며, 1인 경우에는 90도 회전을 수행하게 되며, 0과 1 사이에 있는 경우에는 센서 시선 방향의 요 각도 ψ_{x_b} 과 무인기 이동 방향의 요 각도 ψ_{y_b} 를 적절하게 결합하여 요 각도 명령을 산출하게 된다.

[0173] 도 9의 (a)에 도시된 것처럼, 무인기는 ℓ_{y_1} 이 $\ell_{y_{max}}$ 보다 클 때 장애물을 맵핑하는 요 각도를 사용한다.

[0174] 무인기가 $+y_b$ 축을 따라 이동함에 따라, 도 9의 (b)에 도시된 것과 같이 ℓ_{y_2} 가 $\ell_{y_{max}}$ 보다 작아지게 된다. 이 경우 수학적 19에 의해 자세 가중 파라미터 c_ψ 이 증가함에 따라 수학적 18에서 무인기 이동 방향의 요 각도 ψ_{y_b} 부분이 증가한다.

[0175] 그 후 도 9의 (c)에 도시된 것과 같이, 무인기는 양의 방향으로 요 각도를 회전시키고, 무인기는 맵핑되어야 할 잠재적 물체이자 피해야 할 물체인 장애물의 새로운 측면을 감지하게 될 수 있을 것이다. 이 경우 $p_{o,min}^I$ 은 물체의 새로운 측면에서 선택되며, 무인기는 장애물로부터 이상적인 거리를 유지하도록 움직인다. 이는 도 7의 (c)에서 무인기의 이동 방향을 확인하면 알 수 있다.

[0176] 다시 도 5를 참조하면, 수직 위치 제어부(144)는 무인기의 수직 위치를 제어하여 무인기를 승강시킨다.

[0177] 맵핑될 물체는 매우 크거나 높을 수 있고, 스테레오 비전의 이미지 평면은 수직적으로 물체를 커버하지 못할 수 있다. 본 실시예에서는 이 문제를 해결하기 위해, 맵핑을 위한 장애물 전체를 커버하기 위해 상태 z 를 사용한다.

[0178] 도 10의 (a)에 도시된 것처럼, 장애물의 나머지 부분이 이미지 평면의 아래에 존재할 수 있다. 이는 이미지 평면의 최종 열(row)을 조사함으로써 결정될 수 있다. 이미지 평면의 최종 열이 장애물을 나타내는 적어도 하나의 픽셀을 포함하고 있다면, 이미지 평면의 아래로 장애물의 일부분이 있을 수 있다. 그러므로, 무인기는 맵핑을 위한 장애물의 아래 부분을 탐사하기 위해 다음과 같이 고도를 낮추어야 한다.

[0179] [수학적 20]

$$z_d = z - d_z$$

[0181] 수직 간격인 d_z 는 설계 파라미터이다.

[0182] 장애물의 데이터 지점인 $p_{o,k}^B$ 중에서 최소 $z_{o,k}^B$ 를 가지는 지점(즉, 가장 낮은 위치에 있는 데이터 지점)이 선택될 수 있다. 그 지점의 z 성분을 z_{o,min_z}^B 로 정의한다.

[0183] 고도를 낮추는 동안, z_{o,min_z}^B 와 이미지 평면의 최종 열 사이의 갭이 설정 수직 간격 ℓ_z (설계 파라미터, 픽셀 단위)가 되는 상황을 고려한다(도 10의 (b) 참조). 이 경우 무인기는 아래 방향으로 맵핑될 잔여분이 없는 것으로 판단하고, 고도를 낮추는 것을 중단할 수 있다.

[0184] 비슷한 방법으로 위 방향으로의 로직이 설계될 수 있다. 변수 z_{o,min_z}^B 는 $p_{o,k}^B$ 중에서 최대 $z_{o,k}^B$ 를 가지는 z_{o,max_z}^B 로 대체되고, 이미지 평면의 최종 열은 이미지 평면의 최초 열로 대체된다. 마지막으로 수학적 20은 다음 수학적식을 대체된다.

[0185] [수학식 21]

$$z_d = z + d_z$$

[0187] 즉, 수직 위치 제어부(144)는 장애물 감지부(120)에 의해 감지된 장애물의 형상이 이미지 평면 내에 모두 포함되지 않을 경우 위 혹은 아래 방향으로 무인기를 기동시켜 장애물이 이미지 평면 내에 놓여지도록 할 수 있다.

[0188] 수직 위치 제어부(144)는 이미지 평면의 최종 열에 장애물에 해당하는 픽셀이 있을 경우에는 아래 방향으로 무인기를 기동시키고, 이미지 평면의 최초 열에 장애물에 해당하는 픽셀이 있을 경우에는 위 방향으로 무인기를 기동시킬 수 있다.

[0189] 만약 장애물이 위아래 방향으로 모두 이미지 평면 내에 맞춰지지 않는다면, 장애물의 미지의 부분을 탐사하기 위해 일 방향이 선택될 수 있다. 그 후 무인기는 맵핑을 완료하기 위해 타 방향으로 이동한다.

[0190] 이하에서는 우선 위 방향이 선택된 경우를 가정하여 설명하기로 한다.

[0191] 장애물이 위아래 방향으로 모두 이미지 평면 내에 맞춰진다면, 맵핑 프로세스 동안 장애물이 카메라의 시야 내에 유지되어야 한다. 도 11에서 xy 평면 상에 놓인 무인기의 중심에서 장애물 중심까지의 각도 θ_o 는 다음과 같이 계산될 수 있다.

[0192] [수학식 22]

$$\theta_o = \arcsin \frac{z - z_c}{\sqrt{(x - x_c)^2 + (y - y_c)^2 + (z - z_c)^2}}$$

[0194] 수직 위치 제어부(144)는 무인기의 피치각 θ 이 θ_o 보다 크다면, 이미지 평면의 중간에 장애물의 중심이 놓이도록 무인기의 고도를 증가시킬 수 있다. 반대로, θ 가 θ_o 보다 작다면 무인기의 고도를 감소시킬 수 있다. 이러한 기동이 다음과 같이 표현될 수 있다.

[0195] [수학식 23]

$$\begin{cases} z_d = z + d_z & \text{if } \theta > \theta_o \\ z_d = z - d_z & \text{otherwise} \end{cases}$$

[0197] 상기 수학식은 위방향 혹은 아래방향으로의 탐사를 완료한 무인기에 대해서도 적용된다.

[0198] 다시 도 1을 참조하면, 맵핑부(130)는 전술한 것과 같은 유도 명령에 의해 무인기가 장애물 주위를 기동하는 동안 장애물의 형상을 맵핑한다.

[0199] 맵핑 과정에서 미리 지정된 데이터 수집 주기에 상응하여 장애물의 데이터 지점 정보가 수집된다. 시간이 경과하면, 수집된 데이터의 양은 증가될 것이다. 이들 중 일부는 중복될 수 있고, 일부는 상대적으로 부정확한 정보를 가질 수 있다.

[0200] 따라서, 본 실시예에서 맵핑부(130)는 데이터의 시차(disparity)를 사용하여 수집된 장애물의 데이터 지점의 수를 감소시킬 수 있다.

[0201] 우선 장애물 정보를 가지고 있는 지점을 고려한다. 어느 한 지점이 미리 정의된 거리 d_s 내에 다른 지점을 가지고 있지 않다면, 해당 지점은 상응하는 영역을 대표하는 정보를 포함하는 유일한 지점이 된다. 반면, d_s 범위 내에 몇몇 다른 지점들을 포함하고 있다면, 동일 지역 내에 다수의 지점들이 있는 것이다. 그러므로, 모든 지점을 저장할 필요는 없고, 해당 지역을 대표하는 가장 정확한 정보를 가지고 있는 지점만을 저장할 필요가 있다. 이는 지점들의 시차를 비교함으로써 수행될 수 있다. 시차가 높을수록 거리 오차가 낮음을 이용한다.

[0202] 이 과정은 다음과 같이 수행된다. 도 12에는 시차가 각각 16, 20, 19, 13, 14인 $P_{o,1}^I$, $P_{o,2}^I$, $P_{o,3}^I$, $P_{o,4}^I$, $P_{o,5}^I$ 의 5개 지점이 표시되어 있다.

[0203] 도 12에 도시된 것처럼, $P_{o,1}^I$ 은 d_5 의 범위 내에 다른 지점이 없다. 따라서, 시차에 상관없이 $P_{o,1}^I$ 가 남게 된다.

[0204] $P_{o,2}^I$ 는 경계 내에 $P_{o,3}^I$ 를 가지고 있으며, 이들 시차인 20와 19를 비교함으로써 $P_{o,3}^I$ 가 제거된다. $P_{o,3}^I$ 의 제거로 인해, $P_{o,4}^I$ 와 $P_{o,5}^I$ 가 유일하게 중복된 지점들이다. 동일한 과정을 통해, $P_{o,5}^I$ 가 남는다.

[0205] 그 결과 도 12에 도시된 것처럼 상대적으로 부정확하고 중복된 2개의 지점들이 제거될 수 있다.

[0206] 또한, 맵핑부(130)는 수직 위치 제어부(144)에 의해 무인기가 기동할 경우, 장애물의 상단 혹은 하단에 도착한 이후 맵핑 프로세스를 시작할 수도 있다. 무인기가 장애물의 중간 부분에 위치하고 있어 상방향으로 이동한 이후 다시 하방향으로 이동할 필요가 있을 때, 상방향으로 이동하는 중에 맵핑이 수행될 경우 해당 데이터는 하방향으로 이동하는 중에 맵핑이 수행되어 수집되는 데이터와 중복될 가능성이 높다. 이 경우 메모리를 불필요하게 차지하게 되므로, 데이터 관리가 요구된다.

[0207] 따라서, 장애물 맵핑을 위해 무인기가 수직 방향으로 일 방향으로 이동할 경우 그 일 끝단에 이르러 이동 방향이 변경된 이후에 맵핑 프로세스를 통해 데이터 수집을 수행함으로써 중복된 데이터 지점의 수집을 방지하고 메모리를 효율적으로 활용할 수 있다.

[0208] 본 실시예에 따른 무인기의 비행 제어 방법의 성능에 대한 수치 시뮬레이션 결과는 다음과 같다. 수치 시뮬레이션에 사용된 무인기 파라미터와 스테레오 비전 및 맵핑 파라미터는 다음 표 1 및 표 2와 같다.

[0209] [표 1]

Quadrotor					
m	$0.65kg$	k_{tx}	$2kg/s$	J_m	$4e^{-4}kgm^2$
J_x	$7.5e^{-3}kgm^2$	k_{ty}	$2kg/s$	J_r	$6e^{-4}kgm^2$
J_y	$7.5e^{-3}kgm^2$	k_{tz}	$4kg/s$	V_g	$14V$
J_z	$1.3e^{-2}kgm^2$	k_{rx}	$1.5e^{-1}kgm^2/s$	R_m	0.036Ω
k_m	$1.433e^{-2}kgm^2/s^2A$	k_{ry}	$1.5e^{-1}kgm^2/s$	k_e	$1.433e^{-2}Vs$
k_d	$1.5e^{-4}kgm^2$	k_{rz}	$1.5e^{-1}kgm^2/s$	g	$9.81m/s^2$

[0210]

[0211] [표 2]

Stereo vision		Mapping			
Resolution	360×240	d_o	$5m$	d_z	$0.28m$
Focal length	$0.01m$	ℓ_{id}	$4.2m$	ℓ_z	80
Baseline	$0.2m$	ℓ_n	$2m$		
Horizontal field of view	48°	$\ell_{y_{max}}$	$6m$		
Vertical field of view	36.9°	$\ell_{y_{min}}$	$4m$		

[0212]

[0213] 잠재적 위협을 가지는 장애물의 경우(시뮬레이션 1)의 실험 결과는 다음과 같다. 도 13은 시뮬레이션 1 경우의 무인기의 궤적과 맵핑 결과를 나타낸 도면이고, 도 14는 시뮬레이션 1 경우의 맵핑 관련 파라미터의 시간 히스

토리를 나타낸 그래프이며, 도 15는 시물레이션 1 경우의 무인기 관련 파라미터의 시간 히스토리를 나타낸 그래프이다. 도 13에서 (a)는 위에서 비스듬히 내려다본 모습이고, (b)는 평면도이다.

[0214] 시물레이션 1에서는 잠재적 위협을 가지는 장애물로 L 형상 장애물이 고려되고 있다.

[0215] 도 14의 (c)에 도시된 것처럼 도 13의 지점 A($t=6.95s$)에서부터 ℓ_{yb} 는 ℓ_{ymax} 보다 작게 되었다. 그 결과 도 14의 (d) 및 도 15(b)에 도시된 것처럼 c_ψ 는 양(positive)이 되고 ψ 를 증가시킨다. 도 13의 지점 B($t=9.4s$)에서, ψ 는 대략 90도($^\circ$)에 도달한다(도 15의 (b) 참조). 즉, 무인기는 위협이 될 수도 있는 장애물의 측면을 감지하고 재빨리 ψ 를 증가시킨 것이다. 그 후 무인기는 도 13에 도시된 것과 같이 장애물을 맵핑한다. 지점 B 이후에는 $+y_b$ 축 방향으로 장애물을 감지하지 못하여 ℓ_{yb} 는 정의될 수 없다. 따라서, c_ψ 는 0(zero)으로 남아 있게 된다(도 14의 (d) 참조).

[0216] 높이가 높은 장애물의 경우(시물레이션 2)의 실험 결과는 다음과 같다. 도 16은 시물레이션 2 경우의 무인기의 궤적과 맵핑 결과를 나타낸 도면이고, 도 17은 도 16의 각 지점에서 획득된 깊이 지도를 나타낸 도면이며, 도 18은 시물레이션 2 경우의 무인기 관련 파라미터의 시간 히스토리를 나타낸 그래프이다. 도 16에서 (a)는 위에서 비스듬히 내려다본 모습이고, (b)는 평면도이다.

[0217] 시물레이션 2에서는 $2m \times 2m \times 15m$ 크기를 가지고 $[9 \ 0 \ 2.5]^T$ 에 중심이 있는 직육면체가 장애물로 고려되고 있다.

[0218] 도 16의 (a)와 (b)는 $t=151.35s$ 와 $t=260s$ 에서의 결과를 보여주고 있다. 무인기는 위 아래로 움직이면서 장애물 전체를 맵핑하고 있음을 확인할 수 있다.

[0219] 도 17은 지점 A($t=151.35s$)와 B($t=260s$)에서 스테레오 비전에 의해 획득된 깊이 지도를 보여주고 있다.

[0220] 무인기가 처음 장애물을 접한 경우 장애물이 위 방향 및 아래 방향으로 이미지 평면 내에 맞춰지지 않게 된다. 따라서, 무인기는 우선 장애물의 상부 부분을 탐사한다. 도 17의 (a)에 도시된 것처럼 이미지 평면의 최초 열과 $z_{o,max}^B$ 사이의 갭이 ℓ_z 가 되어, 도 16의 (b)의 지점 A에서 상방향으로의 탐사가 완료된다. 이때부터 무인기는 아래로 고도를 낮추면서 장애물의 하부 부분에 대해 탐사를 수행하게 된다. 도 18의 (c) 및 (d)는 지점 A 이후 제어 입력과 $\dot{z}$ 가 감소하고 있음을 보여준다. 도 17의 (b)에 도시된 것처럼 이미지 평면의 최종 열과 $z_{o,min}^B$ 사이의 갭이 ℓ_z 가 되어, 도 16의 (b)의 지점 B에서 하방향으로의 탐사가 완료된다.

[0221] 도 19는 본 발명의 일 실시예에 따른 무인기 비행 제어 장치에서 수행되는 무인기 비행 제어 방법의 순서도이다.

[0222] 도 19의 각 단계들은 도 2에 도시된 무인기 비행 제어 장치(100)의 각 구성요소들에 의해 수행될 수 있다.

[0223] 깊이 지도 생성부(110)는 미리 할당된 영역 주위를 이동하면서 스테레오 비전을 통해 깊이 지도를 획득한다(단계 310). 장애물의 위치 및 형상이 미지이기 때문에, 미리 계획된 경로가 존재하지 않으므로, 장애물을 찾기 위해 깊이 지도를 획득하면서 미리 할당된 영역 주위를 이동하게 된다.

[0224] 장애물 감지부(120)는 획득한 깊이 지도에 기초하여 획득한 깊이 정보로부터 다중 영상 내에 존재하는 장애물을 감지한다(단계 320).

[0225] 무인기 기동부(140)는 무인기의 위치 및 자세를 제어하여 감지된 장애물에 대한 효과적인 맵핑이 이루어지도록 한다(단계 330).

[0226] 여기서, 무인기 기동 단계(단계 330)는 수평 위치 제어 단계(단계 332), 헤딩각 제어 단계(단계 334), 수직 위치 제어 단계(단계 336)를 포함할 수 있다.

[0227] 수평 위치 제어 단계(단계 332)에서 무인기 기동부(140)는 관성 프레임의 xy평면에 평행한 경로를 생성하기 위

해 무인기의 수평 위치(상태 x 와 y)를 제어한다.

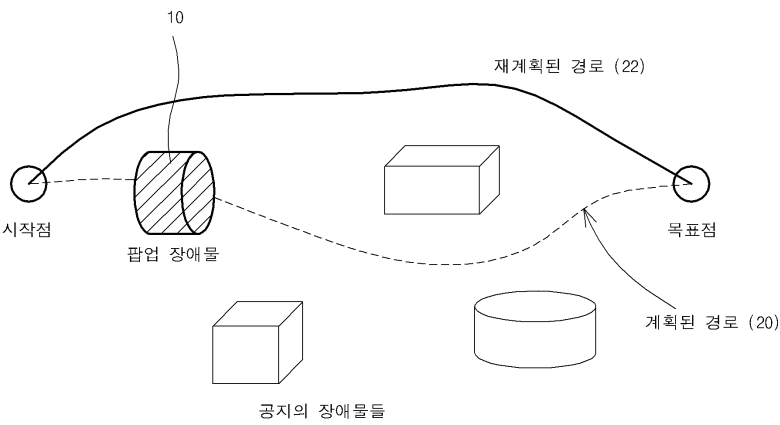
- [0228] 이 과정에서 무인기가 장애물과 충돌하지 않도록 이상적인 거리로부터 미리 설정된 범위를 벗어나 장애물에 가까워지는 경우(range 1)에는 접선 벡터에는 0의 가중치를 주고 법선 벡터에는 1의 가중치를 주어 장애물로부터 멀어지는 방향으로 무인기를 기동시키고, 이상적인 거리로부터 미리 설정된 범위를 벗어나 장애물로부터 멀어지는 경우(range 2)에는 접선 벡터에는 0의 가중치를 주고 법선 벡터에는 -1의 가중치를 주어 장애물 맵핑을 위해 장애물로 가까워지는 방향으로 무인기를 기동시키며, 이상적인 거리로부터 미리 설정된 범위 이내에 있는 경우(range 3)에는 접선 벡터의 가중치와 법선 벡터의 가중치를 -1과 1 사이의 값으로 설정하여 장애물과의 거리를 유지하면서도 충돌이 방지되도록 할 수 있다.
- [0229] headings 제어 단계(단계 224)에서 무인기 기동부(140)는 무인기의 요 각도를 제어하여 무인기의 headings을 변경함으로써 무인기가 이동 방향에 놓여진 장애물의 일부분에 충돌하는 것을 방지한다.
- [0230] 거리 측정 센서를 통해 무인기의 이동 방향으로 장애물의 일부분이 미리 지정된 간격 이내에 근접할 경우 무인기의 headings을 회전시켜 센서 시선 방향과 무인기 이동 방향이 변경되도록 할 수 있다.
- [0231] 수직 위치 제어 단계(단계 336)에서 무인기 기동부(140)는 감지된 장애물의 형상이 이미지 평면 내에 모두 포함되지 않을 경우 위 혹은 아래 방향으로 무인기를 기동시켜 장애물이 이미지 평면 내에 놓여지도록 할 수 있다.
- [0232] 만약 장애물이 위아래 방향으로 모두 이미지 평면 내에 맞춰지지 않는다면, 장애물의 미지의 부분을 탐사하기 위해 일 방향이 선택될 수 있다. 그 후 무인기는 맵핑을 완료하기 위해 타 방향으로 이동할 수 있다.
- [0233] 맵핑부(130)는 감지된 장애물에 대해 장애물에 해당하는 픽셀의 위치(깊이 지도에서의 위치)를 절대 위치(관성 프레임의 3차원 지도 상의 위치)로 변환하여 장애물 맵핑을 수행한다(단계 340).
- [0234] 맵핑 단계에서 데이터의 시차를 사용하여 중복 데이터를 제거함으로써 데이터 관리를 수행할 수 있다(단계 342).
- [0235] 수직 위치 제어가 수행되는 경우, 무인기가 일 방향으로 이동을 완료한 이후 타 방향으로 이동을 시작할 때 맵핑 프로세스가 진행되도록 하여 중복 데이터 발생을 미연에 방지할 수도 있다.
- [0236] 전술한 무인기 비행 제어 방법은 디지털 처리 장치(무인기 비행 제어 장치)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.
- [0237] 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

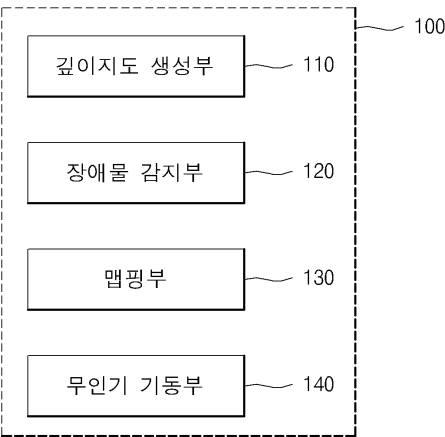
- [0238]
- | | |
|-------------------|-------------------|
| 100: 무인기 비행 제어 장치 | 110: 깊이 지도 생성부 |
| 120: 장애물 감지부 | 130: 맵핑부 |
| 140: 무인기 기동부 | 142: 수평 위치 제어부 |
| 144: 수직 위치 제어부 | 146: headings 제어부 |
| 148: 거리 측정 센서 | |

도면

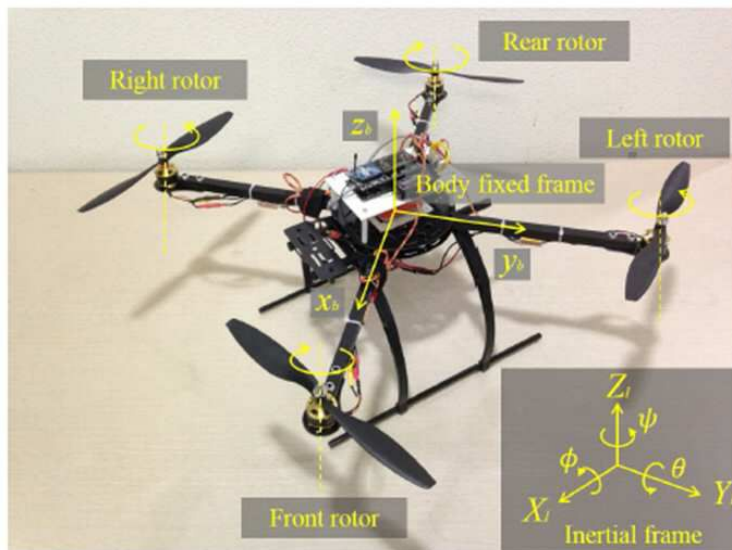
도면1



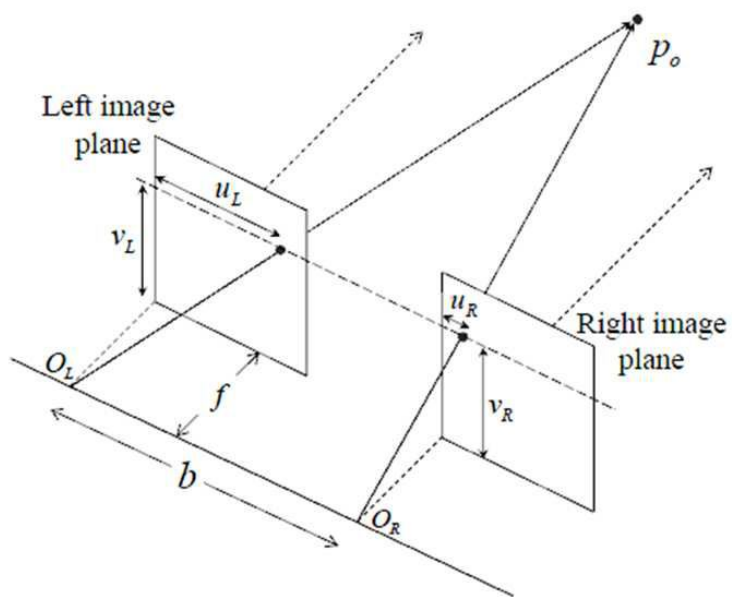
도면2



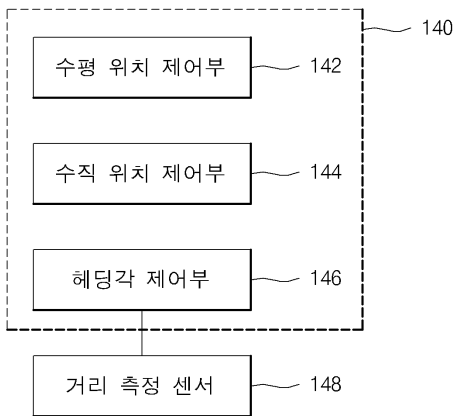
도면3



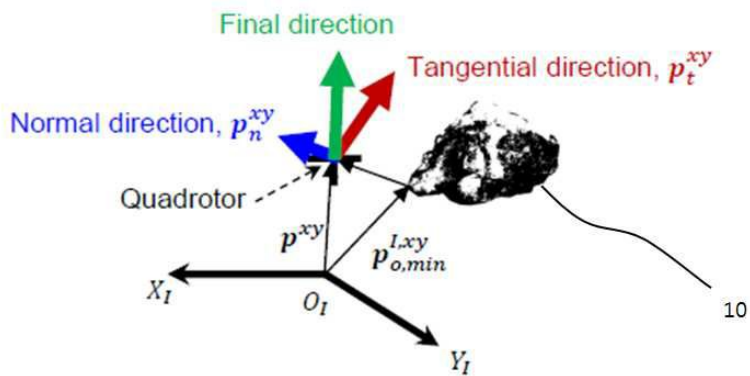
도면4



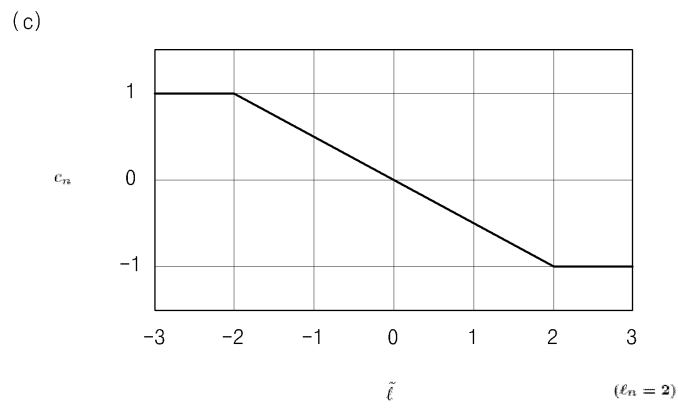
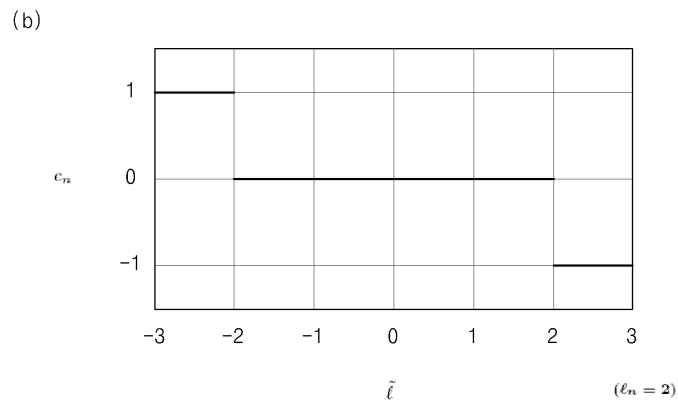
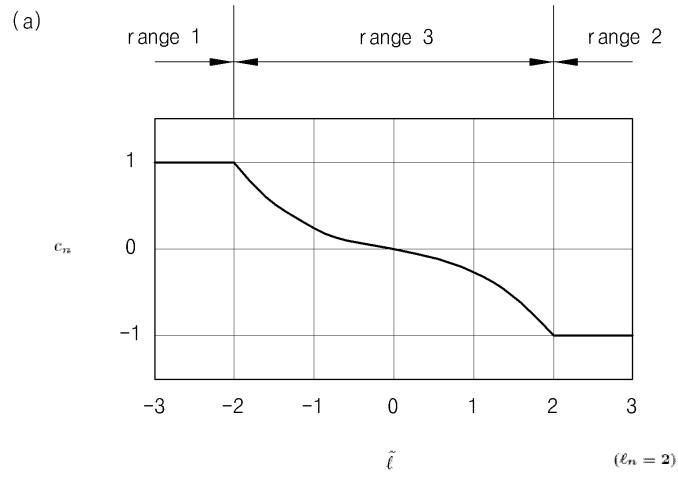
도면5



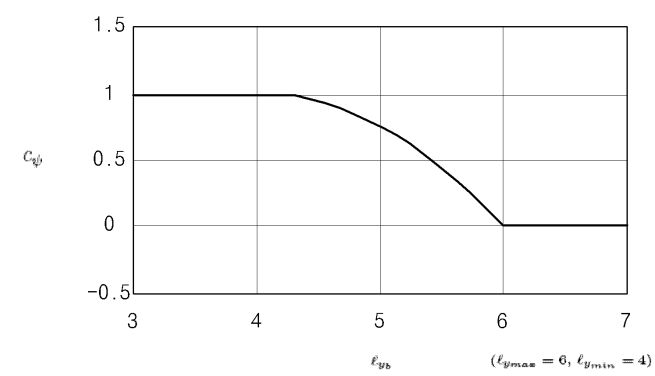
도면6



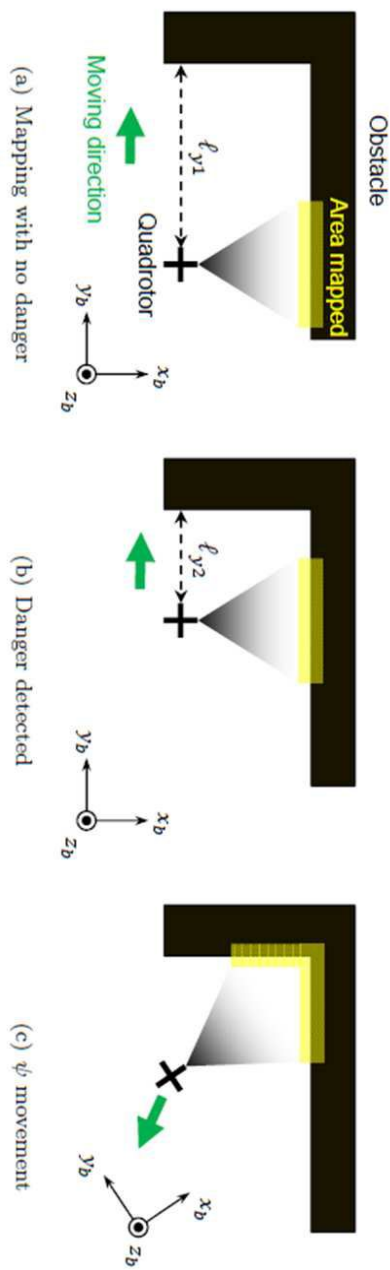
도면7



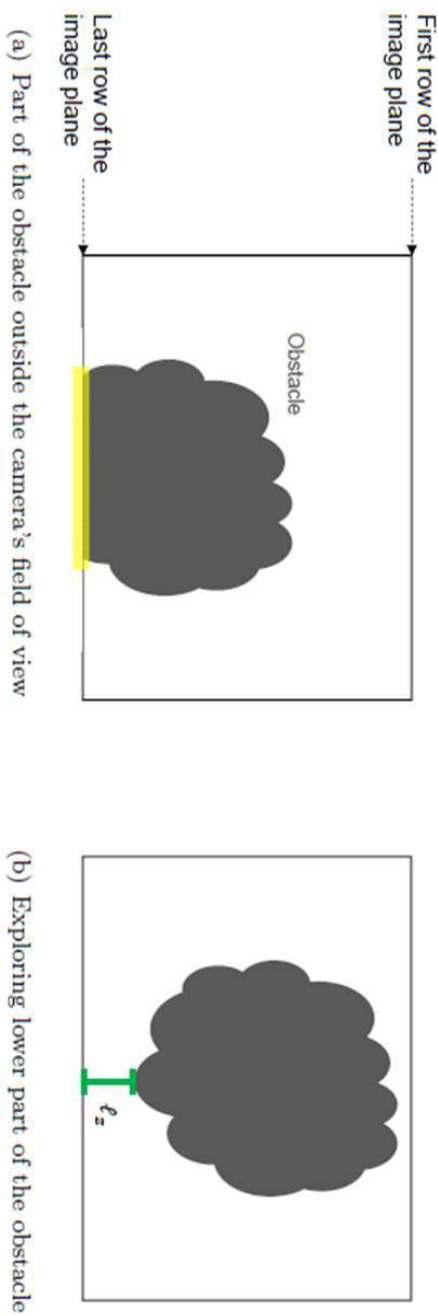
도면8



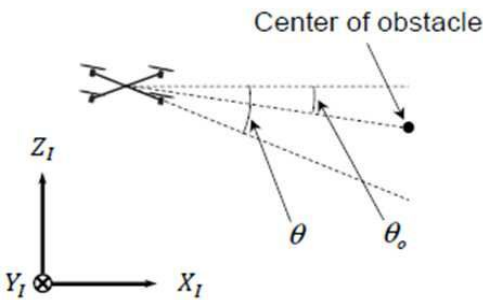
도면9



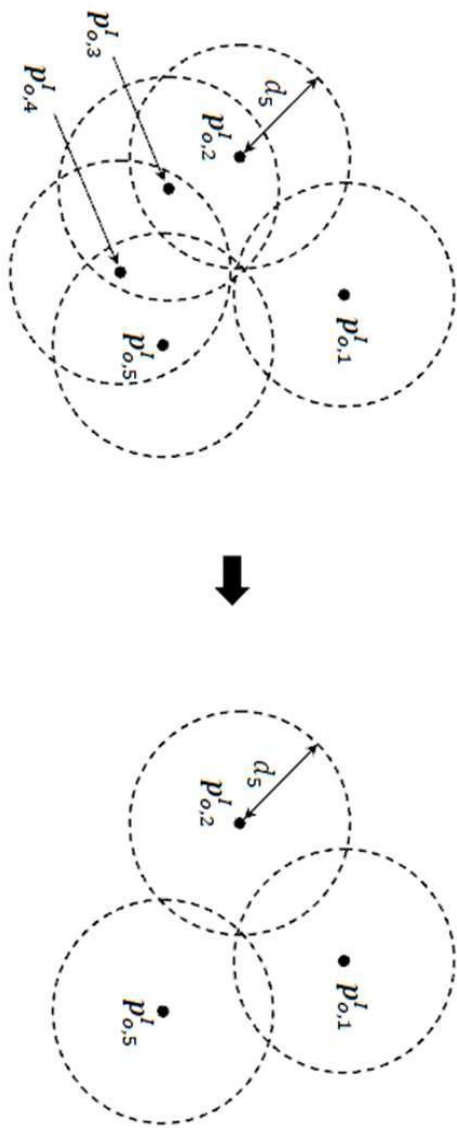
도면10



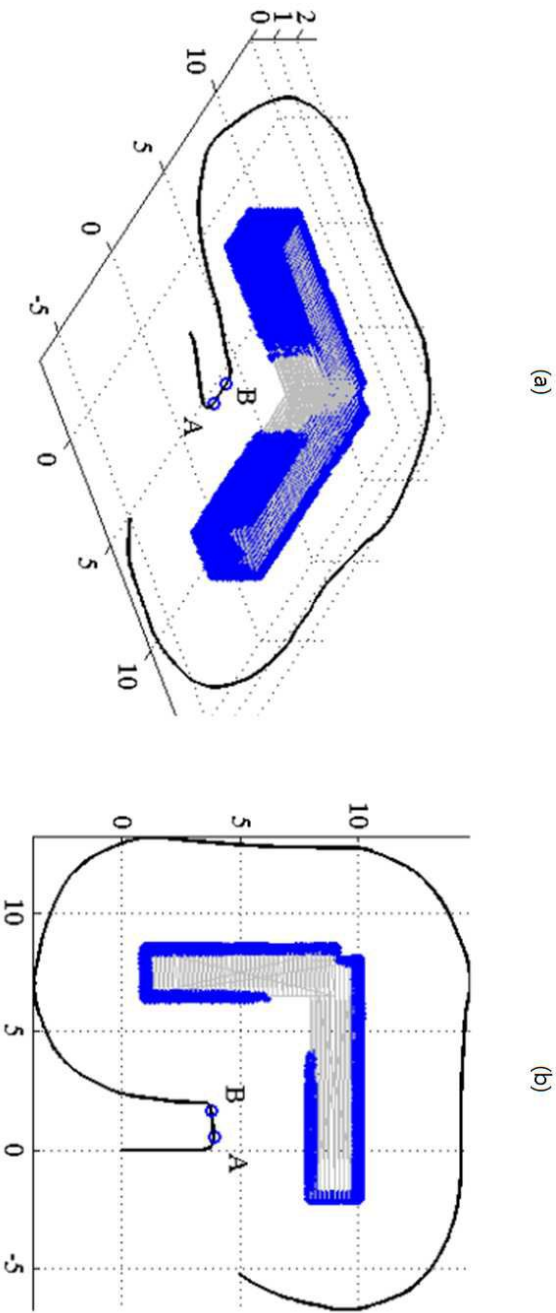
도면11



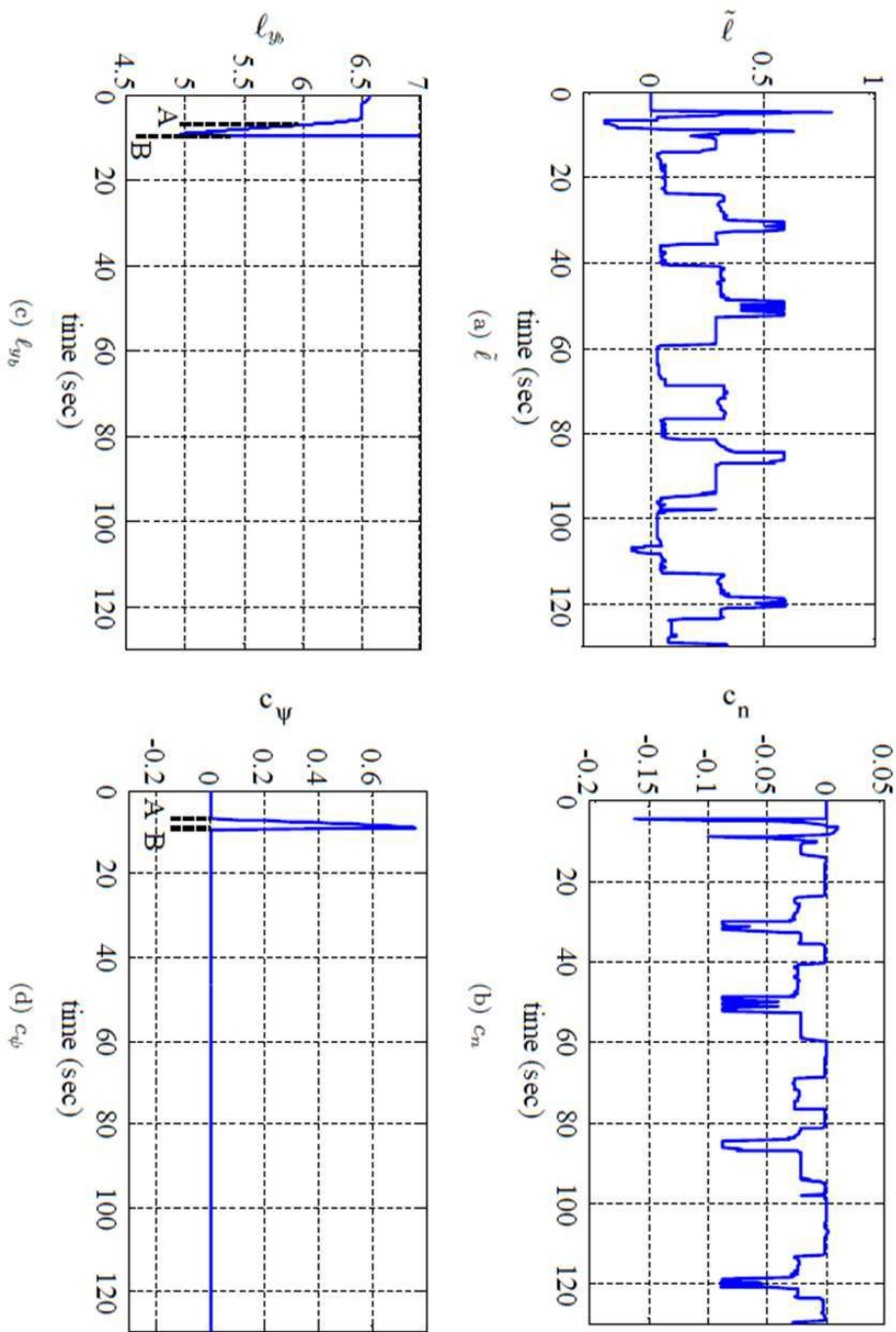
도면12



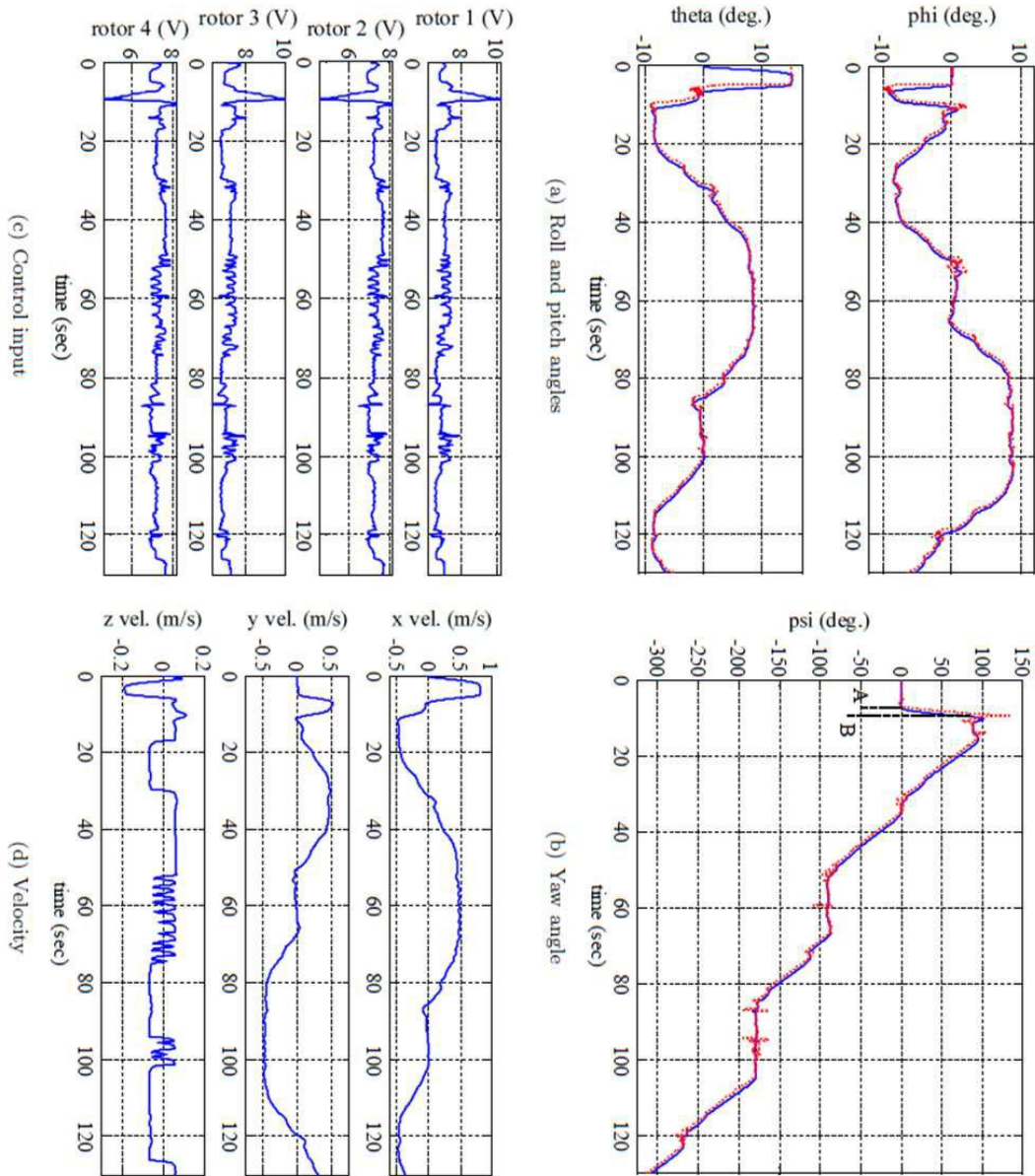
도면13



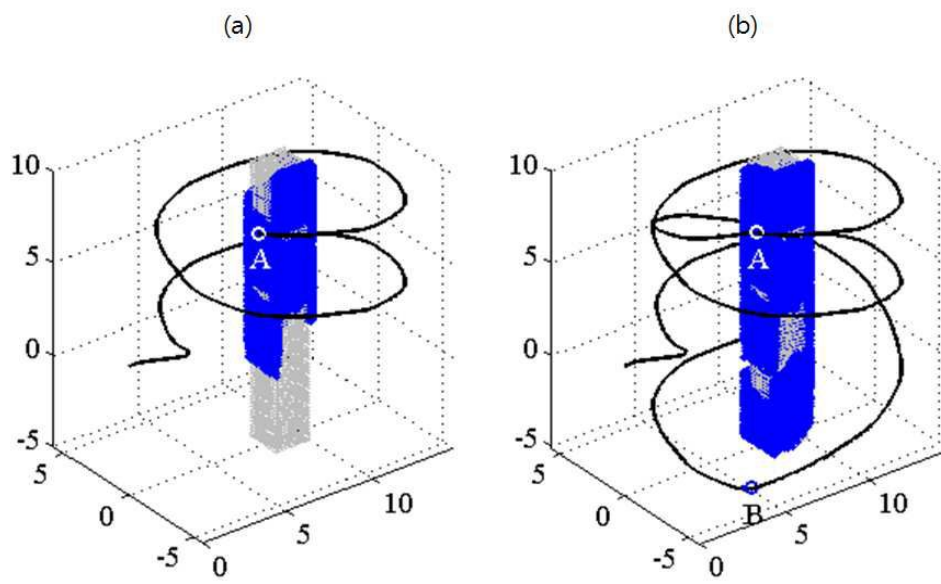
도면14



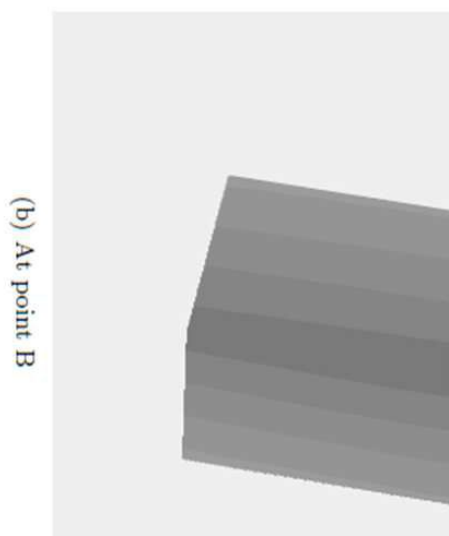
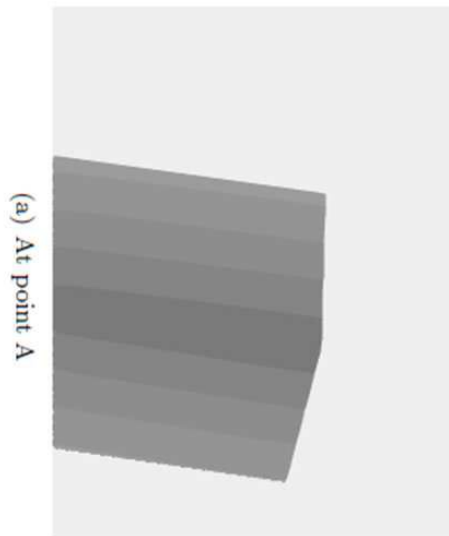
도면15



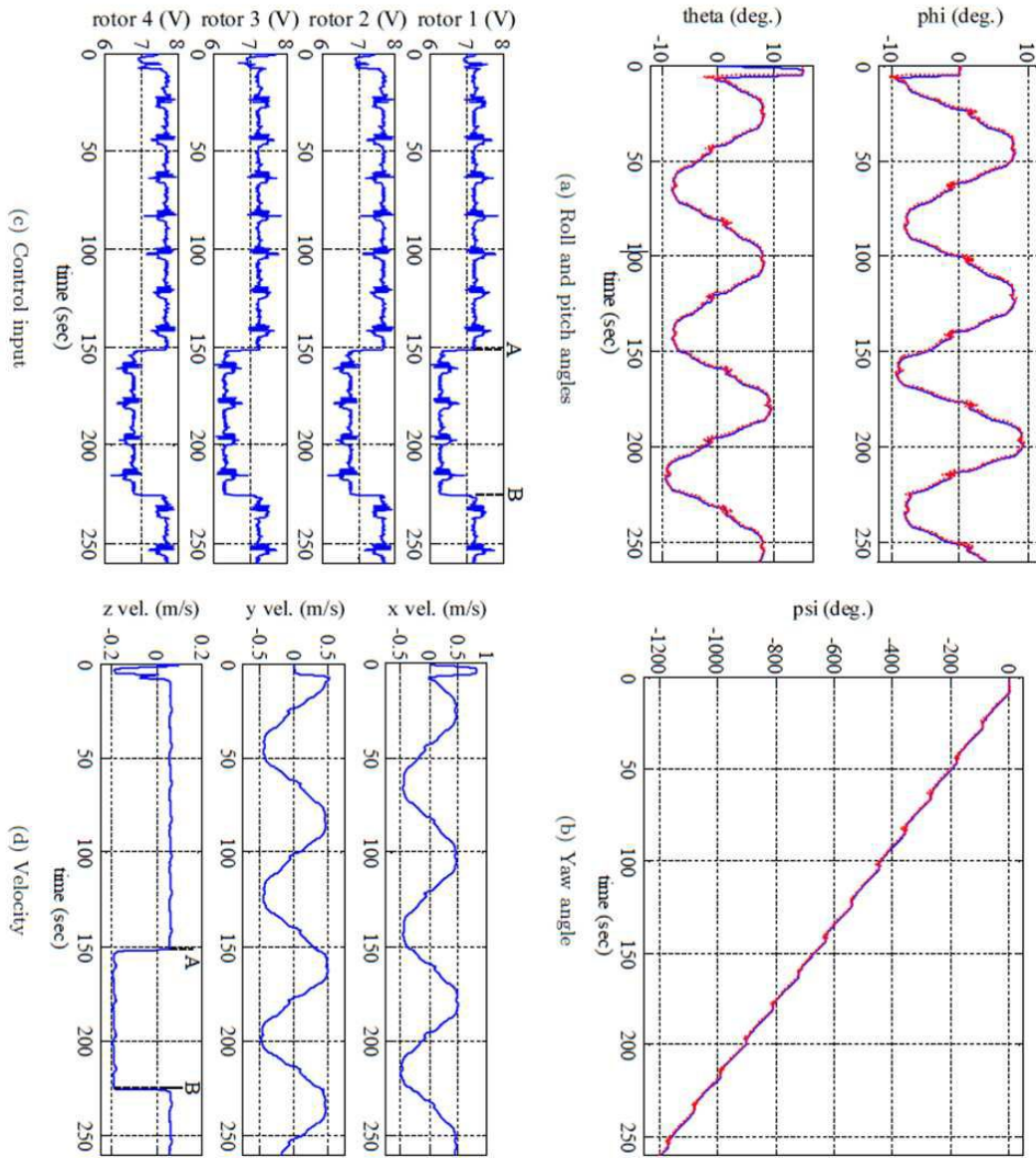
도면16



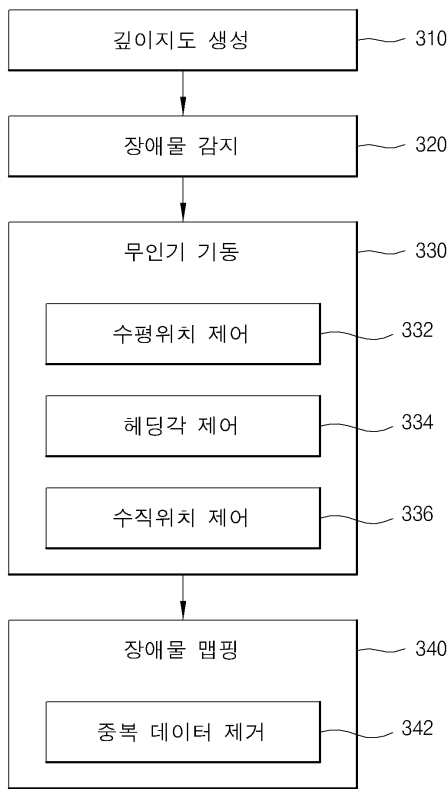
도면17



도면18



도면19



【심사관 직권보정사항】

【직권보정 1】

【보정항목】 청구범위

【보정세부항목】 청구항 18의 종결어

【변경전】

무인기 비행 제어 장치

【변경후】

무인기 비행 제어 방법