



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2021년09월30일
(11) 등록번호 10-2307584
(24) 등록일자 2021년09월27일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
B64D 45/08 (2006.01) B64C 39/02 (2006.01)
(52) CPC특허분류
B64D 45/08 (2013.01)
B64C 39/024 (2013.01)
(21) 출원번호 10-2021-0041627
(22) 출원일자 2021년03월31일
심사청구일자 2021년03월31일
(56) 선행기술조사문헌
KR101637972 B1*
KR1020190077704 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)
이석태
서울특별시 광진구 면목로1길 18, 402호(군자동)
옹우엔 수완 몽
서울특별시 광진구 광나루로22길 23-1(화양동)
(74) 대리인
유병욱, 한승범

전체 청구항 수 : 총 10 항

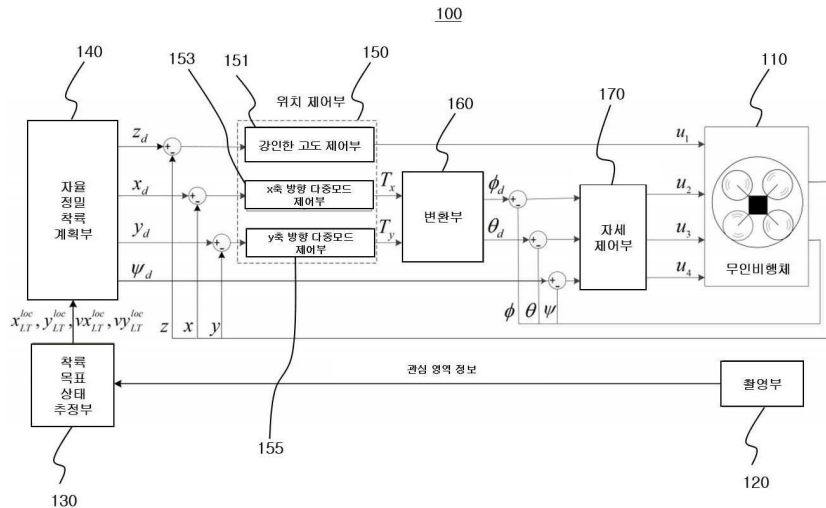
심사관 : 오경흡

(54) 발명의 명칭 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템

(57) 요약

본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템은, 무인비행체; 상기 무인비행체에 마련되어 착륙 목표를 촬영하는 촬영부; 상기 촬영부에서 얻은 착륙 목표의 이미지를 분석하여 상기 무인비행체에 대한 상기 착륙 목표의 위치 또는 속도 정보를 구하는 착륙 목표 상태 추정부; 상기 착륙 목표에 대한 상기 무인비행체의 고도 또는 위치를 제어하는 위치 제어부; 및 상기 착륙 목표 상태 추정부에서 구한 상기 착륙 목표의 위치 또는 속도가 입력되고, x,y,z축에서의 원하는 위치정보를 출력하여 상기 위치 제어부에 전달하는 자율정밀착륙 계획부;를 포함하며, 상기 착륙 목표는 수직방향 또는 수평방향을 따라 움직일 수 있다.

대표도



(52) CPC특허분류

- G05D 1/0676 (2013.01)
- G05D 3/1463 (2013.01)
- G06T 7/277 (2017.01)
- B64C 2201/141 (2013.01)
- B64C 2201/18 (2013.01)

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호	1711116145
과제번호	2018-0-01423-003
부처명	과학기술정보통신부
과제관리(전문)기관명	정보통신기획평가원
연구사업명	정보통신방송혁신인재양성(R&D)
연구과제명	지능형 비행로봇 융합기술 연구
기 여 율	1/2
과제수행기관명	세종대학교 산학협력단
연구기간	2020.01.01 ~ 2020.12.31

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호	1345321135
과제번호	2020R1A6A1A03038540
부처명	교육부
과제관리(전문)기관명	한국연구재단
연구사업명	이공학학술연구기반구축(R&D)
연구과제명	자율지능무인비행체연구소
기 여 율	1/2
과제수행기관명	세종대학교 산학협력단
연구기간	2021.03.01 ~ 2022.02.28

공지예외적용 : 있음

명세서

청구범위

청구항 1

무인비행체;

상기 무인비행체에 마련되어 착륙 목표를 촬영하는 촬영부;

상기 촬영부에서 얻은 착륙 목표의 이미지를 분석하여 상기 무인비행체에 대한 상기 착륙 목표의 위치 또는 속도 정보를 구하는 착륙 목표 상태 추정부;

상기 착륙 목표에 대한 상기 무인비행체의 고도 또는 위치를 제어하는 위치 제어부; 및

상기 착륙 목표 상태 추정부에서 구한 상기 착륙 목표의 위치 또는 속도가 입력되고, x,y,z축에서의 원하는 위치정보를 출력하여 상기 위치 제어부에 전달하는 자율정밀착륙 계획부;를 포함하며,

상기 착륙 목표는 수직방향 또는 수평방향을 따라 움직이고,

상기 착륙 목표 상태 추정부는 상기 촬영부에 얻은 착륙 목표의 이미지에 기하학적 광학 분석을 적용하여 상기 무인비행체의 동체 고정 좌표 상에서의 상기 착륙 목표의 로 포지션을 결정하는 것을 특징으로 하는 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템.

청구항 2

삭제

청구항 3

제1항에 있어서,

상기 착륙 목표 상태 추정부는 칼만 필터를 적용하여 상기 무인비행체에 대한 상기 착륙 목표의 상대 속도를 추정하는 것을 특징으로 하는 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템.

청구항 4

제3항에 있어서,

상기 위치 제어부는 상기 무인비행체에 작용하는 지면 효과 및 외부 외란을 고려하여 상기 무인비행체의 고도를 제어하는 것을 특징으로 하는 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템.

청구항 5

제4항에 있어서,

상기 위치 제어부는 지면 효과 및 외부 외란의 영향을 받는 고성능 착륙 작업을 수행하기 위해 외란 관측기에 기초하여 고도 제어를 수행하는 고도 제어부를 포함하는 것을 특징으로 하는 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템.

청구항 6

제5항에 있어서,

상기 고도 제어부는 지면 효과를 포함하는 복합 외란이 있는 상태에서 상기 무인비행체의 고도 추적 제어를 수

행하기 위해 외란 관측기 기반 슬라이딩 모드 제어를 이용하는 것을 특징으로 하는 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템.

청구항 7

제6항에 있어서,

상기 위치 제어부는 내부 루프 및 외부 루프로 구성되며, 내부 루프는 PID 제어를 이용하고 외부 루프는 다중 모드 제어 법칙을 이용하는 것을 특징으로 하는 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템.

청구항 8

제7항에 있어서,

상기 위치 제어부는, 상기 무인비행체의 x축 방향 추적제어 및 y축 방향 추적제어의 외부루프에 다중모드 제어 법칙을 이용하는 x축 방향 다중모드 제어부 및 y축 방향 다중모드 제어부를 포함하는 것을 특징으로 하는 무인 비행체의 자율 착륙 제어 시스템.

청구항 9

제8항에 있어서,

상기 x축 방향 다중모드 제어부 및 상기 y축 방향 다중모드 제어부에서 각각 출력되는 x축 방향 제어 출력 및 y 축 방향 제어 출력을 입력 받고, 상기 무인비행체의 롤 각도 설정값 및 피치 각도 설정값을 출력하는 변환부를 포함하는 것을 특징으로 하는 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템.

청구항 10

제9항에 있어서,

상기 롤 각도 설정값 및 상기 피치 각도 설정값과 상기 무인비행체에서 센싱된 롤 각도 및 피치 각도의 차이, 상기 자율 정밀 착륙 계획부에서 출력된 상기 무인비행체의 요 각도 설정값과 상기 무인비행체에서 센싱된 요 각도의 차이를 입력 받고, 롤 제어 입력, 피치 제어 입력 및 요 제어 입력을 출력하여 상기 무인비행체에 전달 하는 자세 제어부를 포함하는 것을 특징으로 하는 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템.

청구항 11

제10항에 있어서,

상기 고도 제어부는 추력 제어 입력을 상기 무인비행체에 전달하는 것을 특징으로 하는 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템.

발명의 설명

기술 분야

[0001] 본 발명은 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템에 관한 것으로, 보다 상세하게는 움직이는 착륙 플랫폼을 추적 하여 정밀하게 자동으로 착륙할 수 있는 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템에 관한 것이다.

배경 기술

[0002] 최근 4차 산업 혁명의 한 부분으로 드론의 자율비행 및 자동화 시스템에 대한 연구가 활발하게 진행되고 있다. 그에 따라 다양한 분야에서 드론을 포함하는 무인비행체의 활용이 고려되고 있다. 특히, 물류배송과 같은 상업

분야에서의 활용이 빠르게 확대되고 있으며, 미국의 아마존, UPS, 독일의 DHL, 중국의 알리바바 등 물류 업체에서 멀티콥터형 드론의 자율비행을 이용한 물류배송 서비스를 시범운영하고 있다.

- [0003] 이처럼 자율비행은 드론을 포함하는 무인비행체의 핵심 기술 요소로 자리 잡고 있으며, 그 중 자동 착륙은 자율비행 중 높은 수준의 기술을 요구하고 있어 국내외로 관련 연구가 활발히 진행되고 있다.
- [0004] 드론 또는 멀티콥터의 경우 현재 배터리의 사용시간 제약으로 인해 장시간 임무 수행에 한계가 있다. 쿼드콥터 또는 멀티콥터를 포함하는 무인비행체의 제한된 탑재중량으로 인해 휴대할 수 있는 배터리 양이 제한되므로, 짧은 시간 동안 임무 수행을 위해 작동한 후 배터리를 교체하거나 재충전하기 위해 무인비행체가 자주 착륙해야 하는 문제가 있다.
- [0005] 이러한 무인비행체의 착륙 임무는 배송 서비스, 지형 탐사, 정찰 및 감시와 같은 응용 분야에서 무인비행체가 보여야 하는 주요 임무 중 하나이고, 이러한 임무요소들을 수행하기 위해서는 무인비행체의 자율적인 착륙 문제를 필수적으로 해결해야 한다.
- [0006] 한편, 무인비행체의 임무가 다양해지면서 착륙 플랫폼이 고정된 경우 뿐만 아니라 움직이는 착륙 플랫폼에 무인비행체가 착륙해야 하는 경우도 있다. 즉, 착륙 임무요소들을 수행하기 위해서 무인비행체가 움직이는 착륙 목표에 착륙해야 하는 경우도 있게 된다. 그런데, 움직이지 않고 고정된 착륙 플랫폼에 착륙하기 위한 알고리즘은 착륙 플랫폼이 움직이는 경우의 착륙 성능 요구사항을 만족시킬 수 없다.
- [0007] 또한, 쿼드콥터를 포함하는 무인비행체의 저고도 비행 성능을 저하시키는 주요 요인으로 알려진 지면 효과(ground effect)와 외부 외란(external disturbance)은 무인비행체의 정밀 착륙 제어 설계에서 상세히 고려되어야 하는데, 지면 효과를 고려한 정밀 착륙 제어 기술이 부족한 실정이다.
- [0008] 본 출원인은, 상기와 같은 문제점을 해결하기 위하여, 본 발명을 제안하게 되었다.

선행기술문헌

특허문헌

- [0009] (특허문헌 0001) 한국등록특허공보 제10-2014869호(2019.08.21.)

발명의 내용

해결하려는 과제

- [0010] 본 발명은 상기와 같은 문제점을 해결하기 위하여 제안된 것으로, 움직이는 착륙 목표(착륙 플랫폼)에 정밀하게 착륙할 수 있고 지면 효과를 고려함으로써 강인한 고도 제어가 가능한 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템을 제공한다.

과제의 해결 수단

- [0011] 상기한 바와 같은 과제를 달성하기 위한 본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템은, 무인비행체; 상기 무인비행체에 마련되어 착륙 목표를 촬영하는 촬영부; 상기 촬영부에서 얻은 착륙 목표의 이미지를 분석하여 상기 무인비행체에 대한 상기 착륙 목표의 위치 또는 속도 정보를 구하는 착륙 목표 상태 추정부; 상기 착륙 목표에 대한 상기 무인비행체의 고도 또는 위치를 제어하는 위치 제어부; 및 상기 착륙 목표 상태 추정부에서 구한 상기 착륙 목표의 위치 또는 속도가 입력되고, x,y,z축에서의 원하는 위치정보를 출력하여 상기 위치 제어부에 전달하는 자율정밀착륙 계획부;를 포함하며, 상기 착륙 목표는 수직방향 또는 수평방향을 따라 움직일 수 있다.
- [0012] 상기 착륙 목표 상태 추정부는 상기 촬영부에 얻은 착륙 목표의 이미지에 기하학적 광학 분석을 적용하여 상기 무인비행체의 동체 고정 좌표 상에서의 상기 착륙 목표의 로 포지션(raw position)을 결정할 수 있다.
- [0013] 상기 착륙 목표 상태 추정부는 칼만 필터를 적용하여 상기 무인비행체에 대한 상기 착륙 목표의 상대 속도를 추정할 수 있다.
- [0014] 상기 위치 제어부는 상기 무인비행체에 작용하는 지면 효과 및 외부 외란을 고려하여 상기 무인비행체의 고도를

제어할 수 있다.

- [0015] 상기 위치 제어부는 지면 효과 및 외부 외란의 영향을 받는 고성능 착륙 작업을 수행하기 위해 외란 관측기에 기초하여 고도 제어를 수행하는 고도 제어부를 포함할 수 있다.
- [0016] 상기 고도 제어부는 지면 효과를 포함하는 복합 외란이 있는 상태에서 상기 무인비행체의 고도 추적 제어를 수행하기 위해 외란 관측기 기반 슬라이딩 모드 제어를 이용할 수 있다.
- [0017] 상기 위치 제어부는 내부 루프 및 외부 루프로 구성되며, 내부 루프는 PID 제어를 이용하고 외부 루프는 다중 모드 제어 법칙을 이용할 수 있다.
- [0018] 상기 위치 제어부는, 상기 무인비행체의 x축 방향 추적제어 및 y축 방향 추적제어의 외부루프에 다중모드 제어 법칙을 이용하는 x축 방향 다중모드 제어부 및 y축 방향 다중모드 제어부를 포함할 수 있다.
- [0019] 상기 x축 방향 다중모드 제어부 및 상기 y축 방향 다중모드 제어부에서 각각 출력되는 x축 방향 제어 출력 및 y축 방향 제어 출력을 입력 받고, 상기 무인비행체의 롤 각도 설정값 및 피치 각도 설정값을 출력하는 변환부를 포함할 수 있다.
- [0020] 상기 롤 각도 설정값 및 상기 피치 각도 설정값과 상기 무인비행체에서 센싱된 롤 각도 및 피치 각도의 차이, 상기 자율 정밀 착륙 계획부에서 출력된 상기 무인비행체의 요 각도 설정값과 상기 무인비행체에서 센싱된 요 각도의 차이를 입력 받고, 롤 제어 입력, 피치 제어 입력 및 요 제어 입력을 출력하여 무인비행체에 전달하는 자세 제어부를 포함할 수 있다.
- [0021] 상기 고도 제어부는 추력 제어 입력을 무인비행체에 전달할 수 있다.

발명의 효과

- [0022] 본 발명에 따른 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템은 움직임이 있는 착륙 목표에 대해서 무인비행체의 정밀한 착륙을 수행할 수 있다.
- [0023] 본 발명에 따른 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템은 지면 효과를 고려하여 무인비행체의 고도를 제어하기 때문에 무인비행체가 착륙 목표에 착륙하는 과정에 무인비행체에 작용하는 외란의 영향을 최소화하고 정밀 착륙을 보장할 수 있다.
- [0024] 본 발명에 따른 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템은 무인비행체가 이동(비행)을 시작할 때 부드러운 시스템 응답을 보장할 수 있다.
- [0025] 본 발명에 따른 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템은 추적 오류가 작아질 때 빠른 목표물 접근 속도를 보장하며, 이러한 특성으로 인해 정밀 착륙, 장애물 회피, 높은 건물에 대한 자율 배송 등 정확도가 높은 작업을 무인비행체가 원활하게 수행할 수 있게 한다.

도면의 간단한 설명

- [0026] 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템의 개략적인 구성을 설명하기 위한 도면이다.
- 도 2는 도 1의 시스템에 따른 무인비행체의 형상 및 작용하는 힘을 설명하는 도면이다.
- 도 3은 도 1에 따른 시스템의 착륙 목표 상태 추정부에서 착륙 목표의 로 포지션(raw position)을 결정하는 과정을 설명하기 위한 도면이다.
- 도 4는 도 3에 따른 착륙 목표 상태 추정부에서 무인비행체와 착륙 목표의 위치 관계를 설명하기 위한 좌표계이다.
- 도 5는 도 3에 따른 착륙 목표 상태 추정부에서 착륙 목표의 상대 속도를 결정하기 위해 칼만 필터를 적용하는 과정을 설명하기 위한 도면이다.
- 도 6 및 도 7은 도 3에 따른 착륙 목표 상태 추정부의 성능을 보여주는 시험 결과이다.
- 도 8 및 도 9는 도 1에 따른 시스템의 위치 제어부의 성능을 보여주는 시험 결과이다.
- 도 10은 도 1에 따른 시스템의 위치 제어부의 다중루프 제어를 설명하기 위한 도면이다.

도 11은 도 10에 따른 다중루프 제어를 설명하기 위한 그래프이다.

도 12는 도 1에 따른 시스템을 사용한 무인비행체의 자율 착륙 제어 방법을 설명하는 순서도이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

- [0027] 본 발명의 이점 및/또는 특징, 그리고 그것들을 달성하는 방법은 첨부되는 도면과 함께 상세하게 후술되어 있는 실시예들을 참조하면 명확해질 것이다. 그러나, 본 발명은 이하에서 개시되는 실시예들에 한정되는 것이 아니라 서로 다른 다양한 형태로 구현될 것이며, 단지 본 실시예들은 본 발명의 개시가 완전하도록 하며, 본 발명이 속하는 기술분야에서 통상의 지식을 가진 자에게 발명의 범주를 완전하게 알려주기 위해 제공되는 것이며, 본 발명은 청구항의 범주에 의해 정의될 뿐이다. 명세서 전체에 걸쳐 동일 참조 부호는 동일 구성요소를 지칭한다.
- [0028] 또한, 이하 실시되는 본 발명의 바람직한 실시예는 본 발명을 이루는 기술적 구성요소를 효율적으로 설명하기 위해 각각의 시스템 기능구성에 기 구비되어 있거나, 또는 본 발명이 속하는 기술분야에서 통상적으로 구비되는 시스템 기능 구성은 가능한 생략하고, 본 발명을 위해 추가적으로 구비되어야 하는 기능 구성을 위주로 설명한다. 만약 본 발명이 속하는 기술분야에서 통상의 지식을 가진 자라면, 하기에 도시하지 않고 생략된 기능 구성 중에서 종래에 기 사용되고 있는 구성요소의 기능을 용이하게 이해할 수 있을 것이며, 또한 상기와 같이 생략된 구성 요소와 본 발명을 위해 추가된 구성 요소 사이의 관계도 명백하게 이해할 수 있을 것이다.
- [0029] 또한, 이하의 설명에 있어서, 신호 또는 정보의 "전송", "통신", "송신", "수신" 기타 이와 유사한 의미의 용어는 일 구성요소에서 다른 구성요소로 신호 또는 정보가 직접 전달되는 것뿐만이 아니라 다른 구성요소를 거쳐 전달되는 것도 포함한다. 특히 신호 또는 정보를 일 구성요소로 "전송" 또는 "송신"한다는 것은 그 신호 또는 정보의 최종 목적지를 지시하는 것이고 직접적인 목적지를 의미하는 것이 아니다. 이는 신호 또는 정보의 "수신"에 있어서도 동일하다.
- [0031] 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템의 개략적인 구성을 설명하기 위한 도면, 도 2는 도 1의 시스템에 따른 무인비행체의 형상 및 작용하는 힘을 설명하는 도면, 도 3은 도 1에 따른 시스템의 착륙 목표 상태 추정부에서 착륙 목표의 로 포지션을 결정하는 과정을 설명하기 위한 도면, 도 4는 도 3에 따른 착륙 목표 상태 추정부에서 무인비행체와 착륙 목표의 위치 관계를 설명하기 위한 좌표계, 도 5는 도 3에 따른 착륙 목표 상태 추정부에서 착륙 목표의 상대 속도를 결정하기 위해 칼만 필터를 적용하는 과정을 설명하기 위한 도면, 도 6 및 도 7은 도 3에 따른 착륙 목표 상태 추정부의 성능을 보여주는 시험 결과, 도 8 및 도 9는 도 1에 따른 시스템의 위치 제어부의 성능을 보여주는 시험 결과, 도 10은 도 1에 따른 시스템의 위치 제어부의 다중루프 제어를 설명하기 위한 도면, 도 11은 도 10에 따른 다중루프 제어를 설명하기 위한 그래프이다.
- [0033] 이하에서 설명하는 본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템(100)은 드론(drone), 쿼드콥터(quadcopter), 멀티콥터(multicopter) 등의 무인비행체(Unmanned aerial vehicle)에 적용되거나 무인비행체를 포함하는 시스템이다. 따라서, 이하에서 "무인비행체(110)"는 드론, 쿼드콥터 또는 멀티콥터 등을 포함하는 개념이다.
- [0034] 도 1을 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템(100, 이하 "시스템"이라 함)은, 무인비행체(110); 무인비행체(110)에 마련되어 착륙 목표(LT; Landing Target)를 촬영하는 촬영부(120); 촬영부(120)에서 얻은 착륙 목표(LT)의 이미지를 분석하여 무인비행체(110)에 대한 착륙 목표(LT)의 위치 또는 속도 정보를 구하는 착륙 목표 상태 추정부(130); 착륙 목표에 대한 무인비행체(110)의 위치를 제어하는 위치 제어부(150); 및 상기 착륙 목표 상태 추정부에서 구한 상기 착륙 목표의 위치 또는 속도가 입력되고, x,y,z축에서의 원하는 위치정보를 출력하여 위치 제어부(150)에 전달하는 자율정밀착륙 계획부(140);를 포함할 수 있다.
- [0035] 여기서, 착륙 목표(LT)는 수직방향 또는 수평방향을 따라 움직일 수 있다. 따라서, 본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템(100)은 고정된 착륙 목표(LT)가 아니라 움직이는 착륙 목표(LT)에 무인비행체(110)가 착륙하도록 제어하게 된다.
- [0036] 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)은 무인비행체(110)의 자율 정밀 착륙을 제어하게 되는데, 상기에서 언급한 바와 같이 무인비행체(110)는 쿼드콥터를 포함하는 개념이다. 이하에서는 이해를 돕기 위해서 무인비행체(110)가 쿼드콥터인 경우에 대해서 설명한다.
- [0037] 도 2에는 쿼드콥터인 무인비행체(110)의 역학 모델(dynamics model)이 제시되어 있다. 도 2에서 {B}는 무인비행

체 동체 고정 좌표이고, {E}는 지역 지구 고정 좌표를 의미한다.

[0038] 무인비행체(110)의 4개 로터(rotor)는 [수학식 1]과 같이 제어 입력과 관계가 있는 4개의 추력(F_i)을 생성한다.

수학식 1

$$\begin{cases} u_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \\ u_2 = l(F_2 - F_4) \\ u_3 = l(F_3 - F_1) \\ u_4 = c_{fm}(-F_1 + F_2 - F_3 + F_4) \end{cases}$$

[0040] [수학식 1]에서 l은 로터암(rotor arm)의 길이, u_i 는 제어 입력, C_{fm} 은 힘과 모멘트 계수를 나타낸다.

[0041] 무인비행체(110)의 전체 역학 모델은 [수학식 2]와 같이 표현할 수 있다.

수학식 2

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{I_y - I_z}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} + \frac{l}{I_x} u_2 \\ \ddot{\theta} = \frac{I_z - I_x}{I_y} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{l}{I_y} u_3 \\ \ddot{\psi} = \frac{I_x - I_y}{I_z} \dot{\phi} \dot{\theta} + \frac{l}{I_z} u_4 \\ \ddot{x} = \frac{1}{m} (\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi) u_1 \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} (\cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi) u_1 \\ \ddot{z} = -g + \frac{1}{m} (\cos\phi \cos\theta) u_1 \end{cases}$$

[0042] [수학식 2]에서 x, y, z는 위치를 나타내고, ϕ, θ, ψ 는 관성좌표계 {E}에서의 무인비행체(110)의 자세이고, m은 질량이다. g는 중력가속도이고, I_x, I_y, I_z 는 x, y, z축에 대한 관성 모멘트이다.

[0043] 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)은 [수학식 1] 및 [수학식 2]와 같이 모델링되는 무인비행체(110)가 지면 효과와 외부 외란의 영향을 받아도 움직이는 착륙 목표(LT)에 정확하게 착륙할 수 있도록 하는 새로운 합성 알고리즘을 제시할 수 있다.

[0044] 한편, 도 1을 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)의 촬영부(120)는 무인비행체(110)에 장착되어 착륙 목표(LT)를 촬영할 수 있다. 여기서, 촬영부(120)는 착륙 목표(LT)를 촬영하는 적외선(IR) 카메라를 포함할 수 있고, 착륙 목표(LT)는 적외선 비컨(IR Beacon)을 포함할 수 있다. 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)은 적외선 카메라 등의 촬영부(120) 및 적외선 비컨을 포함한 착륙 목표(LT)를 이용함으로써 비전 기반 상

태 추정기(Vision-based landing target state estimator)를 구현할 수 있다. 즉, 후술하는 착륙 목표 상태 추정부(130)가 비전 기반 상태 추정기의 역할을 할 수 있다.

- [0046] 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)은 적외선 카메라 등의 촬영부(120) 및 적외선 비컨을 포함한 착륙 목표(LT)를 이용하기 때문에 카메라가 야간이나 빛이 너무 강하거나 부족한 환경에서도 착륙 목표를 탐지할 수 있다. 또한, 착륙 목표(LT)에 IR LED가 장착되어 있기 때문에 경제적이고 간편한 적용성을 가진다는 장점이 있다.
- [0047] 한편, 적외선 카메라를 포함하는 촬영부(120)는 무인비행체(110)의 동체에 고정되어 있다. 따라서, 촬영부(120)는 무인비행체(110)와 동일하게 움직이게 된다.
- [0048] 도 1을 참조하면, 촬영부(120)는 착륙 목표(LT) 등의 대상물을 촬영하고 그 촬영 정보를 착륙 목표 상태 추정부(130)에 전달할 수 있다. 여기서, 착륙 목표 상태 추정부(130)에 전달되는 촬영 정보는 관심 영역 정보(information of the region of interest)를 포함할 수 있다.
- [0049] 착륙 목표 상태 추정부(130)는 촬영부(120)에서 얻은 착륙 목표의 이미지를 분석하여 무인비행체(110)에 대한 착륙 목표(LT)의 위치 또는 속도 정보를 구할 수 있다.
- [0050] 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)은 카메라 고정 좌표(the camera-fixed coordinate, {C}), 비행체 동체 고정 좌표(the vehicle-body-fixed coordinate, {B}) 및 지역 지구 고정 좌표(local earth-fixed coordinate, {E})에서 착륙 목표의 위치를 명시적으로 표현하기 위해서 착륙 목표 상태 추정부(130, landing target state estimator; LTSE)를 구비한다.
- [0051] 또한, 착륙 상태 목표 추정부(130)는 칼만 필터를 사용하여 무인비행체(110)와 착륙 목표(LT) 사이의 상대 위치와 속도에 대한 안정적이고 신뢰할 수 있는 정보를 제공할 수 있다. 이는 정밀 착륙 작업의 정확도를 높이는 데 기여할 수 있다.
- [0052] 착륙 목표 상태 추정부(130)는 촬영부(120)로부터 인식된 위치 정보를 통해서 착륙 목표(LT)의 위치 및 속도를 칼만 필터를 통해 산출할 수 있다.
- [0053] 상기 착륙 목표 상태 추정부(130)는 촬영부(120)에서 얻은 착륙 목표(LT)의 이미지에 기하학적 광학 분석을 적용하여 무인비행체(110)의 동체 고정 좌표 상에서의 착륙 목표(LT)의 로 포지션(raw position)을 결정할 수 있다. 여기서, "로 포지션(raw position)"은 칼만 필터를 적용하기 전의 입력값($\overset{veh}{x}_{LT}$ 및 $\overset{veh}{v}_{LT}$)을 의미한다.
- [0054] 도 3을 참조하여 착륙 목표 상태 추정부(130)에서 착륙 목표(LT)의 로 포지션을 결정하는 과정을 설명한다.
- [0055] 도 3에서 {B}는 비행체 동체 고정 좌표계이고, {C}는 카메라 고정 좌표계이며, CAMERA LENS는 촬영부(120)의 렌즈를 의미하고, IMAGE FROM CAMERA SENSOR는 촬영부(120)에서 촬영한 이미지를 의미한다. 여기서, 카메라는 촬영부(120)를 의미한다.
- [0056] 도 3은 착륙 목표 상태 추정부(130)에서 기하학적 광학 분석(optical analysis)을 통해 비행체 동체 고정 좌표계{B}에서 착륙 목표(LT)의 로 포지션 정보($\overset{veh}{x}_{LT}$ 및 $\overset{veh}{v}_{LT}$)를 결정하는 과정을 보여준다. 착륙 목표(LT)의 로 포지션 정보는 카메라 고정 좌표계{C}의 착륙 목표(LT) 위치에서 얻을 수 있다.
- [0057] 먼저, 도 3에서 유사한 삼각형 MHB와 M^{*}CB를 비교하면, [수학식 3]이 성립한다.

수학식 3

[0058]
$$\frac{HM}{HB} = \frac{CM^*}{CB}$$

[0059] 삼각형 AHB와 A^{*}CB를 비교하면 [수학식 4]가 성립한다.

수학식 4

$$\tan \alpha_x = \frac{\overline{CA^*}}{\overline{CB}}$$

[0060]

[0061] 도 3에서 x, y는 각각 촬영부(120, 카메라)의 수평 시야 및 수직 시야를 나타낸다.

[0062] [수학식 4]를 [수학식 2]으로 대체하면, [수학식 5]와 같은 결과를 얻을 수 있다.

수학식 5

$$\overline{HM} = \overline{HB} \frac{\tan \alpha_x}{\overline{CA^*}} \overline{CM^*}$$

[0063]

[0064] [수학식 5]와 도 3을 참조하면, $y_{LT}^{veh} = \overline{HM}$, $z = \overline{HB}$, $x_{max}^{cam} = \overline{CA^*}$, $x_{LT}^{cam} = \overline{CM^*}$ 이므로, [수학식 5]를 통해 [수학식 6]을 얻을 수 있다.

수학식 6

$$y_{LT}^{veh} = z \frac{\tan \alpha_x}{x_{max}^{cam}} x_{LT}^{cam} = z \frac{\tan \alpha_x}{160} x_{LT}^{cam}$$

[0065]

[0066] 유사한 과정을 통해 [수학식 7]을 얻을 수 있다.

수학식 7

$$x_{LT}^{veh} = -z \frac{\tan \alpha_y}{y_{max}^{cam}} y_{LT}^{cam} = -z \frac{\tan \alpha_y}{100} y_{LT}^{cam}$$

[0067]

[0068] 착륙 목표 상태 추정부(130)는 비행체 동체 고정 좌표계{B}에서 착륙 목표(LT)의 로 포지션(raw position)을 [수학식 6] 및 [수학식 7]과 같이 구할 수 있다. 착륙 목표의 로 포지션을 결정한 후, 착륙 목표 상태 추정부(130)는 칼만 필터를 적용하여 무인비행체(110)에 대한 착륙 목표(LT)의 상대 속도를 추정할 수 있다. 즉, 착륙 목표 상태 추정부(130)는 비행체 동체 고정 좌표(the vehicle-body-fixed coordinate, {B})에서 착륙 목표(LT)의 로 포지션을 [수학식 6] 및 [수학식 7]과 같이 결정한 후, 착륙 목표의 속도를 추정하기 위해 칼만 필터(Kalman Filter)를 적용하게 된다. 이를 위해, 착륙 목표 상태 추정부(130)는 칼만 필터의 시스템과 측정 모델을 수립하는 단계를 수행할 수 있다.

[0069] 도 4는 비행체 동체 고정 좌표(the vehicle-body-fixed coordinate, {B}) 및 지역 지구 고정 좌표(local earth-fixed coordinate, {E}) 상에서 착륙 목표(LT)의 위치를 보여주는 도면이다.

$$x_{LT|t}^{veh}, v_{x_{LT|t}}^{veh}, y_{LT|t}^{veh}, v_{y_{LT|t}}^{veh}$$

[0070]

는 각각 시점 t에서의 착륙 목표(LT)의 상태 즉, x축 방향의 위치, x축 방향의 속도, y축 방향의 위치, y축 방향의 속도를 나타낸다. 그런 다음 t+1 시점에서의 착륙 목표의 상태는 [수학식 8]과 같이 계산할 수 있다.

수학식 8

[0071]

$$\begin{bmatrix} x_{LT|t+1}^{veh} \\ vx_{LT|t+1}^{veh} \\ y_{LT|t+1}^{veh} \\ vy_{LT|t+1}^{veh} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \Delta t \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{LT|t}^{veh} \\ vx_{LT|t}^{veh} \\ y_{LT|t}^{veh} \\ vy_{LT|t}^{veh} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ w_{x|t} \\ 0 \\ w_{y|t} \end{bmatrix}$$

[0072] [수학식 8]에서 Δt 는 위치를 측정하는 간격 시간(interval time)을 나타내고, w_x 및 w_y 는 각각 상태 전이 노이즈(transition noises)를 나타낸다.

[0073] 측정은 [수학식 9]와 같이 모델링 할 수 있다.

수학식 9

[0074]

$$z_t = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{LT|t}^{veh} \\ vx_{LT|t}^{veh} \\ y_{LT|t}^{veh} \\ vy_{LT|t}^{veh} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_{x|t} \\ v_{y|t} \end{bmatrix}$$

[0075] [수학식 9]에서 v_x 와 v_y 는 측정 노이즈(measurement noise)이다.

[0076] 제어기에 사용되는 쿼드콥터인 무인비행체의 상태변수들은 지역 지구 고정 좌표(local earth-fixed coordinate, {E}) 상에 있기 때문에, 비행체 동체 고정 좌표(the vehicle-body-fixed coordinate, {B}) 상에 있는 착륙 목표의 상태는 [수학식 10]과 같은 좌표변환공식에 의해 {E}에서의 상태로 변환된다.

수학식 10

[0077]

$$\begin{bmatrix} x_{LT}^{loc} \\ vx_{LT}^{loc} \\ y_{LT}^{loc} \\ vy_{LT}^{loc} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin \psi & 0 & -\cos \psi & 0 \\ 0 & \sin \psi & 0 & -\cos \psi \\ \cos \psi & 0 & \sin \psi & 0 \\ 0 & \cos \psi & 0 & \sin \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{LT}^{veh} \\ vx_{LT}^{veh} \\ y_{LT}^{veh} \\ vy_{LT}^{veh} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x \\ vx \\ y \\ vy \end{bmatrix}$$

[0078] [수학식 10]에서 ψ 는 도 4에 도시된 바와 같다.

[0079] 도 5에는 칼만 필터를 통해서 구축되는 전체적인 구조도가 도시되어 있다.

[0080] 칼만 필터의 입력 데이터(Input data)는 착륙 목표의 로 포지션(x_{LT}^{veh} , y_{LT}^{veh})이다. 칼만 필터는 [수학식 8]을 이용하여 시스템 모델을 수립하고 [수학식 9]를 이용하여 측정 모델을 수립한다.

[0081] 이와 같이, 착륙 목표 상태 추정부(130)는 착륙 목표(LT)의 로 포지션 및 속도에 칼만 필터를 적용하여 특정 시점에서의 착륙 목표의 상태를 추정할 수 있다.

[0082] 도 6 및 도 7은 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)의 착륙 목표 상태 추정부(130) 즉, 비전 기반 상태 추정기의 성능을 시험한 결과이다.

- [0083] 착륙 목표 상태 추정부(130)의 성능을 시험하기 위해서, 적외선(IR) 카메라가 장착된 쿼드콥터, IR 비컨(움직이는 착륙 목표), 견고한 행거(무인비행체를 매달기 위해) 및 4개의 스프링(무인비행체를 행거에 걸기 위해)으로 구성된 테스트 베드를 만들었다.
- [0084] 본 출원인은 착륙 목표 상태 추정부(130)의 성능을 확인하기 위해 착륙 목표에 해당하는 IR 비컨이 특정 위치에 정지해 있는 경우와, IR 비컨이 특정 속도로 움직이는 경우에 대해서 시험을 수행하였다.
- [0085] IR 비컨이 특정 위치에 정지해 있는 경우의 시험 결과를 보여주는 도 6을 참조하면, 테스트 동안 무인비행체의 고도와 헤딩 각도는 진동하도록 자극되는데 진동에도 불구하고 착륙 목표 상태 추정부(130)는 안정적이고 매우 정확한 추정 성능을 보인다는 것을 알 수 있다. 각 IR 비컨(착륙 목표)의 위치에 대해 peak to peak 추정 위치와 속도 오차의 크기는 각각 5.0 [cm]와 5.0 [cm/s] 범위에 있다.
- [0086] IR 비컨이 특정 속도로 움직이는 경우의 시험 결과를 보여주는 도 7을 참조하면, IR 비컨은 순차적으로 축을 따라 특정 속도로 이동하며, 착륙 목표 상태 추정부(130, LTSE)는 IR 비컨의 위치와 속도에 대한 정확한 추정치를 제공하는 것으로 간주된다.
- [0087] 초기 단계 동안 $t=0\sim 35$ [s](도 7(a) 및 (b) 참조) IR 비컨은 (0,0.5) ~ (0,-0.5) 사이의 이동에서 0.3 [m/s] (대략), 후진 및 전진으로 이동한다. 이 첫 번째 단계에서 추정된 위치 오차는 y축의 경우 0.1[m], x축(peak to peak)의 경우 0.05[m]에 이르는 것을 도 7에서 볼 수 있다. 추정 속도 오차는 0.1 [m/s]를 초과하지 않고, 후반 35~80 [s] 동안 IR 비컨은 0.1m/s(약)의 속도로 (0.2, 0)와 (-0.2, 0)의 위치 사이에서 (후진 및 전진) 이동한다. peak-to-peak 오차는 추정 위치와 속도에 대해 각각 0.05 [m]와 0.05 [m/s] 범위로 유지됨을 알 수 있다.
- [0088] 도 6 및 도 7의 시험 결과로부터 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)의 착륙 목표 상태 추정부(130)는 착륙 목표(LT)의 위치와 속도에 대한 신뢰할 수 있는 추정치를 제공한다는 것을 알 수 있다.
- [0089] 한편, 도 1을 참조하면, 착륙 목표 상태 추정부(130)는 착륙 목표(LT)의 상태 정보 즉, x_{LT}^{loc} (착륙 목표의 x축 방향에서의 위치 정보), y_{LT}^{loc} (착륙 목표의 y축 방향에서의 위치 정보), $v_{x_{LT}}^{loc}$ (착륙 목표의 x축 방향에서의 속도 정보), $v_{y_{LT}}^{loc}$ (착륙 목표의 y축 방향에서의 속도 정보)를 자율정밀착륙 계획부(140)에 전달한다.
- [0090] 자율정밀착륙 계획부(140)는 착륙 목표 상태 추정부(130)에서 구한 착륙 목표(LT)의 위치(x_{LT}^{loc} , y_{LT}^{loc}) 또는 속도($v_{x_{LT}}^{loc}$, $v_{y_{LT}}^{loc}$)를 전달 받고, 무인비행체(110)에서 측정된 x,y,z축에서의 위치정보(x,y,z)와 x,y,z축에서의 원하는 위치정보(x_d, y_d, z_d)의 차이를 위치 제어부(150)에 전달할 수 있다. 또한, 자율정밀착륙 계획부(140)는 무인비행체(110)의 요 각도(yaw angle) 설정값(ψ_d)을 자세 제어부(170, Attitude controller)에 전달할 수 있다.
- [0091] 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)은 무인비행체(110)가 착륙 목표(LT)에 착륙하는 과정에서 필연적으로 발생하는 지면 효과 및 외부 외란의 영향을 고려함으로써 무인비행체(110)가 비행 고도를 강건하게 유지하도록 제어할 수 있다. 이를 위해, 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)은 위치 제어부(150)를 구비하는데, 위치 제어부(150)는 무인비행체(110)에 작용하는 지면 효과 및 외부 외란을 고려하여 무인비행체(110)의 고도를 안정적으로 또는 강건하게 제어할 수 있다.
- [0092] 위치 제어부(150)는 지면 효과 및 외부 외란의 영향을 받는 고성능 착륙 작업을 수행하기 위해 외란 관측기(disturbance observer)에 기초하여 강력한 고도 제어를 수행하는 강인한 고도 제어부(151)를 포함할 수 있다.
- [0093] 일반적으로, 쿼드콥터와 같이 로터를 구비한 무인비행체가 착륙하기 위해서 지면 또는 착륙 지점에 근접하면, 로터에 의해 발생하는 하강기류가 지면 또는 착륙 지점에 부딪혀서 무인비행체에 영향을 주게 되는데, 이러한 현상을 지면 효과(ground effect)라고 한다. 외부 외란(external disturbance)은 무인비행체에 작용하는 바람

등을 의미한다.

[0094] 강인한 고도 제어부(151)는 무인비행체(110)의 착륙시 발생하는 지면 효과와 외부 외란을 고려한 vertical translation dynamics를 [수학식 11] 및 [수학식 12]와 같이 정의할 수 있다.

수학식 11

[0095]
$$\ddot{z} = -g + \frac{\sigma}{m} (\cos \phi \cos \theta) u_1 + d$$

수학식 12

[0096]
$$\sigma = \frac{1}{1 - \frac{\rho R^2}{(4z_r)^2}}$$

[0097] [수학식 11] 및 [수학식 12]에서, ρ 는 양의 계수(positive coefficient), R은 프로펠러 반지름, Z_r 은 수직 거리(지면과 프로펠러 표면 사이), d는 외부 외란(느린 시간 변화에 따른 경계), u_1 은 z축 방향에서의 추력(thrust force)을 나타낸다.

[0098] 양의 계수(ρ)는 정확하게 측정하기 어렵기 때문에, 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)의 강인한 고도 제어부(151)는 양의 계수의 공칭 값(nominal value)인 $\bar{\rho}$ 를 사용한다. $\bar{\sigma}$ 는 $\bar{\rho}$ 에 따른 σ 의 공칭 값이다. $\Delta\sigma$ 는 $\Delta\sigma = \sigma - \bar{\sigma}$ (즉, 실제 값과 공칭 값의 차이)이다. 그리고 나면 [수학식 11]은 [수학식 13]과 같이 된다.

수학식 13

[0099]
$$\ddot{z} = -g + \frac{\Delta\sigma + \bar{\sigma}}{m} (\cos \phi \cos \theta) u_1 + d$$

[0100] 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)의 강인한 고도 제어부(151)는 무인비행체(110)가 움직이는 착륙 목표(LT)에 정밀하게 착륙하는데 필요한 강인한 고도 제어 알고리즘을 위해 복합 외란을 고려한다. 여기서, 복합 외란(compound disturbance)은 지면 효과(ground effect)와 외부 외란(external disturbance)을 합한 것을 의미한다. 복합 외란(D)은 [수학식 14]와 같이 표현될 수 있다.

수학식 14

[0101]
$$D = d + \frac{\cos \phi \cos \theta}{m} \Delta\sigma u_1$$

[0102] [수학식 14]에서 d는 외부 외란이고, $\Delta\sigma$ 는 지면 효과를 의미한다.

[0103] [수학식 11]은 [수학식 15]와 같이 다시 표현될 수 있다.

수학식 15

$$\ddot{z} = -g + \frac{\bar{\sigma}}{m} (\cos \phi \cos \theta) u_1 + D$$

[0104]

[0105] 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)의 강인한 고도 제어부(151)는 복합 외란이 있는 상태에서 무인비행체(110)의 강력한 고도 추적 제어(robust altitude tracking control) 문제를 해결하기 위해 외란 관측기 기반(disturbance-observer-based) 슬라이딩 모드 제어기를 이용할 수 있다.

[0106] 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)의 강인한 고도 제어부(151)의 제어 목표는 시스템 매개 변수 불확실성과 외부 외란이 모두 존재함에도 불구하고 쿼드콥터와 같은 무인비행체가 정지(stationary) 또는 이동 플랫폼(착륙 지점 고도(z_d)는 시간경과에 따라 달라질 수 있음)에 강인하게 착륙하도록 제어하는 강인한 추력 제어 입력(u_1)을 도출하는 것이다.

[0107] 고도 추적 오류(altitude tracking error)는 다음 [수학식 16]과 같이 정의할 수 있다.

수학식 16

$$e_z = z_d - z$$

[0108]

[0109] E_z 의 미분은 [수학식 17]과 같다.

수학식 17

$$\dot{e}_z = \dot{z}_d - \dot{z}$$

[0110]

[0111] 슬라이딩 표면(sliding surface)은 [수학식 18]과 같이 도입될 수 있다.

수학식 18

$$s = \dot{e}_z + k_1 e_z$$

[0112]

[0113] [수학식 18]에서 k_1 은 선택된 제어기 이득값이다. s 의 미분은 [수학식 19]와 같다.

수학식 19

$$\dot{s} = \ddot{e}_z s + k_1 \dot{e}_z$$

[0114]

[0115] [수학식 17] 및 [수학식 19]로부터 s 의 미분은 [수학식 20]과 같이 표현될 수 있다.

수학식 20

$$\dot{s} = \dot{z}_d - \dot{z} + k_1 e_z$$

[0116]

복합 외란 식과 함께 다루기 위한 제어를 위해, 외란 관측기는 [수학식 21]과 같이 수정될 수 있다.

수학식 21

$$\begin{cases} \dot{\xi} = -\lambda \xi - \lambda(\lambda \dot{z} - g + \frac{\bar{\sigma}}{m}(\cos\phi \cos\theta)u_1) \\ \hat{D} = \xi + \lambda \dot{z} \end{cases}$$

[0118]

[수학식 21]에서 \hat{D} 는 D의 추정치, λ 는 양의 방향 관측기 이득 값(positive observer gain), ξ 는 관측기의 보조 상태(auxiliary state of observer)를 의미한다.

[0119]

주어진 시간 변화 고도 명령 z_d 의 경우, [수학식 15]에 설명된 바와 같이 복합 외란 하에서 수직 역학(vertical dynamics)을 가지는 쿼드콥터 시스템 식을 의미하는 [수학식 2]는 다음과 같은 경우에 궁극적으로 안정적이 된다.

[0120]

(1) 제어기 u_1 은 [수학식 22]와 같이 설계된다.

[0121]

수학식 22

$$u_1 = \frac{m}{\bar{\sigma} \cos \phi \cos \theta} (\ddot{z}_d + g + k_1 \dot{e}_z + k_2 s + \hat{D})$$

[0122]

\hat{D} 는 [수학식 21]에서 계산된다.

[0123]

(2) 제어기와 관측기 이득 값은 다음 [수학식 23]을 만족한다.

[0124]

수학식 23

$$\begin{cases} k_1 > 0 \\ k_2 > \frac{1}{2} \\ \lambda > \frac{1}{2} \end{cases}$$

[0125]

증명: $\tilde{D} = D - \hat{D}$ 라고 하면, 다음 [수학식 24]를 얻을 수 있다.

[0126]

수학식 24

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{D}} &= \dot{D} - \dot{\xi} - \lambda \tilde{z} = \dot{D} + \lambda \xi + \lambda [\lambda \tilde{z} - g + \frac{\bar{\sigma}}{m} (\cos\phi \cos\theta) u_1] - \lambda \tilde{z} \\ &= \dot{D} - \lambda \tilde{D} \end{aligned}$$

[0127]

[0128] 리아푸노프 함수 후보(Lyapunov function candidate)를 [수학식 25]와 같이 선택한다.

수학식 25

$$V = \frac{1}{2} s^2 + \frac{1}{2} \tilde{D}^2$$

[0129]

[0130] 그러면, [수학식 23]과 함께 다음과 같은 [수학식 26]을 얻을 수 있다.

수학식 26

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \dot{s}s + \dot{\tilde{D}}\tilde{D} \\ &= s[\ddot{z}_d + g - \frac{\bar{\sigma}}{m} (\cos\phi \cos\theta) \frac{m}{\bar{\sigma} \cos\phi \cos\theta} (\ddot{z}_d + g + k_1 \dot{e}_z + k_2 s - \tilde{D}) \\ &\quad - D + k_1 \dot{e}_z] + \tilde{D}(\dot{D} - \lambda \tilde{D}) \\ &= -k_2 s^2 - \lambda \tilde{D}^2 - s\tilde{D} + \dot{D}\tilde{D} \\ &\leq -k_2 s^2 - \lambda \tilde{D}^2 + \frac{1}{2} s^2 + \frac{1}{2} \tilde{D}^2 + \frac{1}{2} \dot{D}^2 \leq -(k_2 - \frac{1}{2}) s^2 - (\lambda - \frac{1}{2}) \tilde{D}^2 + \epsilon \\ &\leq -2\alpha V + \epsilon \end{aligned}$$

[0131]

$$\alpha = \min\left\{k_2 - \frac{1}{2}, \lambda - \frac{1}{2}\right\}, \quad \epsilon = \frac{1}{2} \dot{D}^2$$

[0132]

[수학식 26]에서 이다.

[0133] [수학식 26]은 비교 원리(comparison principle)로부터 슬라이딩 표면(sliding surface)과 외란 추정 오차(disturbance estimate error)가 궁극적으로 경계(bounded)이며, 따라서 시스템이 궁극적으로 안정적이라는 것은 명백하다.

[0134] 본 출원인은 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)에서 채택하고 있는 강인한 고도 제어부(151) 즉, 지면 효과 및 외부 외란을 고려하여 강건한 고도 제어를 수행하는 강인한 고도 제어부(151)의 성능을 검증하는 시험을 진행하였고, 그 결과가 도 8 및 도 9에 도시되어 있다.

[0135] 도 8은 본 발명의 일 실시예에 따른 강인한 고도 제어부(Proposed RAC), 일반적인 1차 슬라이딩모드 제어기(SMC), 일반 PID 제어기(PID)에 대해서 안정성과 성능을 비교 시험한 결과이다. 도 8(a)는 고도 성능(altitude performance), 도 8(b)는 고도 추적 성능(altitude tracking performance), 도 8(c)는 수직 성능(vertical performance)을 각각 비교한 결과이다.

[0136] 다양한 비행 시나리오에서 본 발명의 일 실시예에 따른 강인한 고도 제어부(RAC)의 유효성 검증을 위해 다중 단계 시뮬레이션을 수행하였다. 다중 단계는 (i)1단계: 초기화(initialization), (ii)2단계: 이륙(take-off),

(iii)3단계: 정지비행(hovering), (iv)4단계: 착륙(landing)으로 이루어진다.

[0138] * 시뮬레이션 설명

[0139] $0 < t < 5[s]$ (1단계): 무인비행체(쿼드콥터)는 초기화된다. 즉, 이륙에 대해 준비하고, 조종 잠금장치가 되어 있는 상태이다. 고도, 수직 속도, 그리고 가속도는 모두 0 이고(도 8(a)~(c) 참조), 제어신호 u_1 은 초기 값 0에서 13.5[N]로 증가한다.

[0141] $5 < t < 25[s]$ (2~3단계): 무인비행체(쿼드콥터)는 요구된 고도 10[m]에 대해 이륙하고, 상승한다. 고도 반응은 2단계 비행구간동안($5 < t < 10[s]$, 도 8(a) 참조) 거의 모두 3가지 제어기에 대해 이상적이다. $10 < t < 25[s]$ 에 대해 본 발명의 일 실시예에 따른 강인한 고도 제어부(RAC)는 다른 제어기들에 비해 상당히 우수한 성능을 보인다.

[0142] 다른 제어기가 $t \approx 20[s]$ 후 거의 0에 가까운 작은 범위에 도달하는 동안 추적 오차는 $t \approx 14[s]$ 범위로 수렴한다(도 8(b)에서 Inset 1 참조). 다른 제어기의 속도 성능은 더 큰 진폭과 약간 느리게 수렴하는 속력을 보인다(도 8(c) 참조).

[0144] $25 < t < 50[s]$ (4단계): 무인비행체(쿼드콥터)는 현재 고도 10 [m]에서 착륙하도록 명령된다. 무인비행체가 저고도 범위로 내려갈 때, 수직 비행 성능이 지면 효과에 의해 파괴적으로 영향을 받는다는 것은 잘 알려진 사실이다. 제어 알고리즘이 적절하게 설계되지 않은 경우(즉, 충분히 강인하지 않은 경우), 지면 효과는 무인비행체의 고도 성능을 저하시키고, 심지어 파괴할 수도 있다. 도 8(b)의 Inset 2를 보면, 제어기가 부드럽게 반응하고 무인비행체가 $t=34[s]$ 에 빠르게 지상에 도달하는 것을 볼 수 있다.

[0145] 도 8의 결과로부터, 이륙 단계에서 유사한 반응을 보인 나머지 제어기들은 무인비행체를 약 0.4m 고도까지만 낮출 수 있으며, 지면 효과로 인해 무인비행체가 해당 고도에서 미끄러지기 때문에 착륙 과정을 완료할 수 있는 능력을 보여주지 못한다는 것을 알 수 있다. 또한, 복합 외란의 추정 값이 적절한 범위에서 변화하고 특히 무인비행체가 정지비행 중일 때 신뢰성이 있다고 보여지기 때문에 본 발명에 따른 강인한 고도 제어부의 강력한 고도 제어 안정성과 효과성을 검증할 수 있었다.

[0147] 한편, 지면 효과를 고려함으로써 강력한 고도 제어가 가능한 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)의 강인한 고도 제어부(151)의 타당성과 유효성을 검증하기 위해서 시뮬레이션 뿐만 아니라 실제 조건에서 무인비행체의 비행 시험도 수행하였다.

[0148] 비행 시험은 (i)초기화 및 수동 이륙, (ii) 본 발명에 따른 강인한 고도 제어부(RAC)를 사용한 단계적 설정 지점에 대한 고도 추적(step-setpoint-altitude tracking) 및 착륙, (iii) 조종 잠금장치 해제 및 마무리의 단계로 수행한다(도 9(a) 참조).

[0150] * 비행 시험 과정 설명

[0151] (i)초기화 및 수동 이륙: 이 단계에서는 $t=0$ 에서 $t=23$ 초까지의 기간을 다룬다. 처음에는 안정화된 제어기로 평평한 표면에서 조종 잠금장치가 해제된 무인비행체가 활성화된다. 이후 수동으로 이륙하여 시스템이 2단계로 전환되기 전에 약 1.0m의 고도에 도달한다.

[0153] (ii) 본 발명에 따른 강인한 고도 제어부(RAC)를 사용한 단계적 설정 지점에 대한 고도 추적(step-setpoint-altitude tracking) 및 착륙: 이 단계는 강인한 고도 제어부(RAC)가 활성화될 때 시작한다($t=23$ 초). 이 단계의 초기 구간 $t=23[s]$ 에서 $t=52[s]$ 까지, 무인비행체(쿼드콥터)는 2.8 m의 고도 설정점을 추적하도록 명령된다(이 값은 시험 장소의 높이가 4 m으로 제한되기 때문에 선택된다).

[0154] 무인비행체가 6[s]후에 원하는 고도까지만 안착하는 것을 도 9(a)에서 볼 수 있다. 추적 오류가 0.03 [m]가 초과되지 않은 상태에서 고도를 유지한다(도 9(b) 참조). 추력 제어 입력 u_1 은 안정적이고 채터링 현상으로부터 자유롭다고 보여진다.

[0155] 이후 $t=52$ 에서 $t=60$ 초까지 무인비행체가 현재 위치에서 착지하도록 명령된다. 외부 외란과 지면 효과에도 불구하고 무인비행체는 부드럽게 하강하여 지면에 도달한다. 추적 오류, 수직 속도, 복합 외란 추정 및 제어 입력의 성능도 강인한 고도 제어부(RAC)의 안정성과 신뢰성을 나타낸다.

[0157] (iii) 조종 잠금장치 해제 및 마무리: 무인비행체가 지상에 도달하여 안정화 된 후, 수동으로 비행체를 조종 잠금장치를 해제하고 비행 시험이 완료된다.

[0159] * 비행 시험 결과

[0160] 도 8 및 도 9에서 알 수 있듯이, 비행 시험 검증과 수치적 시뮬레이션 결과는 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)의 강인한 고도 제어부(RAC)가 기존의 PID와 1차 SMC보다 훨씬 더 나은 성능을 보인다는 것을 알 수 있다. 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)의 강인한 고도 제어부(151)는 지면 효과를 포함한 복합 외란을 고려함으로써 무인비행체(쿼드콥터)가 상승 또는 하강할 때 고도 제어 성능을 향상시킬 수 있다. 또한, 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)의 강인한 고도 제어부(151)에 적용되는 고도 제어 알고리즘은 설계 및 구현이 간단하며 무인비행체를 위한 광범위한 고도 제어 애플리케이션에 적용될 수 있다.

[0162] 한편, 도 1을 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)의 위치 제어부(150)는 강인한 고도 제어부(151) 뿐만 아니라, 무인비행체(110)의 x축 방향 추적제어 및 y축 방향 추적제어의 외부루프에 다중모드 제어법칙을 이용하는 x축 방향 다중모드 제어부(153) 및 y축 방향 다중모드 제어부(155)를 포함할 수 있다.

[0163] 강인한 고도 제어부(151)에는 무인비행체(110)에서 출력된 z축 방향의 위치(고도값, z)와 원하는 z축 방향의 위치(고도 설정값; design value of altitude, z_d)의 차이가 입력되고, x축 방향 다중모드 제어부(153)에는 무인비행체(110)에서 출력된 x축 방향의 위치(x)와 원하는 x축 방향의 위치(x_d)의 차이가 입력되며, y축 방향 다중모드 제어부(155)에는 무인비행체(110)에서 출력된 y축 방향의 위치(y)와 원하는 y축 방향의 위치(y_d)의 차이가 입력될 수 있다.

[0164] 상기한 바와 같이, x축 방향 다중모드 제어부(153) 및 y축 방향 다중모드 제어부(155)를 포함하는 위치 제어부(150)는 외부 루프와 내부 루프로 구성된 새로운 경로 추적 제어(TTC; Trajectory Tracking Control) 알고리즘을 제공할 수 있다. 즉, 위치 제어부(150)는 x축 방향 다중모드 제어부(153) 및 y축 방향 다중모드 제어부(155)를 구비하기 때문에 내부 루프가 PID 제어기인 동안 외부 루프를 다중 모드(즉, 비선형 및 선형 모드) 제어법칙으로 도출할 수 있다.

[0165] 자율 정밀 착륙 계획부(140)에서 출력되는 x_d 및 y_d 는 원하는 위치를 나타내도록 하고, v_x 및 v_y 는 무인비행체의 수평 속도를 나타내도록 한다. 각 수평축을 따라 발생하는 위치 추적 오차(position tracking error)는 [수학식 27]과 같이 표시될 수 있다.

수학식 27

$$\begin{cases} e_x = x_d - x \\ e_y = y_d - y \end{cases}$$

[0166]

[0167] 위치 추적 오차 e_{xy} 는 [수학식 28]과 같이 정의된다.

수학식 28

$$e_{xy} = \sqrt{e_x^2 + e_y^2}$$

[0168]

[0169] e_x 및 e_y 의 미분값은 [수학식 29]와 같다.

수학식 29

$$\begin{cases} \dot{e}_x = \dot{x}_d - v_x \\ \dot{e}_y = \dot{y}_d - v_y \end{cases}$$

[0170]

[0171] 이하에서는 x축 방향 추적 제어에 대해서 설명한다. 참고로, y축 방향 추적 제어를 위한 접근도 동일하다.

[0172] x축 방향 다중모드 제어부(153)의 외부 루프에 대해 [수학식 30]과 같이 다중모드 제어법칙이 적용될 수 있다.

수학식 30

$$v_x^d = \begin{cases} -\sqrt{2a_{\max}(-e_x - e_0)} + \dot{x}_d, & e_x < -d_l \\ ke_x + \dot{x}_d, & -d_l \leq e_x \leq d_l \\ \sqrt{2a_{\max}(e_x - e_0)} + \dot{x}_d, & e_x > d_l \end{cases}$$

[0173]

[0174] [수학식 30]에서 a_{\max} 는 무인비행체에 요구되는 최대 가속도를 나타내는 양의 상수, d_l 은 직선(Δ)에서의 양의 상

수, $v_x^d = ke_x + \dot{x}_d$ 가 곡선(S)에 접선이 되고, $v_x^d = \begin{cases} -\sqrt{2a_{\max}(-e_x - e_0)}, & e_x < -d_l \\ \sqrt{2a_{\max}(e_x - e_0)}, & e_x > -d_l \end{cases}$, k , e_0 는 양의 상수, $e_0 < d_l$, v_x^d 는 속도 기준으로 도 10의 내부 루프(inner loop)로 공급될 제어 작용(control action)이다.

[0175] 도 10은 쿼드콥터인 무인비행체의 다중 루프 TTC 체계를 보여주는 도면이며, 본 발명에 따른 시스템(100)의 다중모드 제어부(153, 155)는 PID 제어기가 내부 루프에서 사용되는 동안 외부 루프에서 구현될 수 있다.

[0176] 도 11은 곡선(파란색), 선(녹색) 및 이들의 관계를 그래프화한 것이다. 도 11에서 $\dot{x}_d = 0$ 에 해당하는 [수학식 30]에서 e_x 의 함수로 v_x^d 를 나타낸다.

[0177] $\dot{x}_d \neq 0$ 에 대해, 도 11에서 곡선(S)와 직선(Δ)사이 관계식의 어떤 변화 없이 v_x^d 축에 따라 \dot{x}_d 의 양이 이 동한다.

[0178] $e_x = d_l$ 에서 직선(Δ)이 곡선(S)과 접선이 되려면 다음 [수학식 31]이 충족되어야 한다.

수학식 31

$$\begin{cases} ke_x = \sqrt{2a_{\max}(d_l - e_0)} \\ k = \frac{\sqrt{2a_{\max}}}{2\sqrt{d_l - e_0}} \end{cases}$$

[0179]

[0180] [수학식 31]을 조작하여 다시 쓰면 [수학식 32]가 된다.

수학식 32

$$\begin{cases} d_l = \frac{a_{\max}}{k^2} \\ e_0 = \frac{d_l}{2} \end{cases}$$

[0181]

[0182] 매개 변수가 [수학식 32]를 만족하는 [수학식 30]으로 설계된 경우 무인비행체의 시스템([수학식 2])은 점근적으로(asymptotically) 안정적이고 추적 오류는 0으로 강제 설정될 수 있다.

[0183] 다음 [수학식 33]과 같이 리아푸노프 함수 후보를 선택한다.

수학식 33

$$V = \begin{cases} 2\sqrt{-e_x - e_0}, & e_x < -d_l \\ \frac{1}{2}e_x^2, & -d_l \leq e_x \leq d_l \\ 2\sqrt{e_x - e_0}, & e_x > d_l \end{cases}$$

[0184]

[0185] 이것은 $V > 0, \forall e_x \neq 0$ 임이 분명하다. 따라서 아래의 [수학식 34]를 얻을 수 있다.

수학식 34

$$\dot{V} = \begin{cases} \frac{-\dot{e}_x}{\sqrt{-e_x - e_0}}, & e_x < -d_l \\ \dot{e}_x e_x, & -d_l \leq e_x \leq d_l \\ \frac{\dot{e}_x}{\sqrt{e_x - e_0}}, & e_x > d_l \end{cases}$$

[0186]

[0187] [수학식 29]를 수학식 34]에 대입하고 제어 법칙을 [수학식 30]으로 선택하면 아래의 [수학식 35]를 얻을 수 있다.

수학식 35

$$\dot{V} = \begin{cases} -\sqrt{2a_{\max}}, & e_x < -d_l \\ -ke_x^2, & -d_l \leq e_x \leq d_l \\ -\sqrt{2a_{\max}}, & e_x > d_l \end{cases}$$

[0188]

- [0189] 추적오차 e_x 가 $t \rightarrow \infty$ 일 때 0으로 수렴한다는 의미로 $\dot{V} < 0, \forall e_x \neq 0$ 을 가진다.
- [0190] $e_x < -d_1$ 또는 $e_x > d_1$ 경우, 제어기는 곡선(δ)을 따라가는 제어 행동을 발생시킨다. 이 경우 곡선(δ)의 기울기는 직선(Δ)의 기울기보다 작기 때문에 가속도가 제한되며, 결과적으로 오버슈트와 무인비행체 절크(vehicle jerks)가 더 적게 발생한다. 반면에, $-d_1 \leq e_x \leq d_1$ 일 때, 제어 동작은 더 높은 경사를 가진 직선(Δ)선을 따른다. 이렇게 하면 추적 오류가 신속하고 강력한 방식으로 0으로 수렴하게 된다.
- [0191] $-d_1 \leq e_x \leq d_1$ 일 때, 제안된 제어기는 Proportional-PID (P-PID) 제어 체계가 되며, 이는 매개 변수를 기존의 PID 튜닝 과정을 통해 얻을 수 있음을 보여준다. 게다가, $e_x = -d_1$ 또는 $e_x = d_1$ 에서 직선(Δ)은 곡선(δ)에 접하는 부분이 되며, 가속도와 속도 모두에 대해 제어기가 제어 모드(비선형 모드와 선형 모드 사이)를 전환할 때 부드러운 전환이 발생하게 된다.
- [0192] 상기에서 설명한 본 발명의 일 실시예에 따른 위치 제어부(150)는 무인비행체의 자세를 제어하기 위한 PID 제어기를 포함하고 무인비행체의 최대 가속 및 감속을 규정할 수 있다.
- [0193] 본 출원인은 비행 시험 검증과 수치 시뮬레이션 결과를 통해 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)의 위치 제어부(150)가 기존의 PID 제어기 보다 훨씬 더 나은 성능을 보인다는 것을 확인하였다. 상기한 바와 같은 특징을 가지는 위치 제어부(150)는 기존의 PID 접근 방식의 장점을 이용하면서도 동시에 기존 PID 방식의 단점들 중 일부를 해결할 수 있다. 기존의 PID 제어는 PID 제어기의 고정 이득 값(fixed gain)은 더 넓은 운영 범위에서 시스템 성능을 제한하는 단점이 있다. 또한, 필요한 작동 범위가 클 경우 시스템의 비선형성(nonlinearities)을 제대로 처리할 수 없기 때문에 기존의 PID 제어기는 불안정하기가 쉽고, 선형 모델을 기반으로 하기 때문에 쿼드콥터와 같은 비선형 시스템에서 성능이 저하될 수 있으며, 복잡하거나 상당한 computational resource을 필요로 한다는 단점이 있다.
- [0194] 기존 PID 제어와 비교하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)의 위치 제어부(150)에서 제안하는 새로운 TTC 알고리즘은 무인비행체가 이동을 시작할 때 부드러운 시스템 응답(smooth system response)을 보장하고, 추적 오류가 작아질 때 빠른 목표물 접근 속도(fast target approaching speed)를 보장하며, 이러한 특성으로 인해 정밀 착륙, 장애물 회피, 높은 건물에 대한 자율 배송(Autonomous delivery) 등 정확도가 높고 원활한 수행이 필요한 작업을 수행하는 데 유용하다는 장점이 있다.
- [0195] 한편, 도 1을 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)의 x축 방향 다중모드 제어부(153) 및 y축 방향 다중모드 제어부(155)는 각각 x축 방향 제어 출력(T_x ; output of control of x-axis) 및 y축 방향 제어 출력(T_y ; output of control of y-axis)를 출력할 수 있다.
- [0196] x축 방향 제어 출력(T_x) 및 y축 방향 제어 출력(T_y)은 변환부(160)에 입력될 수 있다. 변환부(160)는 제어 신호(T ; T_x , T_y)를 자세 설정포인트(attitude setpoints)로 변환하여 롤 각도 설정값(ϕ_a ; design value of roll angle) 및 피치 각도 설정값(θ_a ; design value of pitch angle)을 출력할 수 있다.
- [0197] 변환부(160)에서 나온 롤 각도 설정값(ϕ_a) 및 피치 각도 설정값(θ_a)과 무인비행체(110)에서 센싱된 롤 각도(ϕ ; roll angle from sensor) 및 피치 각도(θ ; pitch angle from sensor)의 차이, 자율 정밀 착륙 계획부(140)에서 출력된 무인비행체(110)의 요 각도 설정값(ψ_a ; design value of yaw angle)과 무인비행체(110)에서 센싱된 요 각도(ψ ; yaw angle from sensor)의 차이는 자세 제어부(170)에 입력될 수 있다.
- [0198] 자세 제어부(170)는 PID 제어를 이용하여 무인비행체의 자세를 제어할 수 있다. 자세 제어부(170)는 롤 각도, 피치 각도 및 요 각도를 이용하여 롤 제어 입력(u_2 ; roll control input), 피치 제어 입력(u_3 ; pitch control input) 및 요 제어 입력(u_4 ; yaw control input)을 출력할 수 있다.
- [0199] 한편, 강인한 고도 제어부(151)는 [수학식 22]로 표현되는 추력 제어 입력(u_1 ; thrust control input)을 출력할

수 있다.

- [0200] 상기한 바와 같이, 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)은, 추력 제어 입력(u_1), 롤 제어 입력(u_2), 피치 제어 입력(u_3) 및 요 제어 입력(u_4)을 무인비행체(110)에 입력함으로써, 수직 또는 수평으로 움직이는 착륙 목표(LT)를 무인비행체(110)가 추적하여 정확하게 착륙하도록 제어할 수 있으며 그 과정에서 지면 효과 및 외부 외란을 모두 고려하기 때문에 강건한 고도 제어 성능을 발휘할 수 있다.
- [0201] 도 12에는 본 발명의 일 실시예에 따른 시스템(100)을 사용한 무인비행체(110)의 자율 착륙 제어 방법을 설명하는 순서도가 도시되어 있다.
- [0202] 도 12를 참조하면, 무인비행체(110)가 착륙 영역을 향해서 수평으로 비행하는 단계가 수행된다(1110). 여기서, 착륙 영역은 착륙 목표(LT)가 있는 영역을 의미한다. 착륙 영역에 착륙 목표(LT)가 존재하는지 확인하는 단계(1120)가 수행되는데, 무인비행체(110)는 촬영부(120)를 이용하여 착륙 목표(LT)가 보이는지 판단하게 된다.
- [0203] 착륙 목표가 보이면, 무인비행체(110)가 착륙 목표(LT)를 향해 수평으로 비행하는 단계(1130)가 수행된다. 착륙 목표가 보이지 않으면, 착륙 목표(LT)를 탐색하기 위해서 최대 탐색을 시도했는지 판단하는 단계(1210)가 수행된다.
- [0204] 무인비행체(110)가 착륙 목표(LT)를 향해 수평으로 비행한(1130) 다음에는 무인비행체(110)가 착륙 목표(LT)에 수평적으로 근접했는지 판단하는 단계(1140)가 수행된다.
- [0205] 착륙 목표(LT)에 수평으로 근접한 경우에는 무인비행체(110)가 착륙 목표(LT) 위로 하강하는 단계(1150)가 수행되고, 착륙 목표(LT)에 수평으로 근접하지 않은 경우에는 단계 1130이 다시 수행된다.
- [0206] 착륙 목표(LT) 위로 하강한(1150) 다음에는 착륙 목표(LT)에 무인비행체(110)가 착륙했는지 판단하는 단계(1190)가 수행되거나, 착륙 목표(LT)의 분실 여부를 판단하는 단계(1160)가 수행된다.
- [0207] 무인비행체(110)가 착륙 목표(LT)를 잃어버린 경우에는 무인비행체(110)가 착륙 목표(LT)에 수직으로 근접했는지 판단하는 단계(1170)가 수행되고, 착륙 목표(LT)를 잃어버리지 않은 경우에는 단계 1140을 다시 수행한다.
- [0208] 여기서, 단계 1130 이후에 단계 1160이 수행될 수도 있고, 단계 1150 이후에 단계 1160이 수행될 수도 있다.
- [0209] 단계 1170의 결과, 무인비행체(110)가 착륙 목표(LT)에 수직으로 근접한 경우에는 착륙 목표(LT)에 최종적으로 접근하는 단계(1180)가 수행되고, 수직으로 근접하지 않은 경우에는 단계 1210이 다시 수행된다.
- [0210] 단계 1180 이후에는 무인비행체(110)가 착륙 목표(LT)에 착륙했는지 여부를 판단하는 단계(1190)가 수행된다. 단계 1190의 결과, 무인비행체(110)가 착륙 목표(LT)에 착륙한 경우에는 착륙이 완료되고(1300) 착륙 절차가 종료된다.
- [0211] 한편, 단계 1210의 결과, 최대 탐색을 한 경우에는 무인비행체(110)가 현재 위치에 착륙하는 단계(1240)가 수행되고, 최대 탐색을 하지 않은 경우에는 무인비행체(110)가 탐색 고도까지 상승하는 단계(1220)가 수행된다.
- [0212] 탐색 고도까지 무인비행체(110)가 상승한(1220) 다음 무인비행체(110)가 착륙 목표(LT)를 확인했는지 판단하는 단계(1230)가 수행된다.
- [0213] 단계 1230의 결과, 착륙 목표(LT)가 보이면 단계 1130이 수행되고, 보이지 않으면 단계 1240이 수행된다.
- [0215] 상기한 바와 같이, 본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템(100)은, 착륙 목표(LT)가 수직으로 움직이거나 수평으로 움직이는 경우에도 강인한 고도제어 알고리즘과 착륙 목표 추적 제어 알고리즘을 이용하여 무인비행체(110)가 착륙 목표(LT)에 정밀하게 자율적으로 착륙하도록 제어할 수 있다.
- [0216] 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 아니되며, 후술하는 청구범위뿐 아니라 이 청구범위와 균등하거나 등가적 변형이 있는 모든 것들은 본 발명 사상의 범주에 속한다고 할 것이다.

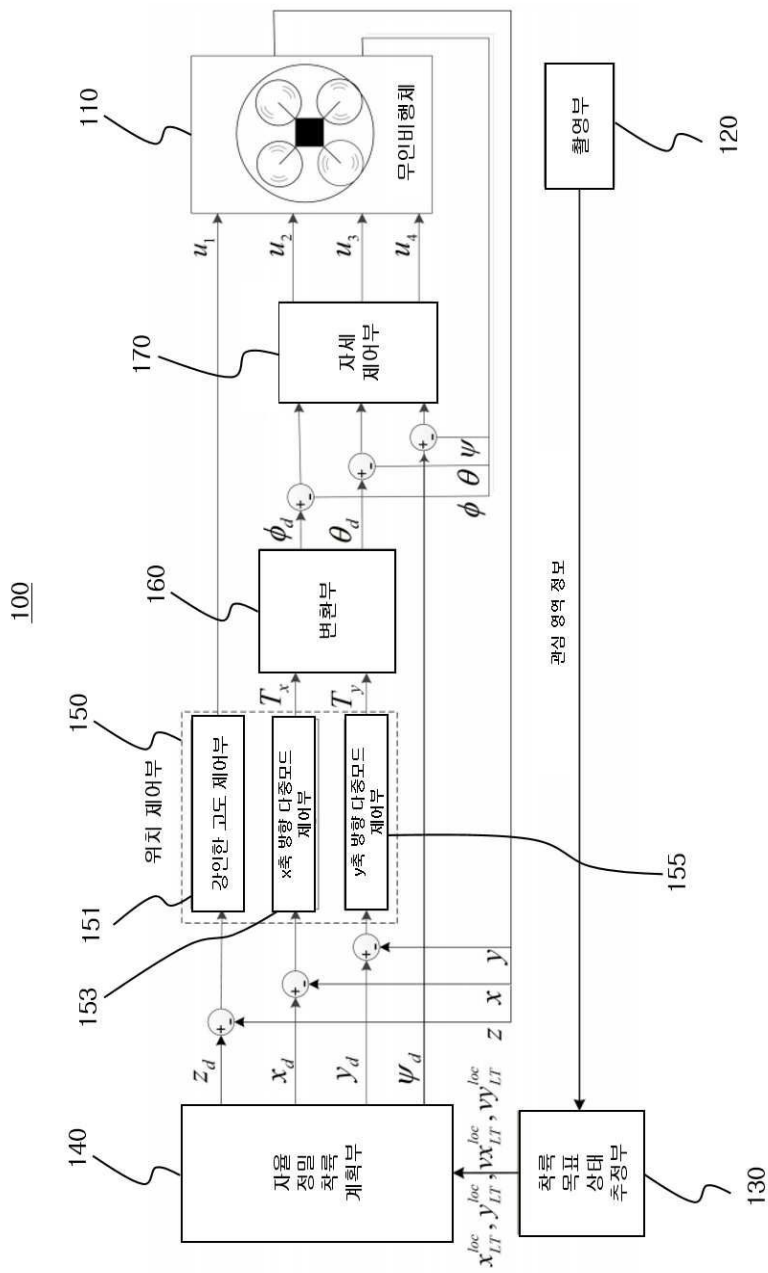
부호의 설명

[0217]

- 100: 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템
 110: 무인비행체
 120: 촬영부
 130: 착륙 목표 상태 추정부
 140: 자율 정밀 착륙 계획부
 150: 위치 제어부
 151: 강인한 고도 제어부
 160: 변환부
 170: 자세 제어부

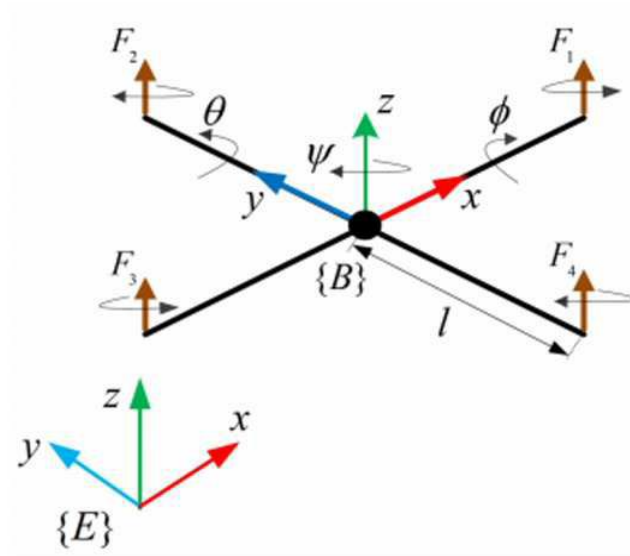
도면

도면1

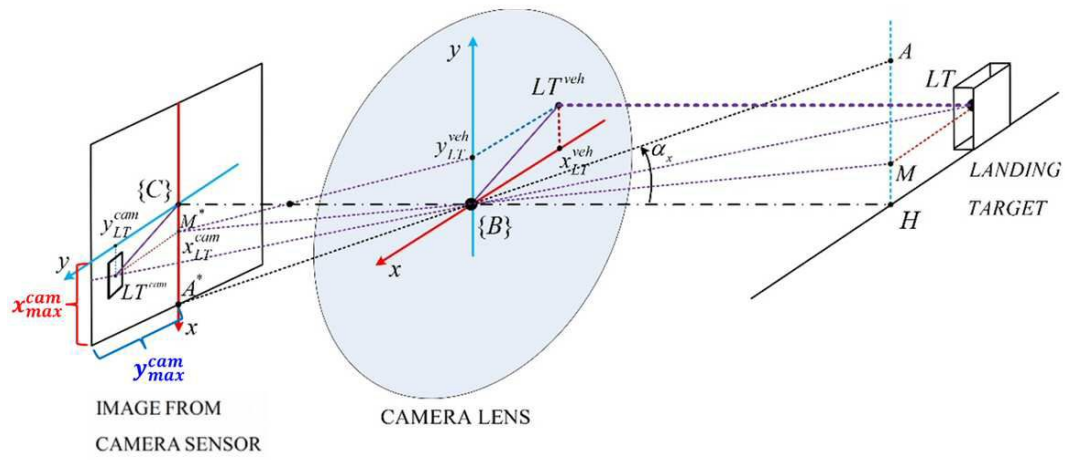


도면2

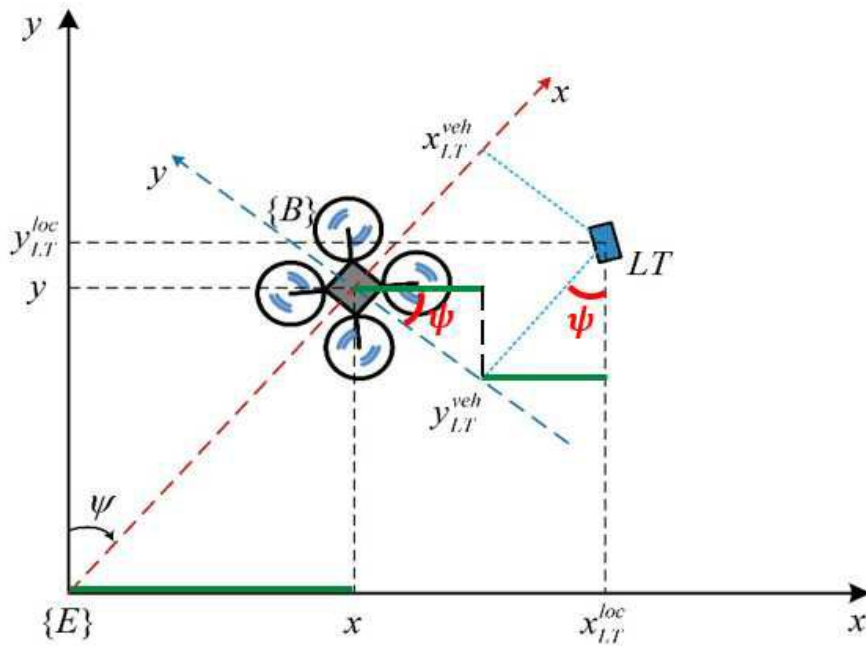
110



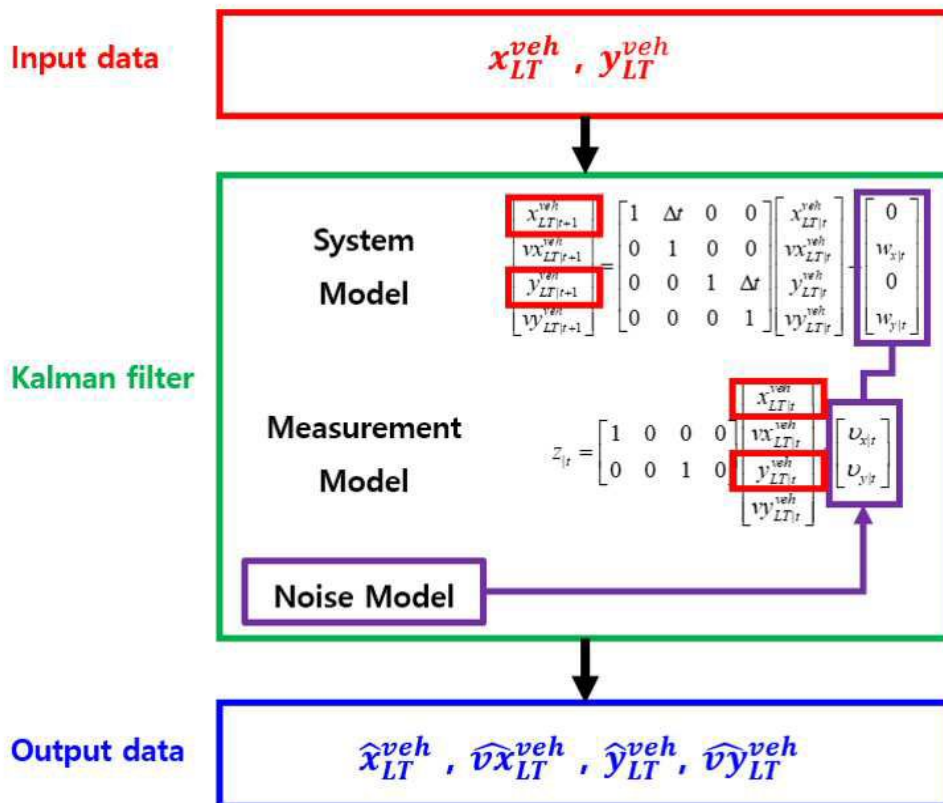
도면3



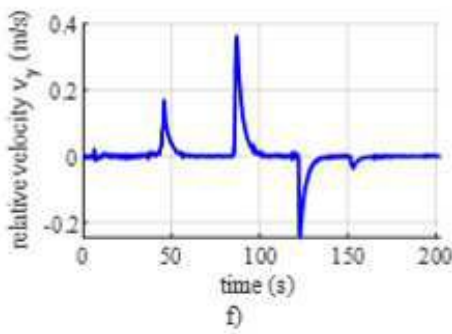
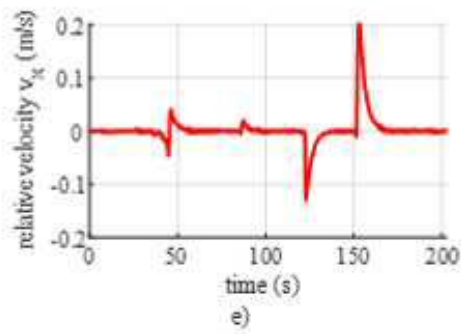
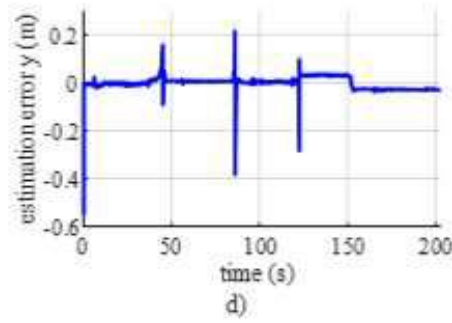
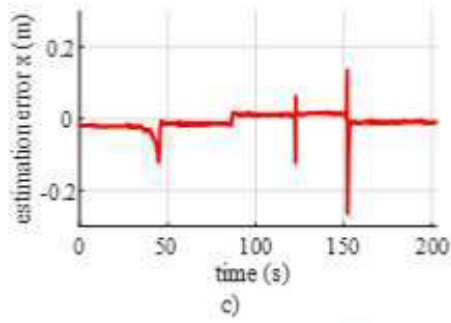
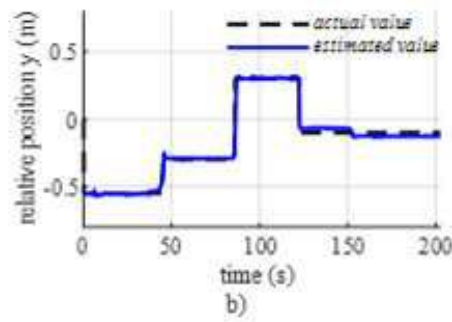
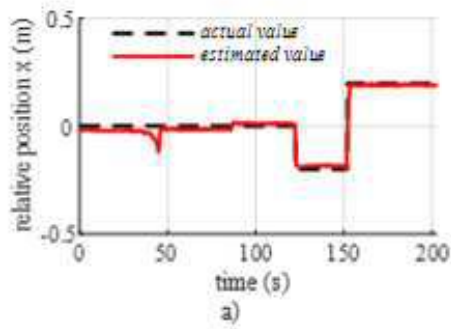
도면4



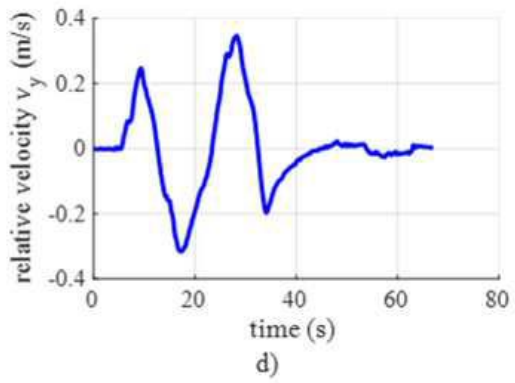
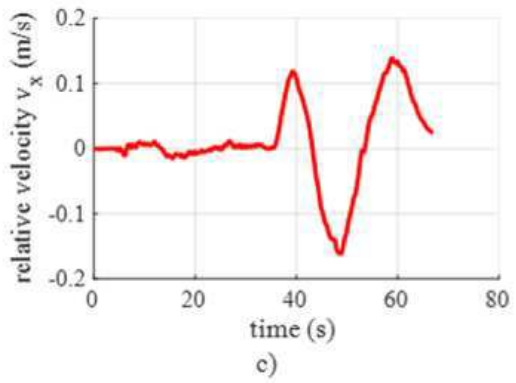
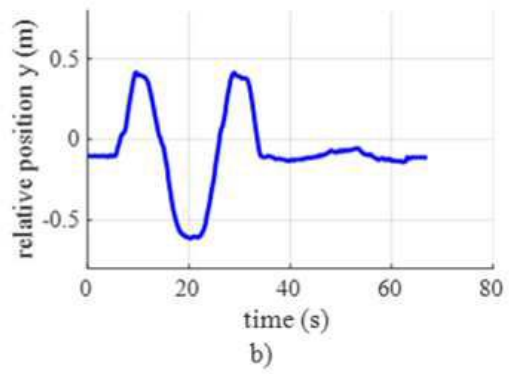
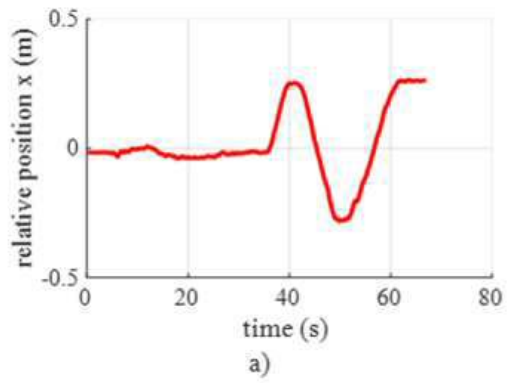
도면5



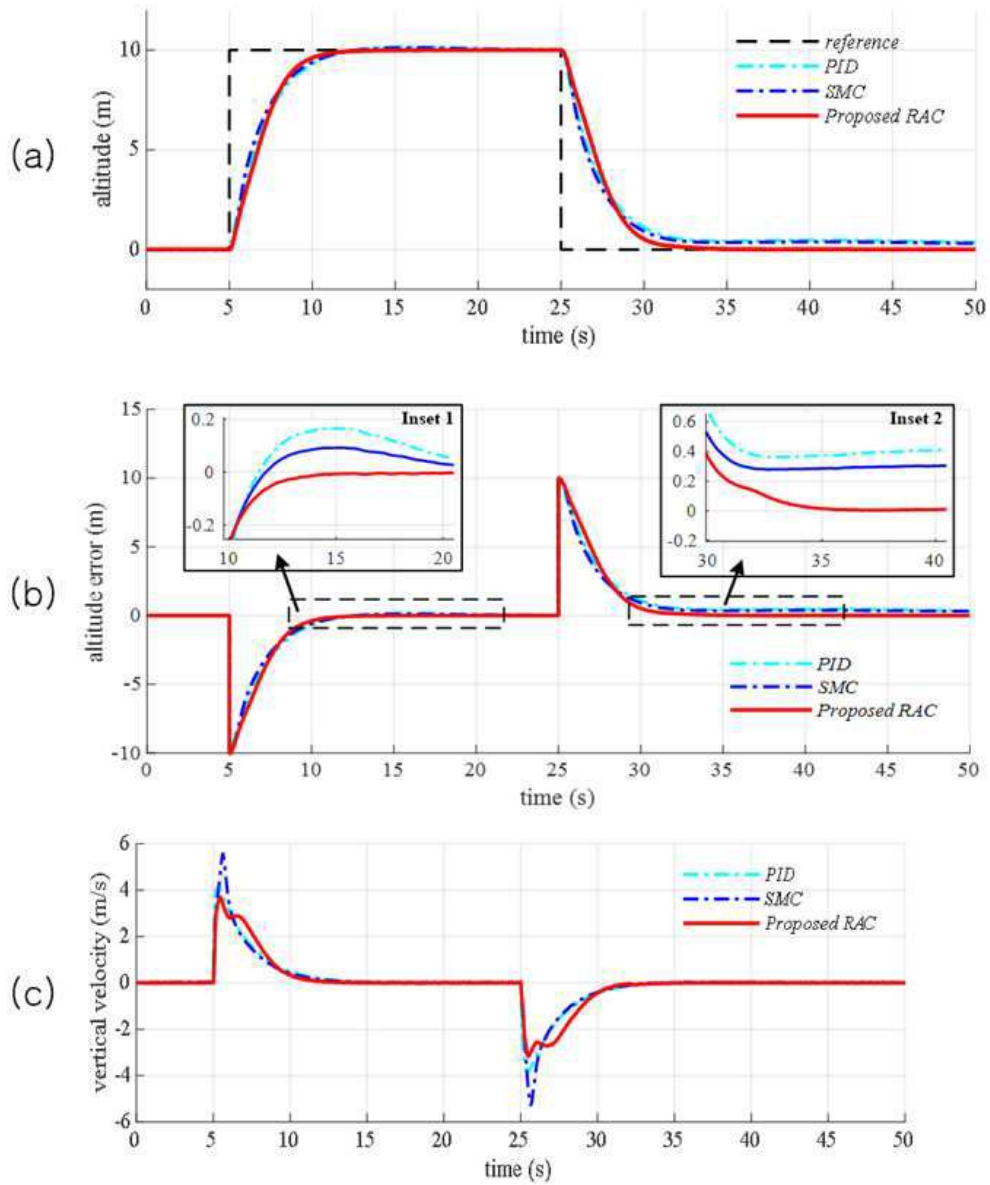
도면6



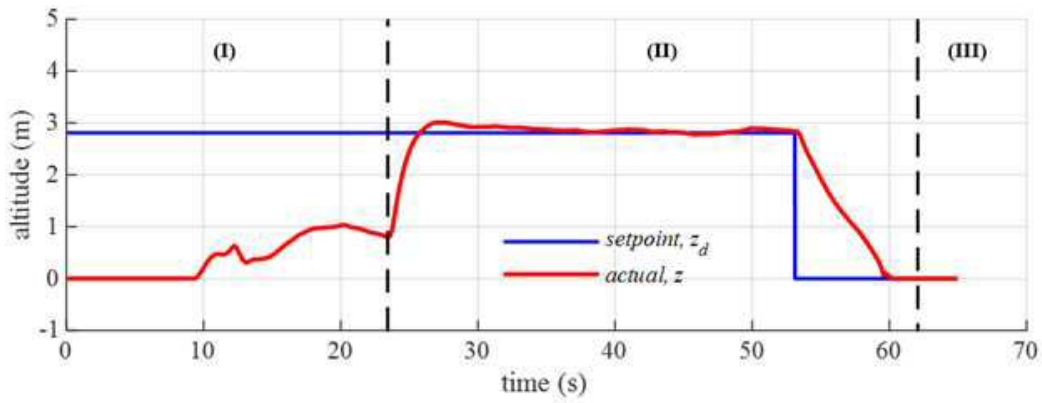
도면7



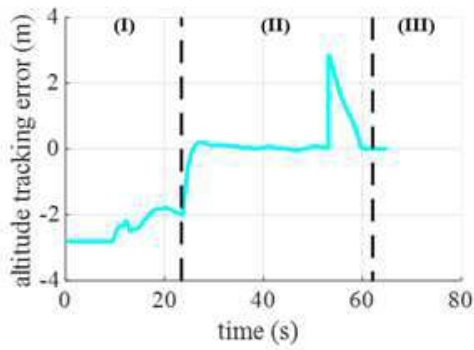
도면8



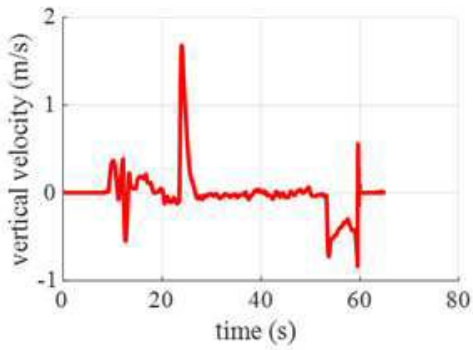
도면9



(a)

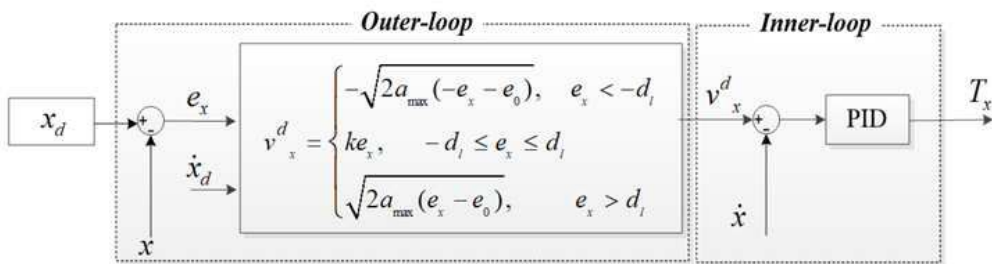


(b)

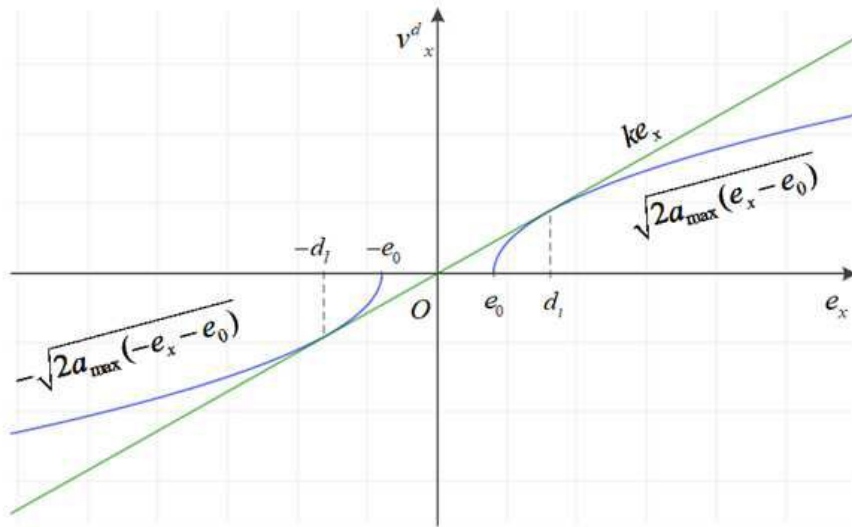


(c)

도면10



도면11



도면12

