



(19) 대한민국특허청(KR)  
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2019년08월27일  
(11) 등록번호 10-2014869  
(24) 등록일자 2019년08월21일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)  
B64D 45/04 (2006.01) B64C 39/02 (2006.01)  
(52) CPC특허분류  
B64D 45/04 (2013.01)  
B64C 39/024 (2013.01)  
(21) 출원번호 10-2017-0179112  
(22) 출원일자 2017년12월26일  
심사청구일자 2017년12월26일  
(65) 공개번호 10-2019-0077704  
(43) 공개일자 2019년07월04일  
(56) 선행기술조사문헌  
JP2004017743 A\*  
KR1020110090326 A\*  
KR1020150019771 A\*  
KR1020160132753 A\*  
\*는 심사관에 의하여 인용된 문헌

(73) 특허권자  
세종대학교산학협력단  
서울특별시 광진구 능동로 209 (군자동, 세종대학교)  
(72) 발명자  
홍성경  
서울특별시 서초구 동광로33길 15, 101호(반포동, 반포 이안애 1차)  
응웬 응옥 피  
서울특별시 광진구 광나루로24길 54  
이재영  
서울특별시 광진구 천호대로110길 111, c동 302호 (능동, 파크빌라)  
(74) 대리인  
유병욱, 한승범

전체 청구항 수 : 총 8 항

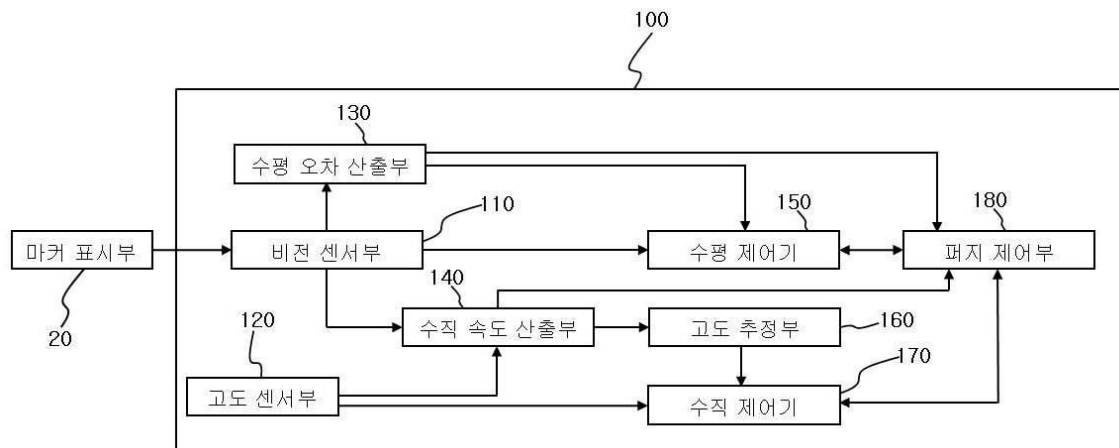
심사관 : 오경흡

(54) 발명의 명칭 회전익 무인비행체의 자동 착륙 시스템 및 방법

(57) 요약

본 발명의 일 실시예에 따른 회전익 무인비행체의 자동 착륙 시스템은, 회전익 무인비행체의 착륙 지점에 마련된 마커 표시부에서 발생하는 빔을 감지하는 비전 센서부; 상기 마커 표시부와 상기 비전 센서부 사이의 수평 거리 오차를 산출하는 수평 오차 산출부; 상기 비전 센서부에서 상기 회전익 무인비행체의 수평 위치를 전달 받아 상 (뒷면에 계속)

대표도



기 회전익 무인비행체의 수직 속도를 산출하는 수직 속도 산출부; 상기 수직 속도 산출부에서 상기 수직 속도를 전달 받아 상기 회전익 무인비행체의 원하는 고도를 추정하는 고도 추정부; 상기 고도 추정부에서 상기 회전익 무인비행체의 원하는 고도를 전달 받아 상기 회전익 무인비행체의 주력을 제어하는 수직 제어기; 상기 비전 센서부 또는 상기 수평 오차 산출부에서 상기 회전익 무인비행체의 수평 위치 및 수평 속도를 전달 받아 상기 회전익 무인비행체의 목표 자세를 생성하는 수평 제어기; 및 상기 수평 오차 산출부 및 상기 수직 속도 산출부에 연결되어 상기 수평 거리 오차에 의존하는 상기 수직 속도를 조정하는 퍼지 제어부;를 포함할 수 있다.

(52) CPC특허분류

*G05B 13/0275* (2013.01)  
*B64C 2201/024* (2013.01)  
*B64C 2201/108* (2013.01)  
*B64C 2201/18* (2013.01)

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호	1711054932
부처명	과학기술정보통신부
연구관리전문기관	정보통신기술진흥센터
연구사업명	정보통신기술인력양성
연구과제명	모바일 플랫폼 기반 엔터테인먼트 VR 기술 연구
기 여 율	1/1
주관기관	세종대학교 산학협력단
연구기간	2016.06.01 ~ 2019.12.31

---

## 명세서

### 청구범위

#### 청구항 1

회전의 무인비행체의 착륙 지점에 마련된 마커 표시부에서 발생하는 빔을 감지하는 비전 센서부;

상기 마커 표시부와 상기 비전 센서부 사이의 수평 거리 오차를 산출하는 수평 오차 산출부;

상기 비전 센서부에서 상기 회전의 무인비행체의 수평 위치를 전달 받아 상기 회전의 무인비행체의 수직 속도를 산출하는 수직 속도 산출부;

상기 수직 속도 산출부에서 상기 수직 속도를 전달 받아 상기 회전의 무인비행체의 원하는 고도를 추정하는 고도 추정부;

상기 고도 추정부에서 상기 회전의 무인비행체의 원하는 고도를 전달 받아 상기 회전의 무인비행체의 추력을 제어하는 수직 제어기;

상기 비전 센서부 또는 상기 수평 오차 산출부에서 상기 회전의 무인비행체의 수평 위치 및 수평 속도를 전달 받아 상기 회전의 무인비행체의 목표 자세를 생성하는 수평 제어기;

상기 수직 제어기에 상기 회전의 무인비행체의 수직 위치 및 수직 속도를 전달하고 상기 수직 속도 산출부에 상기 회전의 무인비행체의 수직 위치를 전달하는 고도 센서부; 및

상기 수평 오차 산출부 및 상기 수직 속도 산출부에 연결되어 상기 수평 거리 오차에 의존하는 상기 수직 속도를 조정하는 퍼지 제어부;

를 포함하며,

상기 퍼지 제어부는,

상기 수평 거리 오차를 입력 변수로 이용하고, 상기 수직 속도를 출력 변수로 이용하는, 회전의 무인비행체의 자동 착륙 시스템.

#### 청구항 2

삭제

#### 청구항 3

삭제

#### 청구항 4

제1항에 있어서,

상기 퍼지 제어부는,

상기 입력 변수 및 상기 출력 변수에 대해서 각각 퍼지 집합을 정의하되, 상기 입력 변수의 소속 함수는 삼각형 및 사다리꼴 소속 함수로 정의하고 상기 출력 변수의 소속 함수는 삼각형 소속 함수로 정의하는, 회전의 무인비행체의 자동 착륙 시스템.

#### 청구항 5

제4항에 있어서,

상기 퍼지 제어부는, 맘다니 퍼지 모델을 이용하고 가중 평균법에 의해 상기 출력 변수를 얻거나 조정하는, 회

전의 무인비행체의 자동 착륙 시스템.

#### 청구항 6

제1항, 제4항 또는 제5항 중 어느 한 항에 있어서,

상기 비전 센서부는 IR-lock 센서를 사용하는, 회전의 무인비행체의 자동 착륙 시스템.

#### 청구항 7

제1항, 제4항 또는 제5항 중 어느 한 항에 따른 시스템을 이용한 회전의 무인비행체의 자동 착륙 방법에 있어서,

상기 회전의 무인비행체와 착륙지점의 수평 거리 오차를 산출하는 단계;

상기 회전의 무인비행체의 수직 속도를 산출하는 단계;

상기 회전의 무인비행체의 원하는 고도를 추정하는 단계;

상기 회전의 무인비행체의 원하는 고도 및 위치에 대해서 상기 회전의 무인비행체의 추력 제어 및 목표 자세를 생성하는 단계;

상기 회전의 무인비행체의 자세 및 고도를 변경하는 단계; 및

퍼지 접근법을 이용하여 상기 회전의 무인비행체의 수직 속도를 조정하는 단계;

를 포함하는, 회전의 무인비행체의 자동 착륙 방법.

#### 청구항 8

제7항에 있어서,

상기 퍼지 접근법을 이용하여 상기 회전의 무인비행체의 수직 속도를 조정하는 단계는,

상기 수평 거리 오차를 입력 변수로 정의하고 상기 수직 속도를 출력 변수로 정의하되, 상기 입력 변수의 소속 함수는 삼각형 및 사다리꼴 소속 함수로 정의하고 상기 출력 변수의 소속 함수는 삼각형 소속 함수로 정의하는, 회전의 무인비행체의 자동 착륙 방법.

#### 청구항 9

제8항에 있어서,

상기 퍼지 접근법을 이용하여 상기 회전의 무인비행체의 수직 속도를 조정하는 단계는,

스케일 팩터를 사용하여 상기 입력 변수 및 상기 출력 변수의 값을 0과 1 사이에서 정규화하는, 회전의 무인비행체의 자동 착륙 방법.

#### 청구항 10

제9항에 있어서,

상기 퍼지 접근법을 이용하여 상기 회전의 무인비행체의 수직 속도를 조정하는 단계는,

다음의 수학적식을 이용하여 수직 속도를 얻는, 회전익 무인비행체의 자동 착륙 방법.

$$v = \sum_x \mu_c(\bar{z}) \times \bar{z} / \sum_{i=1}^N \mu_c(\bar{z})$$

여기서,  $v$  는 수직 속도,  $\bar{z}$  는 각 소속 함수의 기하학적 중심,  $\mu_c(\bar{z})$  는 각 소속 함수의 소속 정도이다.

## 발명의 설명

### 기술 분야

[0001] 본 발명은 회전익 무인비행체의 자동 착륙 시스템 및 방법에 관한 것으로, 보다 상세하게는 퍼지 접근법을 적용하여 GPS의 한계 내지 단점을 극복하고 회전익 무인비행체와 착륙 지점 사이의 수평 거리 오차를 줄일 수 있는 회전익 무인비행체의 자동 착륙 시스템 및 방법에 관한 것이다.

### 배경 기술

[0002] 정지된 표적에 대한 쿼드콥터, 멀티콥터 또는 드론 등 회전익 무인비행체의 자동 내지 자율 착륙은 많은 분야에 서 점점 더 주목을 받고 있다.

[0003] 그러나, 저가의 GPS는 그 자체의 부족한 성능 또는 제한된 정확성 때문에 복잡한 작업이나 알고리즘에 사용하는 것은 어렵다. 이러한 GPS의 한계를 극복하기 위해서 몇몇 연구에서는 회전익 무인비행체를 착륙시키기 위해 미리 지정된 지면의 패턴을 지원하는 비전 카메라를 사용하는 것을 제안한 바 있다.

[0004] 비전 카메라의 작동 원리는 지면에 미리 지정된 패턴을 분석하여 인식하는 방식이다. 이러한 방식의 비전 카메라는 빛을 인식해서 작동하기 때문에 몇몇 야외 조건에서는 작동하기 어렵다는 단점이 있다. 또한, 비전 카메라는 모든 조명 조건 하에서 작동하기 어렵다는 단점도 있다.

[0005] 따라서, 모든 조명 조건에서 작동하는 비전 센서를 이용하여 회전익 무인비행체를 자동 내지 자율 착륙시키는 기술에 대한 요구가 커지고 있다.

[0006] 본 출원인은, 상기와 같은 문제점을 해결하기 위하여, 본 발명을 제안하게 되었다.

## 선행기술문헌

### 특허문헌

[0007] (특허문헌 0001) 한국공개특허공보 제10-2015-0019771호(2015.02.25.)

## 발명의 내용

### 해결하려는 과제

[0008] 본 발명은 상기와 같은 문제점을 해결하기 위하여 제안된 것으로, 모든 조명 조건 하에서 작동이 가능하고 기존의 방법 보다 수평 거리 오차를 줄일 수 있는 회전익 무인비행체의 자동 착륙 시스템 및 방법을 제공한다.

### 과제의 해결 수단

[0009] 상기한 바와 같은 과제를 달성하기 위한 본 발명의 일 실시예에 따른 회전익 무인비행체의 자동 착륙 시스템은, 회전익 무인비행체의 착륙 지점에 마련된 마커 표시부에서 발생하는 빔을 감지하는 비전 센서부; 상기 마커 표시부와 상기 비전 센서부 사이의 수평 거리 오차를 산출하는 수평 오차 산출부; 상기 비전 센서부에서 상기 회전익 무인비행체의 수평 위치를 전달 받아 상기 회전익 무인비행체의 수직 속도를 산출하는 수직 속도 산출부; 상기 수직 속도 산출부에서 상기 수직 속도를 전달 받아 상기 회전익 무인비행체의 원하는 고도를 추정하는 고도 추정부; 상기 고도 추정부에서 상기 회전익 무인비행체의 원하는 고도를 전달 받아 상기 회전익 무인비행체

의 추력을 제어하는 수직 제어기; 상기 비전 센서부 또는 상기 수평 오차 산출부에서 상기 회전익 무인비행체의 수평 위치 및 수평 속도를 전달 받아 상기 회전익 무인비행체의 목표 자세를 생성하는 수평 제어기; 및 상기 수평 오차 산출부 및 상기 수직 속도 산출부에 연결되어 상기 수평 거리 오차에 의존하는 상기 수직 속도를 조정하는 퍼지 제어부;를 포함할 수 있다.

[0010] 상기 수직 제어기에 상기 회전익 무인비행체의 수직 위치 및 수직 속도를 전달하고 상기 수직 속도 산출부에 상기 회전익 무인비행체의 수직 위치를 전달하는 고도 센서부를 더 포함할 수 있다.

[0011] 상기 퍼지 제어부는, 상기 수평 거리 오차를 입력 변수로 이용하고, 상기 수직 속도를 출력 변수로 이용할 수 있다.

[0012] 상기 퍼지 제어부는, 상기 입력 변수 및 상기 출력 변수에 대해서 각각 퍼지 집합을 정의하되, 상기 입력 변수의 소속 함수는 삼각형 및 사다리꼴 소속 함수로 정의하고 상기 출력 변수의 소속 함수는 삼각형 소속 함수로 정의할 수 있다.

[0013] 상기 퍼지 제어부는, 맘다니 퍼지 모델을 이용하고 가중 평균법에 의해 상기 출력 변수를 얻거나 조정할 수 있다.

[0014] 상기 비전 센서부는 IR-lock 센서를 사용할 수 있다.

[0015] 한편, 발명의 다른 분야에 의하면 본 발명은 상기한 회전익 무인비행체의 자동 착륙 시스템을 이용한 회전익 무인비행체의 자동 착륙 방법은, 상기 회전익 무인비행체와 착륙지점의 수평 거리 오차를 산출하는 단계; 상기 회전익 무인비행체의 수직 속도를 산출하는 단계; 상기 회전익 무인비행체의 원하는 고도를 추정하는 단계; 상기 회전익 무인비행체의 원하는 고도 및 위치에 대해서 상기 회전익 무인비행체의 추력 제어 및 목표 자세를 생성하는 단계; 상기 회전익 무인비행체의 자세 및 고도를 변경하는 단계; 및 퍼지 접근법을 이용하여 상기 회전익 무인비행체의 수직 속도를 조정하는 단계;를 포함할 수 있다.

[0016] 상기 퍼지 접근법을 이용하여 상기 회전익 무인비행체의 수직 속도를 조정하는 단계는, 상기 수평 거리 오차를 입력 변수로 정의하고 상기 수직 속도를 출력 변수로 정의하되, 상기 입력 변수의 소속 함수는 삼각형 및 사다리꼴 소속 함수로 정의하고 상기 출력 변수의 소속 함수는 삼각형 소속 함수로 정의할 수 있다.

[0017] 상기 퍼지 접근법을 이용하여 상기 회전익 무인비행체의 수직 속도를 조정하는 단계는, 스케일 팩터를 사용하여 상기 입력 변수 및 상기 출력 변수의 값을 0과 1 사이에서 정규화할 수 있다.

[0018] 상기 퍼지 접근법을 이용하여 상기 회전익 무인비행체의 수직 속도를 조정하는 단계는, 다음의 수학식을 이용하여 수직 속도를 얻을 수 있다.

$$v = \sum_x \mu_c(\bar{z}) \times \bar{z} / \sum_{i=1}^N \mu_c(\bar{z})$$

[0019] 여기서,  $v$  는 수직 속도,  $\bar{z}$  는 각 소속 함수의 기하학적 중심,  $\mu_c(\bar{z})$  는 각 소속 함수의 소속 정도이다.

### 발명의 효과

[0021] 본 발명에 따른 회전익 무인비행체의 자동 착륙 시스템 및 방법은 IR-lock 센서와 같은 비전 센서부를 이용하기 때문에 밝은 햇빛과 완전한 암흑을 포함하는 모든 광 조건 하에서도 회전익 무인비행체의 자동 착륙이 가능하다.

[0022] 본 발명에 따른 회전익 무인비행체의 자동 착륙 시스템 및 방법은 퍼지 접근법을 이용하여 수평 거리 오차에 따라 수직 속도를 부드럽게 조정할 수 있기 때문에 착륙 지점에 근접한 저고도에서 회전익 무인비행체의 수평 거리 오차를 줄일 수 있다.

[0023] 본 발명에 따른 회전익 무인비행체의 자동 착륙 시스템 및 방법은 착륙 지점 또는 착륙 목표물이 움직이거나 바람으로 인한 외란이 있는 경우에도 착륙 지점에 대한 회전익 무인비행체의 수평 거리 오차를 줄일 수 있다.

[0024] 본 발명에 따른 회전익 무인비행체의 자동 착륙 시스템 및 방법은 회전익 무인비행체의 착륙시 수평 거리 오차

또는 위치 오차에 의해서 퍼지 로직을 적용하여 회전의 무인비행체의 수직 속도를 제어하기 때문에 착륙시 발생하는 지면효과 등에 의한 외란에 강건하며 비선형 퍼지 로직을 적용함으로써 정밀도를 향상시킬 수 있다.

### 도면의 간단한 설명

- [0025] 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 자동 착륙 시스템 및 방법이 적용된 회전의 무인비행체를 나타내는 도면이다.
- 도 2는 본 발명의 일 실시예에 따른 회전의 무인비행체의 자동 착륙 시스템을 설명하기 위한 구성도이다.
- 도 3은 본 발명의 일 실시예에 따른 회전의 무인비행체의 자동 착륙 방법을 설명하기 위한 순서도이다.
- 도 4는 본 발명의 일 실시예에 따른 회전의 무인비행체의 자동 착륙 시스템 및 방법에 사용되는 입력 변수의 소속 함수를 보여주는 도면이다.
- 도 5는 본 발명의 일 실시예에 따른 회전의 무인비행체의 자동 착륙 시스템 및 방법에 사용되는 출력 변수의 소속 함수를 보여주는 도면이다.
- 도 6a 및 도 6b는 본 발명의 일 실시예에 따른 회전의 무인비행체의 자동 착륙 시스템 및 방법의 착륙 정밀도를 실험한 결과를 보여주는 그래프이다.
- 도 7a 및 도 7b는 종래 기술에 따른 회전의 무인비행체의 자동 착륙 방법의 착륙 정밀도를 실험한 결과를 보여주는 그래프이다.

### 발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

- [0026] 이하에서, 첨부된 도면을 참조하여 본 발명에 따른 실시예들을 상세하게 설명한다. 그러나, 본 발명이 실시예들에 의해 제한되거나 한정되는 것은 아니다. 각 도면에 제시된 동일한 참조 부호는 동일한 부재를 나타낸다.
- [0027] 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 자동 착륙 시스템 및 방법이 적용된 회전의 무인비행체를 나타내는 도면, 도 2는 본 발명의 일 실시예에 따른 회전의 무인비행체의 자동 착륙 시스템을 설명하기 위한 구성도, 도 3은 본 발명의 일 실시예에 따른 회전의 무인비행체의 자동 착륙 방법을 설명하기 위한 순서도, 도 4는 본 발명의 일 실시예에 따른 회전의 무인비행체의 자동 착륙 시스템 및 방법에 사용되는 입력 변수의 소속 함수를 보여주는 도면, 도 5는 본 발명의 일 실시예에 따른 회전의 무인비행체의 자동 착륙 시스템 및 방법에 사용되는 출력 변수의 소속 함수를 보여주는 도면, 도 6a 및 도 6b는 본 발명의 일 실시예에 따른 회전의 무인비행체의 자동 착륙 시스템 및 방법의 착륙 정밀도를 실험한 결과를 보여주는 그래프, 도 7a 및 도 7b는 종래 기술에 따른 회전의 무인비행체의 자동 착륙 방법의 착륙 정밀도를 실험한 결과를 보여주는 그래프이다.
- [0028] 이하에서 회전의 무인비행체(10)는 드론, 쿼드콥터, 멀티콥터를 포함하는 개념이다.
- [0029] 도 1 및 도 2를 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 회전의 무인비행체(10)의 자동 착륙 시스템(100)은 회전의 무인비행체(10)에 탑재된 비전 센서부(110)를 이용하여 착륙 지점에 마련된 마커 표시부(20)를 인식하게 함으로써 회전의 무인비행체(10)가 마커 표시부(20)에 정확하게 자동 착륙하게 할 수 있다.
- [0030] 본 발명의 일 실시예에 따른 회전의 무인비행체(10)의 자동 착륙 시스템(100)은 착륙 지점에 마련된 마커 표시부(20)를 탐지하고 인지할 수 있는 비전 센서부(110)를 포함할 수 있다.
- [0031] 여기서, 비전 센서부(110)는 비전 카메라를 포함하는 것으로서, 밝은 햇빛이나 완전한 암흑을 포함하여 모든 조명 조건(광 조건) 하에서도 마커 표시부(20)를 탐지하고 식별할 수 있다.
- [0032] 본 발명의 일 실시예에 따른 자동 착륙 시스템(100)의 비전 센서부(110)는 IR-lock 센서를 사용하는 것이 바람직하다. 비전 센서부(110)에 사용되는 IR-lock 센서는 Pixy 카메라의 확장 버전으로서, 다양한 색상을 감지하고 인식할 수 있다. IR-lock 센서는 적외선 감지기로 작동하도록 구성될 수 있다.
- [0033] 한편, IR-lock 센서는 빔을 발생시키는 송신기(Transmitter)와 함께 사용되는데, 송신기는 착륙 지점에 마련된다. 여기서, 마커 표시부(20)가 송신기가 된다. 비전 센서부(110)가 IR-lock 센서인 경우에 마커 표시부(20)는 MarkOne Beacon이 사용될 수 있다.
- [0034] 회전의 무인비행체(10)가 착륙 지점에 접근하게 되면 착륙 지점에 마련된 마커 표시부(20)에서 나오는 빔(예를 들면, 적외선 빔)을 비전 센서부(110)가 감지함으로써, 회전의 무인비행체(10)가 마커 표시부(20)에 자동으로



착륙할 수 있다.

- [0035] 본 발명의 일 실시예에 따른 자동 착륙 시스템(100)은 회전익 무인비행체(10)에 탑재되거나 회전익 무인비행체(10)의 비행을 제어하는 관제센터(미도시)에 마련될 수도 있다. 이하에서는 설명의 편의를 위해 자동 착륙 시스템(100)이 회전익 무인비행체(10)에 탑재된 것으로 가정한다.
- [0036] 도 2를 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 회전익 무인비행체(10)의 자동 착륙 시스템(100)은, 회전익 무인비행체(10)의 착륙 지점에 마련된 마커 표시부(20)에서 발생하는 빔을 감지하는 비전 센서부(110), 마커 표시부(20)와 비전 센서부(110) 사이의 수평 거리 오차를 산출하는 수평 오차 산출부(130), 비전 센서부(110)에서 회전익 무인비행체(10)의 수평 위치를 전달 받아 회전익 무인비행체(10)의 수직 속도(Vertical velocity)를 산출하는 수직 속도 산출부(140), 수직 속도 산출부(140)에서 상기 수직 속도를 전달 받아 회전익 무인비행체(10)의 원하는 고도(Desired Altitude)를 추정하는 고도 추정부(160), 고도 추정부(160)에서 회전익 무인비행체(10)의 원하는 고도를 전달 받아 회전익 무인비행체(10)의 추력을 제어하는 수직 제어기(Vertical Controller, 170), 비전 센서부(110) 또는 수평 오차 산출부(130)에서 회전익 무인비행체(10)의 수평 위치(Horizontal position) 및 수평 속도(Horizontal velocity)를 전달 받아 회전익 무인비행체(10)의 목표 자세를 생성하는 수평 제어기(Horizontal Controller, 150) 및 수평 오차 산출부(130) 및 수직 속도 산출부(140)에 연결되어 상기 수평 거리 오차에 의존하는 상기 수직 속도를 조정하는 퍼지 제어부(180)를 포함할 수 있다.
- [0037] 여기서, “수직 속도(Vertical velocity)”는 회전익 무인비행체(10)의 하강 속도를 의미한다.
- [0038] 한편, 본 발명의 일 실시예에 따른 회전익 무인비행체(10)의 자동 착륙 시스템(100)은, 수직 제어기(170)에 회전익 무인비행체(10)의 수직 위치(Vertical position) 및 수직 속도(Vertical velocity)를 전달하고 수직 속도 산출부(140)에 회전익 무인비행체(10)의 수직 위치를 전달하는 고도 센서부(120)를 더 포함할 수 있다.
- [0039] 고도 센서부(120)로는 라이다(Lidar) 센서가 이용될 수 있다. 라이다 센서는 빛의 속도를 이용하여 거리를 결정할 수 있다. 또한, 라이다 센서는 40미터의 범위에서 회전익 무인비행체(10)의 고도를 측정하는데 사용될 수 있다. 라이다 센서는 소모 전력량이 적고 경량이기 때문에 회전익 무인비행체(10)에 탑재되기에 용이하다.
- [0040] 회전익 무인비행체(10)에 착륙 명령이 내려지면, 본 발명의 일 실시예에 따른 회전익 무인비행체(10)의 자동 착륙 시스템(100)은 센서 검사 모드(Sensor Checking Mode)로 먼저 진입하게 된다. 센서 검사 모드에서 비전 센서부(110) 또는 고도 센서부(120)가 인식되는지 여부를 검사한다. 비전 센서부(110) 또는 고도 센서부(120)가 인식되면 센서부들(110, 120)이 작동하게 된다.
- [0041] 앞서 설명한 바와 같이, 비전 센서부(110)는 마커 표시부(20)에서 나오는 적외선 빔(IR beam)을 스캔하게 된다. 비전 센서부(110)가 IR 빔을 스캔하여 인식하게 되면 수직 속도 산출부(140)는 회전익 무인비행체(10)의 수직 속도 즉, 하강 속도를 산출하게 되는데, 다음 [수학식 1]과 같다.

### 수학식 1

$$\begin{cases} v = 50 \text{ (cm/s)} & , \text{ if Altitude} > 2\text{(m)} \\ v = 50 - 25 \|e_{xy}\| \text{ (cm/s)} & , \text{ if } 0\text{(m)} < \text{Altitude} < 2\text{(m)} \end{cases}$$

[0042]

[0043] [수학식 1]에서  $e_{xy}$ 는 회전익 무인비행체(10)에 탑재된 비전 센서부(110)와 착륙 지점에 마련된 마커 표시부(20) 사이의 수평 거리 오차(Horizontal error)이고,  $v$ 는 회전익 무인비행체(10)의 수직 속도이다.

[0044] [수학식 1]과 같은 수직 속도를 산출하는 모드를 속도 계산 모드(Velocity calculation mode)라고 한다.

[0045] 회전익 무인비행체(10)의 수직 속도가 얻어지면, 고도 센서부(120)와 고도 추정부(160)는 고도 추정 모드(Altitude estimation mode)에서 회전익 무인비행체(10)의 원하는 고도(Desired altitude,  $z_d$ )를 추정한다.



[수학식 2]와 같이 표현된다.

## 수학식 2

$$Z_d = Z_{d-1} - v\Delta t$$

[수학식 2]에서  $\Delta t = 0.02(s)$  는 샘플링 타임,  $Z_{d-1}$  는 이전의 고도이다.

고도가 추정되면, 자동 착륙 시스템(100)은 수직 제어기(170) 및 수평 제어기(150)를 실행하게 된다. 여기서, 수직 제어기(170) 및 수평 제어기(150)는 PID 제어기이다. 이와 같이, 수직 제어기(170)와 수평 제어기(150)가 실행되는 모드를 착륙 모드(Landing mode)라고 한다.

수평 제어기(150)는 비전 센서부(110) 또는 수평 오차 산출부(130)와 연결되어 회전익 무인비행체(10)의 위치 정보 또는 수평 거리 오차를 받을 수 있다. 수직 제어기(170)는 고도 센서부(120) 또는 고도 추정부(160)와 연결되어 회전익 무인비행체(10)의 원하는 고도를 받을 수 있다.

자동 착륙을 하는 회전익 무인비행체(10)는 원하는 위치 및 원하는 고도에 대해 목표 자세(Target attitude) 및 추력 제어(Thrust control)를 생성해야 하는데, 이는 수직 제어기(170) 및 수평 제어기(150)에 의해서 처리될 수 있다. 수직 제어기(170) 및 수평 제어기(150)에 의해서 목표 자세 및 추력 제어가 된 후에 회전익 무인비행체(10)는 자세와 고도를 변경하게 된다.

도 2를 참조하여 본 발명의 일 실시예에 따른 회전익 무인비행체(10)의 자동 착륙 시스템(100)에 대해서 다시 설명한다.

비전 센서부(110)는 마커 표시부(20)에서 나오는 빔을 스캔하며 수평으로 이동하거나 하강하게 되는데, 회전익 무인비행체(10)가 이동하면서도 비전 센서부(110)는 계속하여 마커 표시부(20)의 빔을 스캔하면서 현재의 위치 정보를 업데이트 한다.

수평 오차 산출부(130)는 회전익 무인비행체(10)와 마커 표시부(20) 사이의 수평 거리 오차를 산출하게 되는데, 바람 등의 외란의 영향 또는 회전익 무인비행체(10)의 수직 속도에 따라 무인비행체(10)의 현재 수평 위치가 계산된 수평 위치와 다를 수 있고, 그 차이를 수평 거리 오차라고 할 수 있다.

한편, 비전 센서부(110)는 마커 표시부(20)를 인식하여 얻은 회전익 무인비행체(10)의 수평 위치를 수직 속도 산출부(140)에 전달할 수 있다. 또한, 수평 위치 및 수평 속도를 수평 제어기(150)에 전달할 수 있다.

고도 센서부(120)는 회전익 무인비행체(10)의 수직 위치를 수직 속도 산출부(140)에 전달할 수 있고, 수직 속도 산출부(140)는 회전익 무인비행체(10)의 수직 위치와 수평 위치를 전달 받아 수직 속도를 산출할 수 있다.

수직 속도 산출부(140)에서 산출된 회전익 무인비행체(10)의 수직 속도는 고도 추정부(160)에 전달될 수 있다. 고도 추정부(160)는 회전익 무인비행체(10)의 원하는 고도를 추정하고, 그 값을 수직 제어기(170)에 전달할 수 있다. 또한, 고도 센서부(120)는 회전익 무인비행체(10)의 수직 속도 및 수직 위치를 수직 제어기(170)에 전달할 수 있다.

수직 제어기(170)는 원하는 고도, 수직 속도 및 수직 위치를 이용하여 회전익 무인비행체(10)의 추력을 제어할 수 있다.

수평 제어기(150)는 비전 센서부(110)에서 전달 받은 수평 위치 및 수평 속도 그리고, 회전익 무인비행체(10)의 원하는 위치를 전달 받아, 회전익 무인비행체(10)의 목표 자세를 생성할 수 있다.

한편, 본 발명의 일 실시예에 따른 회전익 무인비행체(10)의 자동 착륙 시스템(100)은 퍼지 제어부(180)를 포함할 수 있다.

본 발명의 일 실시예에 따른 회전익 무인비행체(10)의 자동 착륙 시스템(100)은, 회전익 무인비행체(10)와 마커 표시부(20) 사이의 수평 거리 오차에 의존하는 수직 속도를 조정하기 위해서 선형 함수를 사용할 수도 있지만, 회전익 무인비행체(10)의 고도가 2미터 미만인 경우에 좋은 특성을 확보하기 위해서 퍼지 제어부(180)를 더 구

비한다. 퍼지 제어부(180)를 구비함으로써, 회전익 무인비행체(10)의 정밀한 자동 착륙이 가능하다.

[0061] 퍼지 제어부(180)는 퍼지 논리 접근법(Fuzzy logic approach)을 사용하되, 맘다니 퍼지 모델(Mamdani Fuzzy Model)을 이용할 수 있다.

[0062] 퍼지 제어부(180)는, 수평 거리 오차( $\|e_{xy}\|$ )를 입력 변수(Input variable)로 이용하고, 수직 속도( $v$ )를 출력 변수(Output variable)로 이용할 수 있다.

[0063] 퍼지 제어부(180)는 입력 변수 및 출력 변수에 대해서 퍼지 집합을 정의할 수 있는데, 입력 변수와 출력 변수 모두에 대해서 5가지의 퍼지 하위 집합을 정의할 수 있다. 퍼지 제어부(180)는 수평 거리 오차( $\|e_{xy}\|$ )와 수직 속도( $v$ ) 사이의 관계를 다음과 같은 5가지의 퍼지 집합으로 표현할 수 있다.

[0064] 수평 거리 오차( $\|e_{xy}\|$ )가 VSM이면, 수직 속도( $v$ )는 VB이다.

[0065] 수평 거리 오차( $\|e_{xy}\|$ )가 SM이면, 수직 속도( $v$ )는 B이다.

[0066] 수평 거리 오차( $\|e_{xy}\|$ )가 M이면, 수직 속도( $v$ )는 M이다.

[0067] 수평 거리 오차( $\|e_{xy}\|$ )가 B이면, 수직 속도( $v$ )는 SM이다.

[0068] 수평 거리 오차( $\|e_{xy}\|$ )가 VB이면, 수직 속도( $v$ )는 VSM이다.

[0069] 여기서, VB (Very Big, 매우 크다), B (Big, 크다), M (Medium, 중간), SM (Small, 작다), VSM (Very Small, 매우 작다)이다.

[0070] 한편, 상기 퍼지 집합은 모든 가능한 상황을 포함하도록 정의되어야 한다.

[0071] 퍼지 제어부(180)는, 입력 변수 및 출력 변수에 대해서 각각 소속 함수(Membership function)를 정의하는데, 입력 변수의 소속 함수는 삼각형 및 사다리꼴 소속 함수로 정의하고 출력 변수의 소속 함수는 삼각형 소속 함수로 정의할 수 있다.

[0072] 도 4에는 입력 변수 즉, 수평 거리 오차( $\|e_{xy}\|$ )의 소속 함수가 도시되어 있고, 도 5에는 출력 변수 즉, 수직 속도( $v$ )의 소속 함수가 도시되어 있다.

[0073] 입력 변수 및 출력 변수는 적절한 스케일 팩터(scale factor)를 사용하여 0과 1 사이의 값으로 정규화될 수 있다. 정규화하는 과정은 입력 변수 및 출력 변수에 적절한 스케일 매핑(Scale mapping)하는 것을 포함할 수 있다. 여기서, 스케일 팩터 및 출력 팩터의 선택은 제어기의 전체적인 성능에 영향을 줄 수 있다.

[0074] 도 4 및 도 5에서, 가로축은 각각 입력 변수와 출력 변수의 정규화 값이고 세로축은 소속 정도(Degree of membership)를 나타낸다

[0075] 상기에서 언급한 바와 같이, 퍼지 제어부(180)는 자동 착륙 알고리즘을 위해서 맘다니 퍼지 모델(Mamdani fuzzy model)을 이용하고, 회전익 무인비행체(10)에 탑재된 하드웨어에서 쉽게 자동 착륙 알고리즘을 실행할 수 있도록 가중 평균법(Weighted average method)에 의해 출력 변수 즉, 수직 속도( $v$ )를 얻거나 조정할 수 있다.

즉, 출력 변수 즉, 회전의 무인비행체(10)의 수직 속도( $v$ )는 [수학식 3]과 같이 가중 평균법을 사용하여 얻을 수 있다.

### 수학식 3

$$v = \sum_x \mu_c(\bar{z}) \times \bar{z} / \sum_{i=1}^N \mu_c(\bar{z})$$

[0076]

[0077] [수학식 3]에서  $\bar{z}$  는 각 소속 함수의 기하학적 중심(centroid of membership function),  $\mu_c(\bar{z})$  는 각 소속 함수의 소속 정도(Degree of membership function)이다.

[0078] 여기서, 소속 함수가 증가하면 퍼지 규칙이 증가하기 때문에 계산량도 늘어날 수 있다.

[0079] 이하에서는, 도면을 참조하여 발명의 다른 분야인 자동 착륙 방법에 대해서 설명한다.

[0080] 도 3을 참조하면, 회전의 무인비행체(10)의 자동 착륙 시스템(100)을 이용한 회전의 무인비행체의 자동 착륙 방법은, 회전의 무인비행체(10)와 착륙지점(20)의 수평 거리 오차를 산출하는 단계(1100), 회전의 무인비행체(10)의 수직 속도를 산출하는 단계(1200), 회전의 무인비행체(10)의 원하는 고도를 추정하는 단계(1300), 회전의 무인비행체(10)의 원하는 고도 및 위치에 대해서 회전의 무인비행체(10)의 추력 제어 및 목표 자세를 생성하는 단계(1400), 회전의 무인비행체(10)의 자세 및 고도를 변경하는 단계(1500) 및 퍼지 접근법을 이용하여 회전의 무인비행체(10)의 수직 속도를 조정하는 단계(1600)를 포함할 수 있다.

[0081] 회전의 무인비행체(10)와 착륙지점(20)의 수평 거리 오차를 산출하는 단계(1100)는 수평 오차 산출부(130)에서 수행될 수 있다. 비전 센서부(110)에서 마커 표시부(20)의 빔을 스캔하는 과정에서 회전의 무인비행체(10)와 마커 표시부(20) 사이의 수평 거리 오차를 산출할 수 있다.

[0082] 회전의 무인비행체(10)의 수직 속도를 산출하는 단계(1200)는 수직 속도 산출부(140)에서 수행될 수 있다. 수직 속도 산출부(140)는 상기 속도 계산 모드에서 회전의 무인비행체(10)의 수직 속도 내지 하강 속도를 산출할 수 있다. 여기서, 수직 속도는 수평 거리 오차에 따라서 조정될 수 있다.

[0083] 회전의 무인비행체(10)의 원하는 고도를 추정하는 단계(1300)는 고도 추정부(160)에서 수행될 수 있다. 고도 추정부(160)는 상기 고도 추정 모드에서 회전의 무인비행체(10)의 고도를 추정할 수 있다.

[0084] 회전의 무인비행체(10)의 원하는 고도 및 위치에 대해서 회전의 무인비행체(10)의 추력 제어 및 목표 자세를 생성하는 단계(1400)는 수평 제어기(150) 및 수직 제어기(170)에서 수행될 수 있다.

[0085] 단계 1300에서 회전의 무인비행체(10)의 고도가 추정되면, 단계 1400에서는 수평 제어기(150) 및 수직 제어기(170)가 실행되는데, 회전의 무인비행체(10)의 원하는 위치와 원하는 고도에 대해 목표 자세 및 추력 제어를 생성하기 위해 수직 제어기(170) 및 수평 제어기(150)가 실행될 수 있다.

[0086] 회전의 무인비행체(10)의 자세 및 고도를 변경하는 단계(1500)에서는, 회전의 무인비행체(10)의 목표 자세 및 추력 제어에 따라 자세 및 고도를 변경할 수 있다.

[0087] 퍼지 접근법을 이용하여 상기 회전의 무인비행체의 수직 속도를 조정하는 단계(1600)는 퍼지 제어부(180)에서 수행될 수 있다.

[0088] 단계 1600에서는, 수평 거리 오차를 입력 변수로 정의하고 수직 속도를 출력 변수로 정의하되, 입력 변수의 소속 함수는 삼각형 및 사다리꼴 소속 함수로 정의하고 출력 변수의 소속 함수는 삼각형 소속 함수로 정의할 수 있다.

[0089] 또한, 퍼지 접근법을 이용하여 회전의 무인비행체(10)의 수직 속도를 조정하는 단계(1600)는, 스케일 팩터를 사용하여 입력 변수 및 출력 변수의 값을 0과 1 사이에서 정규화할 수 있다.

[0090] 또한, 퍼지 접근법을 이용하여 회전의 무인비행체(10)의 수직 속도를 조정하는 단계(1600)는, 상기 [수학식 3]을 이용하여 수직 속도를 얻을 수 있다.

[0091] 단계 1600은 퍼지 제어부(180)에서 수행될 수 있으며, 퍼지 제어부(180)에 대해서 설명한 내용과 동일한 과정이 단계 1600에서 수행될 수 있으므로 반복적인 설명은 생략한다.

[0092] 한편, 본 발명의 발명자들은 본 발명의 일 실시예에 따른 회전의 무인비행체의 자동 착륙 시스템(100) 및 방법과, 종래기술에 따른 자동 착륙 방법을 비교하기 위해서 실외에서 회전의 무인비행체의 착륙 실험을 하였다.

[0093] 회전의 무인비행체(10)는 RC 송신기와 연결되어 사용자의 비행 모드를 변경한다. 마커 표시부(20)는 IR 빔을 전송하기 위해 지상에 설치했다. 바람 속도가 3 m/s인 환경에서 착륙 실험을 실시했다.

[0094] 실험 과정은 다음과 같다. 첫째, 회전의 무인비행체는 안정화 모드(자세 제어)에서 사용자에게 의해 이륙한다. 그런 다음, 비행 모드(Flight mode)가 9 미터와 같은 원하는 위치에 회전의 무인비행체가 떠 있도록 로이터 모드(loiter mode, 위치 제어)로 전환된다. 회전의 무인비행체가 로이터 모드에서 안정되면 사용자는 비행 모드를 복귀(return-to-launch) 모드로 변경한다. 이 모드에서는 회전의 무인비행체가 홈 위치(home position)로 이동하여 착륙 전에 5 초 동안 대기한다.

[0095] 퍼지 제어부(180) 및 퍼지 접근법을 이용한 본 발명의 일 실시예에 따른 자동 착륙 시스템(100) 및 방법과, 종래기술에 따른 착륙 방법에 있어서 정밀 착륙 실험 결과가 각각 도 6a 및 도 6b, 도 7a 및 도 7b에 나타나 있다. 도 6a 및 도 6b, 도 7a 및 도 7b에서 실선은 수직 속도( $v$ )를 나타내고, 점선은 수평 거리 오차( $\|e_{xy}\|$ )를 나타낸다.

[0096] 이러한 실험은 본 발명과 종래 기술에 대해서 8회 반복 수행하였다.

[0097] 착륙 지점 즉, 마커 표시부(20)에서 8번 측정한 후, 비전 센서부(110)와 마커 표시부(20) 사이의 수평 거리 오차는 다음 [표 1]과 같다.

표 1

횟수	종래 기술	본 발명
1	15.2 cm	6.5 cm
2	14.4 cm	4.6 cm
3	12.4 cm	3.9 cm
4	16.3 cm	6.6 cm
5	9.38 cm	5.5 cm
6	10.1 cm	5.7 cm
7	10 cm	2.2 cm
8	6.3 cm	5.7 cm
평균	11.76 cm	5.09 cm

[0099] 상기한 바와 같은 본 발명의 일 실시예에 따른 회전의 무인비행체(10)의 자동 착륙 시스템(100) 및 방법은, 퍼지 논리에 의한 수직 속도가 수평 거리 오차에 따라 부드럽게 조정될 수 있기 때문에 착륙 목표물이 움직이거나 바람의 외란 등이 있는 경우에도 정밀한 자동 착륙을 구현할 수 있다.

[0101] 이상과 같이 본 발명의 일 실시예에서는 구체적인 구성 요소 등과 같은 특정 사항들과 한정된 실시예 및 도면에 의해 설명되었으나 이는 본 발명의 보다 전반적인 이해를 돕기 위해서 제공된 것일 뿐, 본 발명은 상기의 실시예에 한정되는 것은 아니며, 본 발명이 속하는 분야에서 통상적인 지식을 가진 자라면 이러한 기재로부터 다양한 수정 및 변형이 가능하다. 따라서, 본 발명의 사상은 설명된 실시예에 국한되어 정해져서는 아니 되며, 후술하는 청구범위뿐 아니라 이 청구범위와 균등하거나 등가적 변형이 있는 모든 것들은 본 발명 사상의 범주에 속한다고 할 것이다.

## 부호의 설명

[0102] 10: 회전의 무인비행체

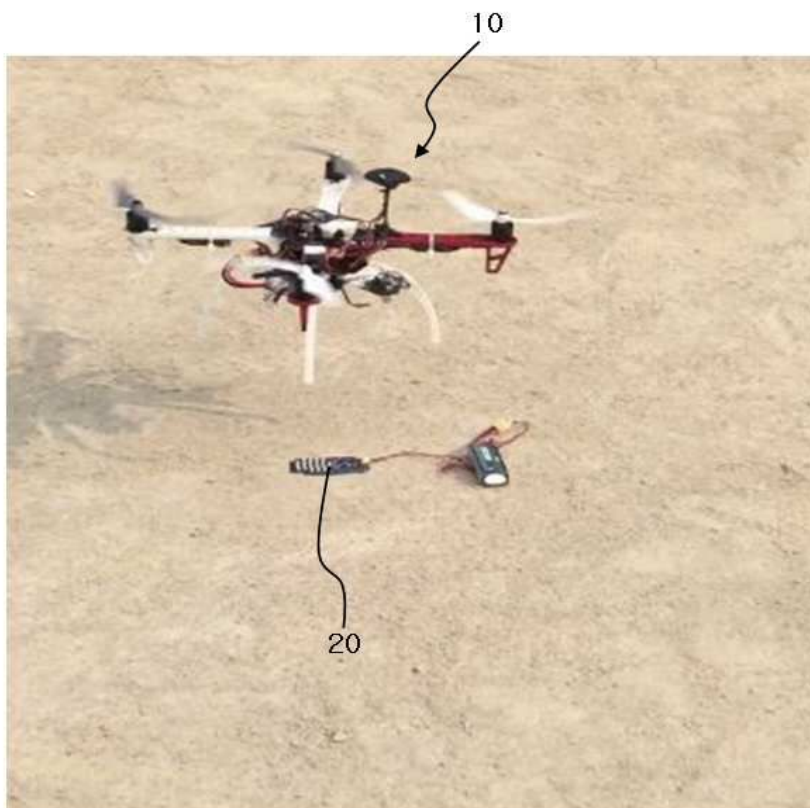
20: 마커 표시부

100: 자동 착륙 시스템

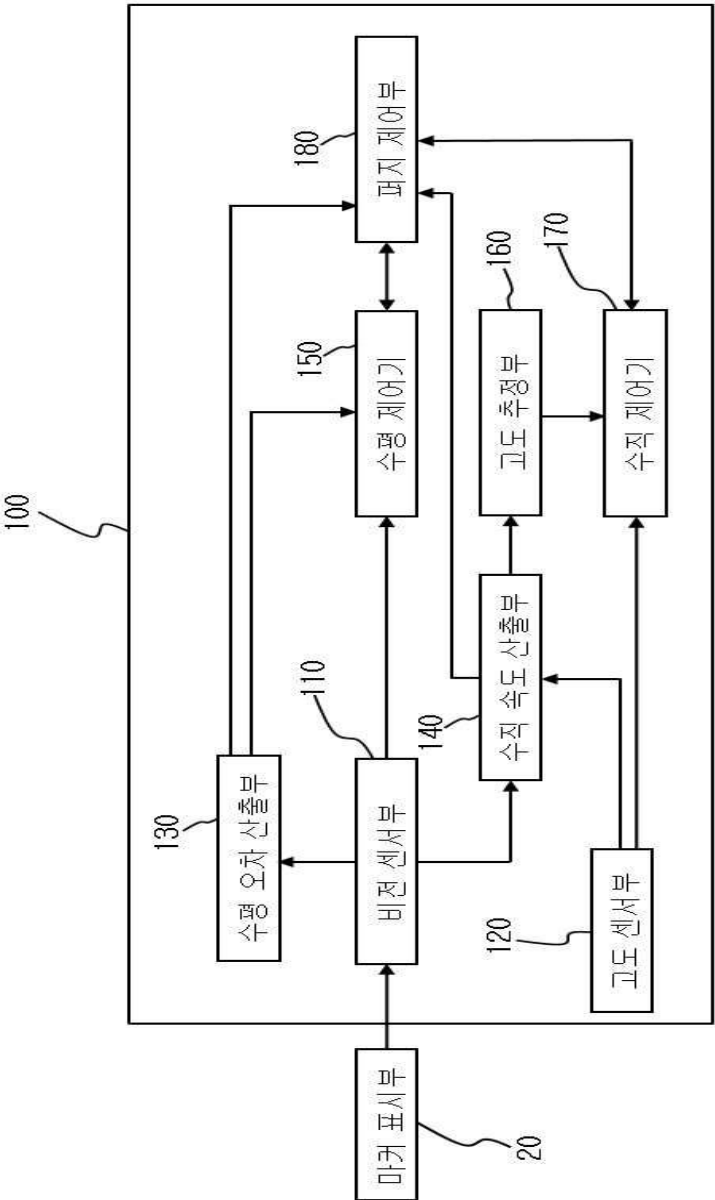
- 110: 비전 센서부
- 120: 고도 센서부
- 130: 수평 오차 산출부
- 140: 수직 속도 산출부
- 150: 수평 제어기
- 160: 고도 추정부
- 170: 수직 제어기
- 180: 퍼지 제어부

## 도면

### 도면1

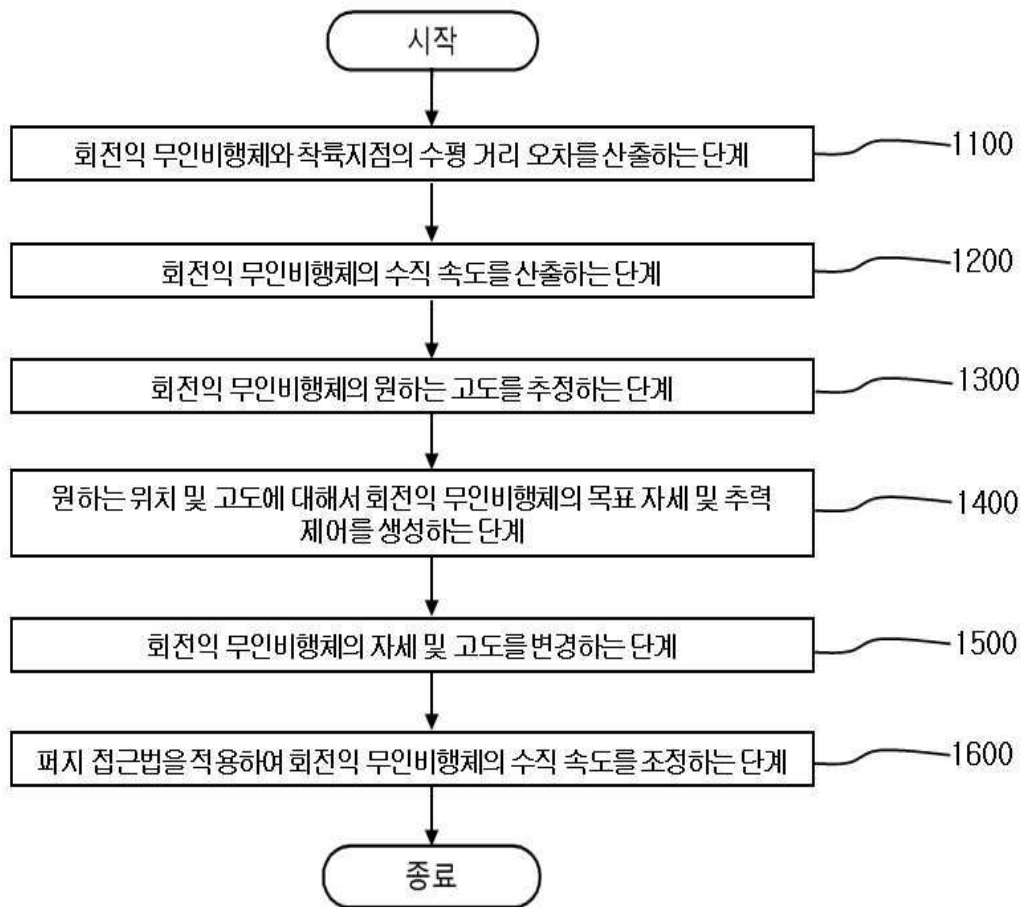


도면2

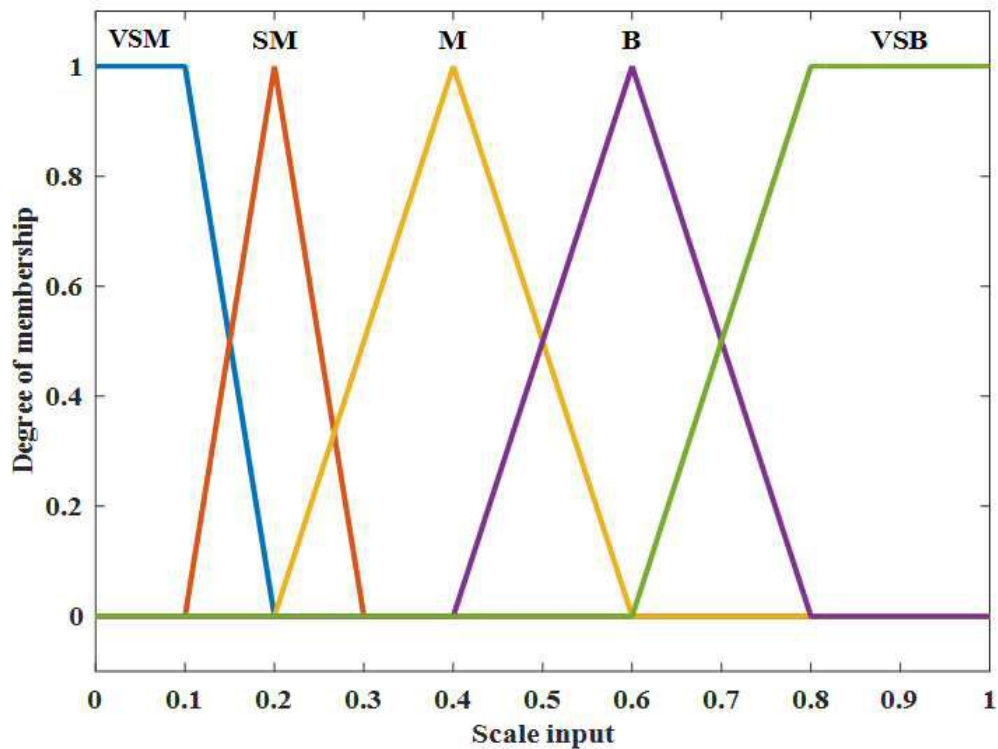




도면3

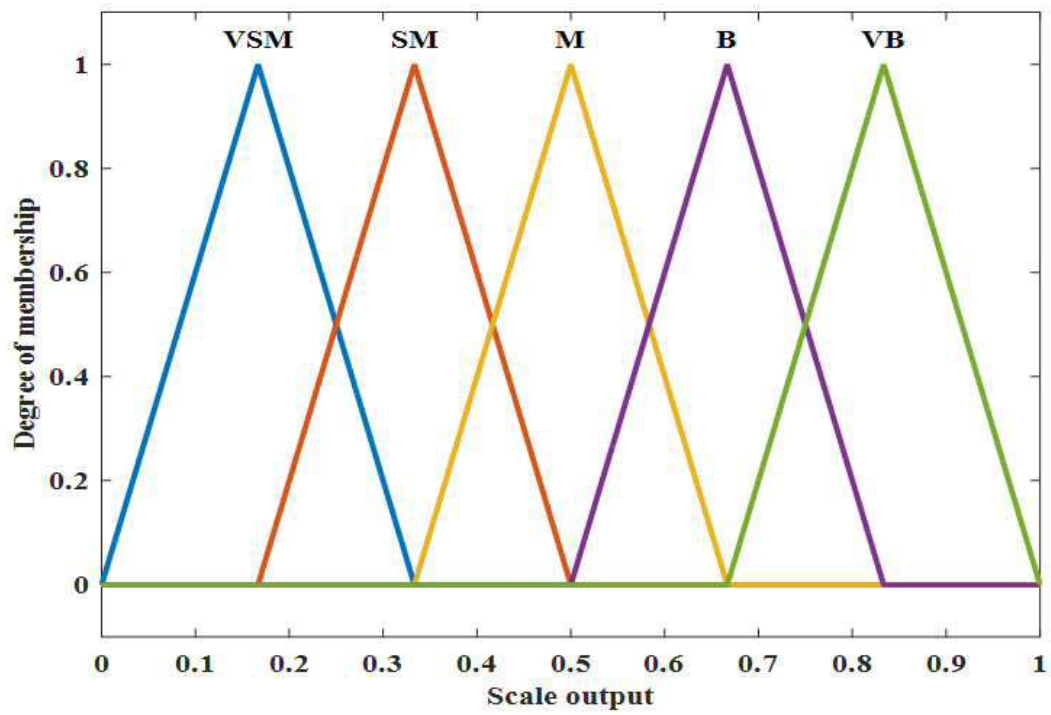


도면4

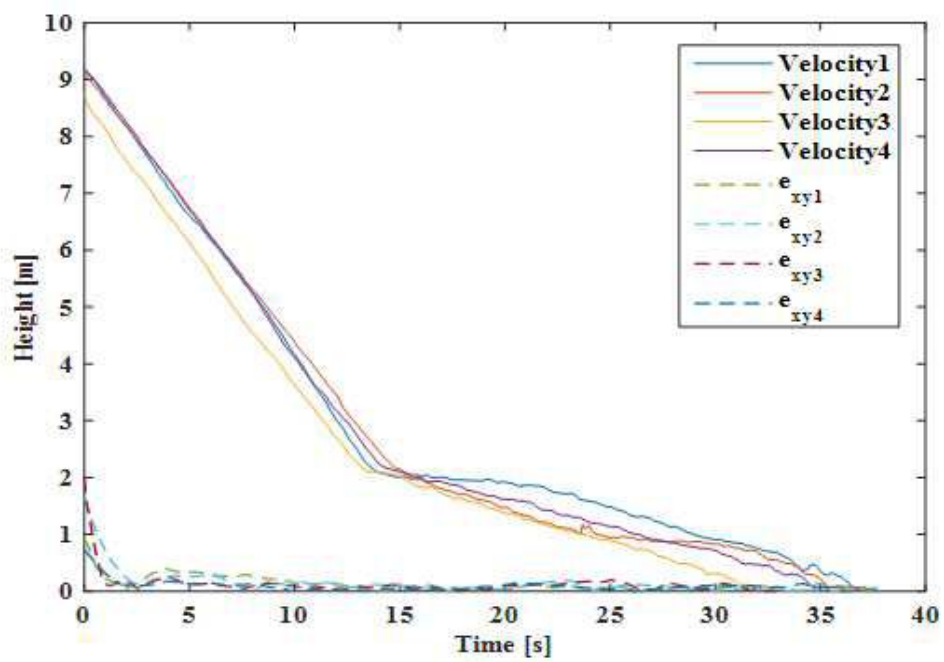




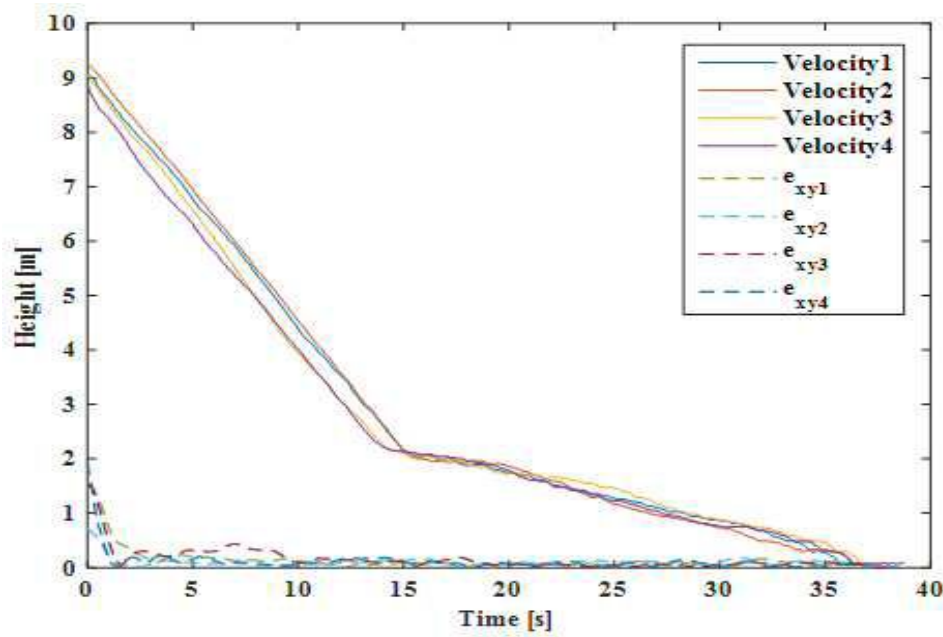
도면5



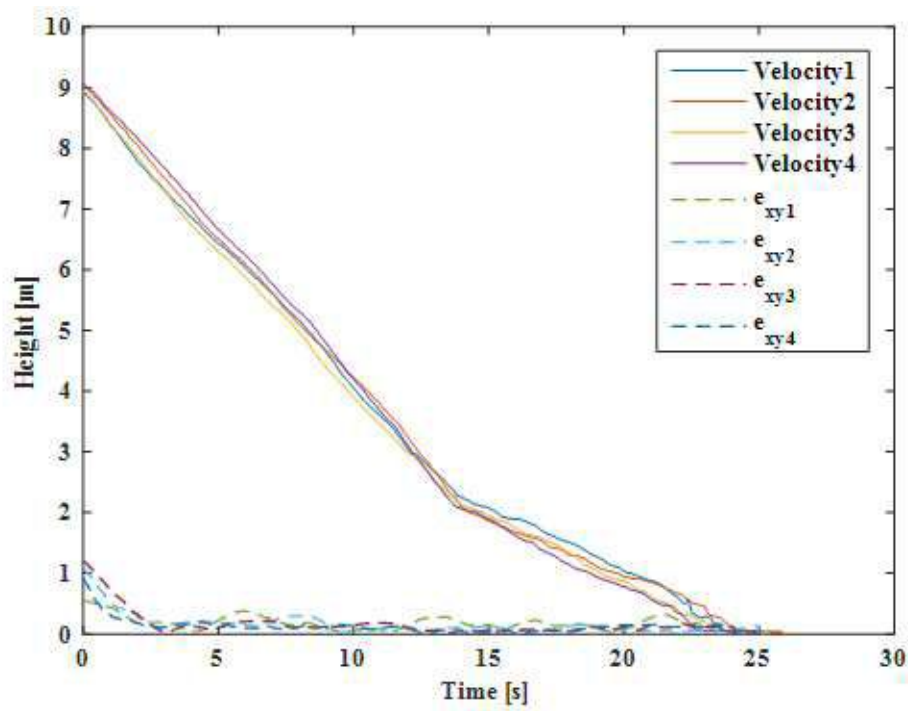
도면6a



도면6b



도면7a



도면7b

