



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2021년09월30일
(11) 등록번호 10-2307316
(24) 등록일자 2021년09월24일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
B64F 5/60 (2017.01) B64C 39/02 (2006.01)
G01M 99/00 (2011.01)
(52) CPC특허분류
B64F 5/60 (2017.01)
B64C 39/024 (2013.01)
(21) 출원번호 10-2021-0045890
(22) 출원일자 2021년04월08일
심사청구일자 2021년04월08일
(56) 선행기술조사문헌
KR1020190097350 A

(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)
(뒷면에 계속)
(74) 대리인
유병욱, 한승범

전체 청구항 수 : 총 8 항

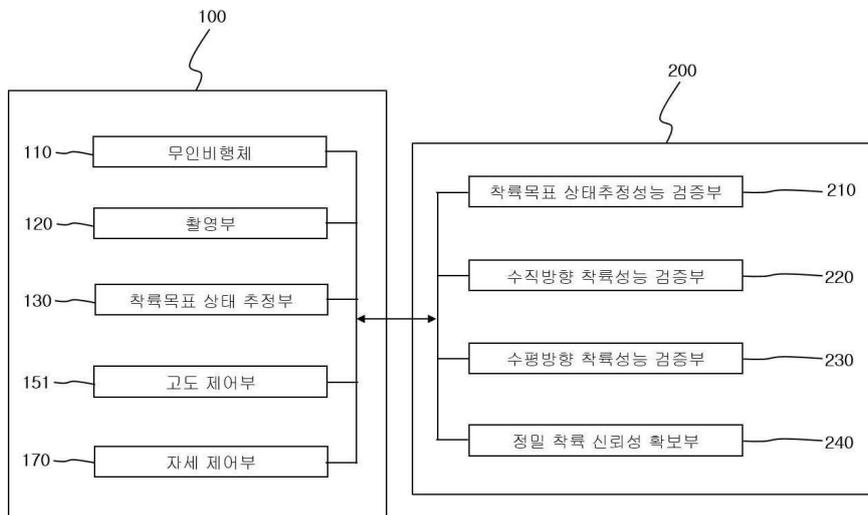
심사관 : 오경흡

(54) 발명의 명칭 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템

(57) 요약

본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템은, 무인비행체가 착륙목표를 추정하는 성능을 검증하는 착륙목표 상태추정성능 검증부; 상기 무인비행체가 수직방향으로 움직이는 상기 착륙목표에 착륙하는 성능을 검증하는 수직방향 착륙성능 검증부; 상기 무인비행체가 수평방향으로 움직이는 상기 착륙목표에 착륙하는 성능을 검증하는 수평방향 착륙성능 검증부; 및 상기 착륙목표 상태추정성능 검증부, 상기 수직방향 착륙성능 검증부 및 상기 수평방향 착륙성능 검증부에서 얻은 검증 결과를 이용하여 상기 무인비행체가 상기 착륙목표에 자율 정밀 착륙하는데 필요한 정보를 산출 및 저장하는 정밀 착륙 신뢰성 확보부;를 포함할 수 있다.

대표도



(52) CPC특허분류
G01M 99/008 (2013.01)

응우엔 수완 똥
 서울특별시 광진구 광나루로22길 23-1(화양동)

(72) 발명자
이준용
 서울특별시 광진구 광나루로16길 22-4, 401호(화양동)

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
 기여율 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
 기여율 1/2
 과제수행기관명 세종대학교 산학협력단
 연구기간 2021.03.01 ~ 2022.02.28

공시예외적용 : 있음

명세서

청구범위

청구항 1

무인비행체, 상기 무인비행체에 마련되어 착륙목표를 촬영하는 촬영부, 상기 촬영부에서 얻은 착륙목표의 이미지를 분석하여 상기 무인비행체에 대한 착륙목표의 위치 또는 속도 정보를 구하는 착륙목표 상태 추정부, 착륙목표에 대한 상기 무인비행체의 고도를 제어하는 고도 제어부 및 상기 무인비행체의 자세를 제어하는 자세 제어부를 포함하는 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템의 성능을 검증하는 시스템으로서,

상기 무인비행체가 착륙목표를 추정하는 성능을 검증하는 착륙목표 상태추정성능 검증부;

상기 무인비행체가 수직방향으로 움직이는 상기 착륙목표에 착륙하는 성능을 검증하는 수직방향 착륙성능 검증부;

상기 무인비행체가 수평방향으로 움직이는 상기 착륙목표에 착륙하는 성능을 검증하는 수평방향 착륙성능 검증부; 및

상기 착륙목표 상태추정성능 검증부, 상기 수직방향 착륙성능 검증부 및 상기 수평방향 착륙성능 검증부에서 전달받은 검증 데이터를 분석하여 상기 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템의 상기 착륙목표 상태 추정부, 상기 고도 제어부 및 상기 자세 제어부가 신뢰 범위 내에서 작동하는지 판단하는 정밀 착륙 신뢰성 확보부;

를 포함하는 것을 특징으로 하는 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템.

청구항 2

제1항에 있어서,

상기 착륙목표 상태추정성능 검증부는 상기 무인비행체의 착륙목표 상태 추정부에서 구한 상기 무인비행체에 대한 상기 착륙 목표의 위치 또는 속도 정보의 정확도를 검증하는 것을 특징으로 하는 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템.

청구항 3

제2항에 있어서,

상기 착륙목표 상태추정성능 검증부는,

상기 무인비행체가 매달리는 행거 프레임;

상기 행거 프레임과 상기 무인비행체를 연결하는 탄성부재;

상기 행거 프레임에 장착되고, 상기 무인비행체에 외력을 가하는 외력 액츄에이터;

상기 무인비행체의 하부에 마련되는 좌표부; 및

상기 좌표부 상에 마련되는 IR 비컨;을 포함하는 것을 특징으로 하는 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템.

청구항 4

제2항에 있어서,

상기 수직방향 착륙성능 검증부는 상기 무인비행체가 상승 또는 하강하는 상기 착륙목표에 정확히 착륙하는지 검증하거나 상기 착륙목표가 상승 또는 하강하는 경우에 상기 무인비행체와 상기 착륙목표 사이의 고도가 안정

적으로 유지되는지 검증하는 것을 특징으로 하는 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템.

청구항 5

제4항에 있어서,
 상기 수직방향 착륙성능 검증부는,
 상기 착륙목표가 마련된 착륙패드;
 상기 착륙패드의 상면에 마련되는 IR 비컨;
 상기 착륙패드의 후면에 마련되어 상기 착륙패드를 상승 또는 하강시키는 승강 액츄에이터; 및
 상기 승강 액츄에이터의 작동을 제어하는 승강 제어부;를 포함하는 것을 특징으로 하는 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템.

청구항 6

제5항에 있어서,
 상기 수직방향 착륙성능 검증부는 상기 무인비행체가 지면효과 및 외부외란의 영향을 고려하여 상기 착륙패드에 대한 상기 무인비행체의 고도가 유지되는지 여부를 검증하는 것을 특징으로 하는 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템.

청구항 7

제4항에 있어서,
 상기 수평방향 착륙성능 검증부는 상기 무인비행체가 수평방향을 따라 움직이는 상기 착륙목표에 정확히 착륙하는지 검증하는 것을 특징으로 하는 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템.

청구항 8

제7항에 있어서,
 상기 수평방향 착륙성능 검증부는,
 수평방향을 따라 어느 일방향으로 움직이는 착륙플랫폼;
 상기 착륙플랫폼을 움직이게 하는 구동부;
 상기 착륙플랫폼의 운동 방향과 나란한 방향으로 마련되고 상기 무인비행체가 연결되는 와이어; 및
 상기 와이어의 일단이 연결되는 와이어 포스트;를 포함하며,
 상기 착륙플랫폼의 상면에 마련된 착륙목표가 수평방향을 따라 움직이는 경우에 상기 무인비행체가 상기 와이어에 연결된 상태로 상기 착륙목표를 따라 수평방향으로 움직이는지 여부를 검증하는 것을 특징으로 하는 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템.

발명의 설명

기술 분야

본 발명은 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템에 관한 것으로, 보다 상세하게는 무인비행체가 수직 또는 수평방향으로 움직이는 착륙목표에 정확하게 착륙하는지 여부를 검증하는 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템에 관한 것이다.

[0001]

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] 또한, 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] 한편, 쿼드콥터를 포함하는 무인비행체가 착륙 성능 요구사항을 만족시키는 기술을 도입하기에 앞서서 도입하고자 하는 정밀 착륙 기술이 성능 요구사항을 만족하는지 여부를 먼저 판단해야 한다. 즉, 개발한 정밀 착륙 기술이 성능이 우수한 정밀 착륙 기술인지 여부를 먼저 판단해야 한다. 그런데, 현재 정밀 착륙 기술의 검증은 수치 시뮬레이션을 통해서 주로 이루어지고 있기 때문에 실제 무인비행체에 적용하는 경우와는 차이가 있다.
- [0008] 본 출원인은, 상기와 같은 문제점을 해결하기 위하여, 본 발명을 제안하게 되었다.

선행기술문헌

특허문헌

- [0009] (특허문헌 0001) 한국등록특허공보 제10-2062887호(2019.12.30.)

발명의 내용

해결하려는 과제

- [0010] 본 발명은 상기와 같은 문제점을 해결하기 위하여 제안된 것으로, 무인비행체가 움직이는 착륙목표에 정밀하게 자율 착륙하는 상황을 구현함으로써 성능 검증 결과의 신뢰성을 높일 수 있는 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템을 제공한다.

과제의 해결 수단

- [0011] 상기한 바와 같은 과제를 달성하기 위한 본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템은, 무인비행체가 착륙목표를 추정하는 성능을 검증하는 착륙목표 상태추정성능 검증부; 상기 무인비행체가 수직방향으로 움직이는 상기 착륙목표에 착륙하는 성능을 검증하는 수직방향 착륙성능 검증부; 상기 무인비행체가 수평방향으로 움직이는 상기 착륙목표에 착륙하는 성능을 검증하는 수평방향 착륙성능 검증부; 및 상기 착륙목표 상태추정성능 검증부, 상기 수직방향 착륙성능 검증부 및 상기 수평방향 착륙성능 검증부에서 얻은 검증 결과를 이용하여 상기 무인비행체가 상기 착륙목표에 자율 정밀 착륙하는데 필요한 정보를 산출 및 저장하는 정밀 착륙 신뢰성 확보부;를 포함할 수 있다.
- [0012] 상기 착륙목표 상태추정성능 검증부는 상기 무인비행체의 착륙목표 상태 추정부에서 구한 상기 무인비행체에 대

한 상기 착륙 목표의 위치 또는 속도 정보의 정확도를 검증할 수 있다.

- [0013] 상기 착륙목표 상태추정성능 검증부는, 상기 무인비행체가 매달리는 행거 프레임; 상기 행거 프레임과 상기 무인비행체를 연결하는 탄성부재; 상기 행거 프레임에 장착되고, 상기 무인비행체에 외력을 가하는 외력 액츄에이터; 상기 무인비행체의 하부에 마련되는 좌표부; 및 상기 좌표부 상에 마련되는 IR 비컨;을 포함할 수 있다.
- [0014] 상기 수직방향 착륙성능 검증부는 상기 무인비행체가 상승 또는 하강하는 상기 착륙목표에 정확히 착륙하는지 검증하거나 상기 착륙목표가 상승 또는 하강하는 경우에 상기 무인비행체와 상기 착륙목표 사이의 고도가 안정적으로 유지되는지 검증할 수 있다.
- [0015] 상기 수직방향 착륙성능 검증부는, 상기 착륙목표가 마련된 착륙패드; 상기 착륙패드의 상면에 마련되는 IR 비컨; 상기 착륙패드의 후면에 마련되어 상기 착륙패드를 상승 또는 하강시키는 승강 액츄에이터; 및 상기 승강 액츄에이터의 작동을 제어하는 승강 제어부;를 포함할 수 있다.
- [0016] 상기 수직방향 착륙성능 검증부는 상기 무인비행체가 지면효과 및 외부외란의 영향을 고려하여 상기 착륙패드에 대한 상기 무인비행체의 고도가 유지되는지 여부를 검증할 수 있다.
- [0017] 상기 수평방향 착륙성능 검증부는 상기 무인비행체가 수평방향을 따라 움직이는 상기 착륙목표에 정확히 착륙하는지 검증할 수 있다.
- [0018] 상기 수평방향 착륙성능 검증부는, 수평방향을 따라 어느 일방향으로 움직이는 착륙플랫폼; 상기 착륙플랫폼을 움직이게 하는 구동부; 상기 착륙플랫폼의 운동 방향과 나란한 방향으로 마련되고 상기 무인비행체가 연결되는 와이어; 및 상기 와이어의 일단이 연결되는 와이어 포스트;를 포함하며, 상기 착륙플랫폼의 상면에 마련된 착륙목표가 수평방향을 따라 움직이는 경우에 상기 무인비행체가 상기 와이어에 연결된 상태로 상기 착륙목표를 따라 수평방향으로 움직이는지 여부를 검증할 수 있다.

발명의 효과

- [0019] 본 발명에 따른 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템은 움직임이 있는 착륙목표에 대해서 무인비행체가 착륙하는 상황을 최대한 실제와 유사하게 구현하기 때문에 검증 결과의 신뢰도를 높일 수 있다.
- [0020] 본 발명에 따른 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템은 지면 효과를 고려한 상태에서 무인비행체가 수직방향으로 움직이는 착륙목표에 정확하게 착륙하는지 여부를 판단하기 때문에 수직착륙 성능 또는 고도유지 성능의 검증 정확도를 높일 수 있다.

도면의 간단한 설명

- [0021] 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템의 개략적인 구성을 설명하기 위한 도면이다.
 도 2는 도 1의 시스템이 적용되는 따른 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템의 상세한 구성을 설명하기 위한 도면이다.
 도 3은 도 1에 따른 시스템의 착륙목표 상태추정성능 검증부를 예시적으로 보여주는 도면이다.
 도 4는 도 1에 따른 시스템의 수직방향 착륙성능 검증부를 예시적으로 보여주는 도면이다.
 도 5는 도 1에 따른 시스템의 수평방향 착륙성능 검증부를 예시적으로 보여주는 도면이다.
 도 6 및 도 7은 도 3에 따른 착륙목표 상태추정성능 검증부의 성능을 보여주는 시험 결과이다.
 도 8은 도 3에 따른 수직방향 착륙성능 검증부의 성능을 보여주는 시험 결과이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

- [0022] 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.

- [0023] 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.
- [0024] 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.
- [0026] 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템의 개략적인 구성을 설명하기 위한 도면, 도 2는 도 1의 시스템이 적용되는 다른 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템의 상세한 구성을 설명하기 위한 도면, 도 3은 도 1에 따른 시스템의 착륙목표 상태추정성능 검증부를 예시적으로 보여주는 도면, 도 4는 도 1에 따른 시스템의 수직방향 착륙성능 검증부를 예시적으로 보여주는 도면, 도 5는 도 1에 따른 시스템의 수평방향 착륙성능 검증부를 예시적으로 보여주는 도면, 도 6 및 도 7은 도 3에 따른 착륙목표 상태추정성능 검증부의 성능을 보여주는 시험 결과, 도 8은 도 3에 따른 수직방향 착륙성능 검증부의 성능을 보여주는 시험 결과이다.
- [0028] 이하에서 설명하는 본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템(200)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.
- [0029] 도 1을 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템(200, 이하 "검증 시스템"이라 함)은, 무인비행체(110)를 포함하는 무인비행체의 자율 착륙 제어 시스템(100, 이하 "제어 시스템"이라 함)의 성능을 검증하는 시스템이다. 여기서, 본 발명의 일 실시예에 따른 검증 시스템(200)은 제어 시스템(100)이 무인비행체(110)로 하여금 움직이는 착륙목표를 정확히 추적해서 착륙하게 하는지를 검증하는 시스템이다.
- [0030] 우선, 도 1 및 도 2를 참조하여 제어 시스템(100)에 대해서 설명한다. 본 발명의 일 실시예에 따른 제어 시스템(100)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 착륙목표 상태 추정부(130); 착륙 목표에 대한 무인비행체(110)의 위치를 제어하는 위치 제어부(150); 및 착륙 목표 상태 추정부(130)에서 구한 착륙 목표(LT)의 위치 또는 속도가 입력되고, x,y,z축에서의 원하는 위치정보를 출력하여 위치 제어부(150)에 전달하는 자율정밀착륙 계획부(140);를 포함할 수 있다.
- [0031] 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.
- [0032] 본 발명의 일 실시예에 따른 제어 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.
- [0033] 도 2를 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 제어 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 제어 시스템(100)은 적외선 카메라 등의 촬영부(120) 및 적외선 비컨을 포함한 착륙 목표(LT)를 이용함으로써 비전 기반 상태 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.
- [0034] 본 발명의 일 실시예에 따른 제어 시스템(100)은 적외선 카메라 등의 촬영부(120) 및 적외선 비컨을 포함한 착

록 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.

- [0035] 한편, 적외선 카메라를 포함하는 촬영부(120)는 무인비행체(110)의 동체에 고정되어 있다. 따라서, 촬영부(120)는 무인비행체(110)와 동일하게 움직이게 된다.
- [0036] 도 2를 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.
- [0037] 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.
- [0038] 본 발명의 일 실시예에 따른 제어 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.
- [0039] 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.
- [0040] 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.
- [0041] 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 원시 위치(raw position)를 결정할 수 있다.
- [0042] 본 발명의 일 실시예에 따른 제어 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 제어 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.
- [0043] 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.
- [0044] 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.
- [0045] 본 발명의 일 실시예에 따른 제어 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.
- [0046] 본 발명의 일 실시예에 따른 제어 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 제어를 이용할 수 있다.
- [0047] 본 발명의 일 실시예에 따른 제어 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 고도는 시간경과에 따라 달라질 수 있음)에 강인하게 착륙하도록 제어하는 강인한 추력 제어 입력을 도출하는 것이다.
- [0048] 도 2를 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 제어 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.

[0049] 강인한 고도 제어부(151)에는 무인비행체(110)에서 출력된 z축 방향의 위치(고도값, z)와 원하는 z축 방향의 위치(고도 설정값, 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.

[0050] 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.

[0051] 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.

[0052] 또한, 도 2를 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 제어 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.

[0053] 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_d ; design value of roll angle) 및 피치 각도 설정값(θ_d ; design value of pitch angle)을 출력할 수 있다.

[0054] 변환부(160)에서 나온 롤 각도 설정값(ϕ_d) 및 피치 각도 설정값(θ_d)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_d ; 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.

[0055] 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.

[0056] 한편, 강인한 고도 제어부(151)는 추력 제어 입력(u_1 ; thrust control input)을 출력할 수 있다.

[0057] 상기한 바와 같이, 본 발명의 일 실시예에 따른 제어 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.

[0059] 여기서, 도 1에 도시된 본 발명의 일 실시예에 따른 검증 시스템(200)은 상기한 제어 시스템(100)에 의해서 무인비행체(110)가 움직이는 착륙목표(LT)를 잘 추정하고 착륙목표(LT)에 자율적으로 정밀하게 착륙하는지 제어 시스템(100)의 성능을 검증할 수 있다.

[0060] 도 1 및 도 2를 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 자율 정밀 착륙 검증 시스템(200)은, 무인비행체(110), 무인비행체(110)에 마련되어 착륙목표(LT; Landing Target)를 촬영하는 촬영부(120), 촬영부(120)에서 얻은 착륙목표(LT)의 이미지를 분석하여 무인비행체(110)에 대한 착륙목표(LT)의 위치 또는 속도 정보를 구하는 착륙목표 상태 추정부(130), 착륙목표(LT)에 대한 무인비행체(110)의 고도를 제어하는 고도 제어부(151) 및 무인비행체(110)의 자세를 제어하는 자세 제어부(170)를 포함하는 무인비행체(110)의 자율 착륙 제어

시스템(100)의 성능을 검증하는 시스템으로서, 무인비행체(110)가 착륙목표를 추정하는 성능을 검증하는 착륙목표 상태추정성능 검증부(210); 무인비행체(110)가 수직방향으로 움직이는 착륙목표(LT)에 착륙하는 성능을 검증하는 수직방향 착륙성능 검증부(220); 무인비행체(110)가 수평방향으로 움직이는 착륙목표(LT)에 착륙하는 성능을 검증하는 수평방향 착륙성능 검증부(230); 및 착륙목표 상태추정성능 검증부(210), 수직방향 착륙성능 검증부(220) 및 수평방향 착륙성능 검증부(230)에서 전달받은 검증 데이터를 분석하여 무인비행체(110)의 자율 착륙 제어 시스템(100)의 착륙목표 상태 추정부(130), 고도 제어부(151) 및 자세 제어부(170)가 신뢰 범위 내에서 작동하는지 판단하는 정밀 착륙 신뢰성 확보부(240);를 포함할 수 있다.

- [0061] 본 발명의 일 실시예에 따른 검증 시스템(200)은 각 검증부(210, 220, 230)의 검증 데이터를 분석한 후 요구 성능을 충족하는지를 판단하고, 요구 성능 충족 여부에 따라 제어 시스템(100)의 해당 부분에 대한 유지 보수 등을 수행할 수 있다.
- [0062] 본 발명의 일 실시예에 따른 검증 시스템(200)은 착륙목표 상태추정성능 검증부(210), 수직방향 착륙성능 검증부(220), 수평방향 착륙성능 검증부(230) 및 정밀 착륙 신뢰성 확보부(240)가 순차적으로 검증을 수행할 수 있지만, 반드시 이러한 순서에 한정되는 것은 아니다. 예를 들면, 착륙목표 상태추정성능 검증부(210)가 검증을 수행한 후 수직방향 착륙성능 검증부(220) 또는 수평방향 착륙성능 검증부(230)가 검증을 수행하고, 검증 데이터를 정밀 착륙 신뢰성 확보부(240)에 전달할 수도 있다. 즉, 수직방향 착륙성능 검증부(220) 및 수평방향 착륙성능 검증부(230)가 서로 독자적으로 검증을 수행할 수 있다. 수직방향 착륙성능 검증부(220)의 검증 결과가 수평방향 착륙성능 검증부(230)의 검증에 영향을 주거나 그 반대의 경우가 항상 되어야 하는 것은 아니다.
- [0063] 도 1 및 도 3을 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 검증 시스템(200)의 착륙목표 상태추정성능 검증부(210)는 검증 대상 즉, 무인비행체(110)에 검증 장비를 부착 및 연결한 상태에서 일정한 고도에서 착륙목표의 상태추정성능, 착륙성능 등을 검증할 수 있다. 이때, 검증 대상인 무인비행체(110)는 시동을 켜지 않고 전원을 ON한 상태에서 검증을 진행하며 무인비행체(110)의 착륙목표 상태추정 성능을 검증할 수 있다.
- [0064] 착륙목표 상태추정성능 검증부(210)는 고도 1.5m의 높이에서 무인비행체(110)의 착륙목표 상태추정성능을 검증할 수 있다. 착륙목표 상태추정성능 검증부(210)는 착륙목표 상태 추정부(130)가 제대로 작동하는지 검증할 수 있는데, 착륙목표 상태 추정부(130)에서 얻어진 무인비행체(110)에 대한 착륙목표의 위치 또는 속도 정보가 정확한지 검증할 수 있다.
- [0065] 도 3을 참조하면, 상기 착륙목표 상태추정성능 검증부(210)는, 무인비행체(110)가 매달리는 행거 프레임(211); 행거 프레임(211)과 무인비행체(110)를 연결하는 탄성부재(212); 행거 프레임(211)에 장착되고, 무인비행체(110)에 외력을 가하는 외력 액츄에이터(213); 무인비행체(110)의 하부에 마련되는 좌표부(215); 및 좌표부(215) 상에 마련되는 IR 비컨(216);을 포함할 수 있다.
- [0066] 상기 행거 프레임(211)은 무인비행체(110)가 성능 검증 고도(예를 들면, 1.5미터)에 무인비행체(110)가 위치시킬 수 있는 일종의 지지 부재이다. 행거 프레임(211)은 4개의 포스트 부재로 형성될 수 있다.
- [0067] 무인비행체(110)는 행거 프레임(211)에 매달린 상태로 위치하게 되는데 탄성부재(212)에 의해서 무인비행체(110)가 행거 프레임(211)에 매달릴 수 있다.
- [0068] 탄성부재(212)는 무인비행체(110)와 행거 프레임(211)을 연결하는 부재로서, 코일 스프링 형태로 마련되는 것이 바람직하다. 탄성부재(212)는 행거 프레임(211)을 구성하는 4개의 포스트 부재와 무인비행체(110)를 각각 연결하도록 마련될 수 있다.
- [0069] 착륙목표 상태추정성능 검증부(210)는 행거 프레임(211)에 장착되고, 무인비행체(110)에 외력을 가하는 외력 액츄에이터(213)를 포함할 수 있다. 탄성부재(212)와 비슷하게 외력 액츄에이터(213)는 행거 프레임(211)과 무인비행체(110)를 연결하는 상태로 마련될 수 있다.
- [0070] 외력 액츄에이터(213)는 리니어 액츄에이터(linear actuator) 형태로 마련되는 것이 바람직하며, 행거 프레임(211)에 매달린 무인비행체(110)에 외력을 가할 수 있다. 외력 액츄에이터(213)가 무인비행체(110)에 외력을 가하게 되면, 무인비행체(110)는 탄성부재(212)에 의해서 진동하는 상태가 될 수 있다.
- [0071] 무인비행체(110)의 하부 바닥에는 좌표부(215)가 마련되고, 좌표부(215) 상에는 IR 비컨(216)이 마련될 수 있다.
- [0072] 좌표부(215)는 NED좌표계 형태로 마련될 수 있는데, 시험 위치에서 무인비행체(110)의 북축(North axis) 및 동축(East axis)을 확인하여 지면에 좌표라인이 형성될 수 있다. 도 3을 참조하면, 좌표부(215)는 + 형태로 마련

되어 있고 일정한 간격의 눈금이 형성되어 있다. 좌표부(215)의 눈금에는 IR 비컨(216)이 놓이게 된다.

- [0073] 착륙목표 상태추정성능 검증부(210)에 의한 검증 과정을 설명하면 다음과 같다. ① 탄성부재(212)를 행거 프레임(211)에 고정하고 탄성부재(212)를 이용하여 무인비행체(110)를 행거 프레임(211)에 고정한다. ② 좌표부(215)의 NED좌표계를 중심으로 사용되는 무인비행체(110)의 촬영부(120, IR Pixy camera)의 측정 시야각을 고려하여 시험위치에서 무인비행체(110)의 북측 및 동측을 확인하여 지면에 좌표라인을 명시한다. ③ 무인비행체(110)의 전원을 켜고 작동 유무를 확인한다. ④ 지면의 NED좌표 상에서 IR 비컨(216)을 원점을 기준으로 일정 거리를 움직인다. 이 때 외력 액추에이터(213)를 작동시켜서 무인비행체(110)의 착륙목표 상태추정성능을 시험한다. ⑤ 수차례 IR 비컨(216)을 좌표부(215) 상에서 움직여서 성능 시험을 종료하게 된다.
- [0074] 한편, 도 6 및 도 7에는 착륙목표 상태추정성능 검증부(210)의 성능을 보여주는 시험 결과가 도시되어 있다. 도 6은 IR 비컨(216)이 좌표부(215)의 특정 위치에 정지해 있을 때 착륙목표 상태 추정부(130)의 추정 결과이고, 도 7은 IR 비컨(216)이 좌표부(215) 상에서 일정한 속도로 움직이고 있을 때 착륙목표 상태 추정부(130)의 추정 결과이다.
- [0075] 도 6의 경우, 이 테스트 동안 무인비행체(110)의 고도와 헤딩 각도는 진동하도록 자극된다. 진동에도 불구하고 착륙목표 상태 추정부(130)는 안정적이고 매우 정확한 추정 성능을 보인다는 것을 알 수 있다. 각 IR 비컨(216) 위치에 대해 peak to peak 추정 위치와 속도 오차의 크기는 각각 5.0 [cm]와 5.0 [cm/s] 범위에 있음을 알 수 있다.
- [0076] 도 7의 경우, IR 비컨(216)은 순차적으로 축을 따라 특정 속도로 이동하며, 착륙목표 상태 추정부(130)는 IR 비컨(216)의 위치와 속도에 대한 정확한 추정치를 제공하는 것으로 간주된다. 초기 단계 동안 $t=0\sim 35$ [s] (도 7(a) 및 도 7(b) 참조) IR 비컨(216)은 (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 것으로 도 7에서 볼 수 있다. 추정 속도 오차는 0.1 [m/s]를 초과하지 않는다. 후반 35~80 [s] 동안 IR 비컨(216)은 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 유지된다.
- [0078] 도 1 및 도 4를 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 검증 시스템(200)의 수직방향 착륙성능 검증부(220)는 수직방향으로 움직이는 플랫폼에서 무인비행체(110)의 착륙목표 추적성능 및 착륙 알고리즘 성능을 검증할 수 있다. 다시 말하면, 수직방향 착륙성능 검증부(220)는 무인비행체(110)가 상승 또는 하강하는 착륙목표에 정확히 착륙하는지 검증하거나 착륙목표가 상승 또는 하강하는 경우에 무인비행체(110)와 착륙목표 사이의 고도가 안정적으로 유지되는지 검증할 수 있다.
- [0079] 도 4를 참조하면, 수직방향 착륙성능 검증부(220)는, 착륙목표가 마련된 착륙패드(221); 착륙패드(221)의 상면에 마련되는 IR 비컨(222); 착륙패드(221)의 후면에 마련되어 착륙패드(221)를 상승 또는 하강시키는 승강 액추에이터(223); 및 승강 액추에이터(223)의 작동을 제어하는 승강 제어부(224);를 포함할 수 있다.
- [0080] 착륙패드(221)의 상면에는 착륙목표가 그려지거나 마련될 수 있다. 여기서, 착륙목표는 IR 비컨(222)으로 마련될 수 있다. 무인비행체(110)의 촬영부(120)가 IR 비컨(222)을 촬영하고 촬영부(120)를 통해 인식된 착륙목표에 대해 자율 정밀 착륙 계획부(140)에서 계산된 고도 설정값을 이용하여 무인비행체(110)의 고도를 제어할 수 있다. IR 비컨(222)은 착륙패드(221)에서 움직이는 것은 아니고 착륙패드(221) 상의 어느 지점에 고정된 상태로 마련되는 것이 바람직하다.
- [0081] 착륙패드(221)는 그 하부에 마련된 승강 액추에이터(223)에 의해서 수직방향을 따라 상승하거나 하강할 수 있다. 여기서, 착륙패드(221)는 적어도 2개의 승강 액추에이터(223)에 의해서 승강될 수 있다. 도 4를 참조하면, 2개의 승강 액추에이터(223)가 착륙패드(221)를 지지하고 있는데, 승강 액추에이터(223)가 2개인 경우에 2개의 승강 액추에이터(223)가 동일하게 승강할 수도 있고, 2개의 승강 액추에이터(223)가 상승 또는 하강하는 길이를 다르게 설정할 수도 있다. 2개의 승강 액추에이터(223)의 상승 또는 하강 길이가 다르다면, 착륙패드(221)는 기울어진 상태로 상승 또는 하강하게 된다. 따라서, 착륙패드(221)는 수직방향 모션 플랫폼(heaving motion flatform)이라고 할 수 있다.
- [0082] 여기서, 승강 액추에이터(223)는 리니어 타입의 액추에이터로 마련되는 것이 바람직하다.
- [0083] 승강 액추에이터(223)는 승강 제어부(224)에 의해서 작동이 제어될 수 있다. 승강 제어부(224)는 승강 액추에이터(223)의 작동을 제어하는 것으로서 승강 액추에이터(223)의 상승 또는 하강 길이를 제어하거나 제어 시스템

(100)의 고도 제어부(151)와 연동하여 승강 액츄에이터(223)의 작동을 제어할 수 있다.

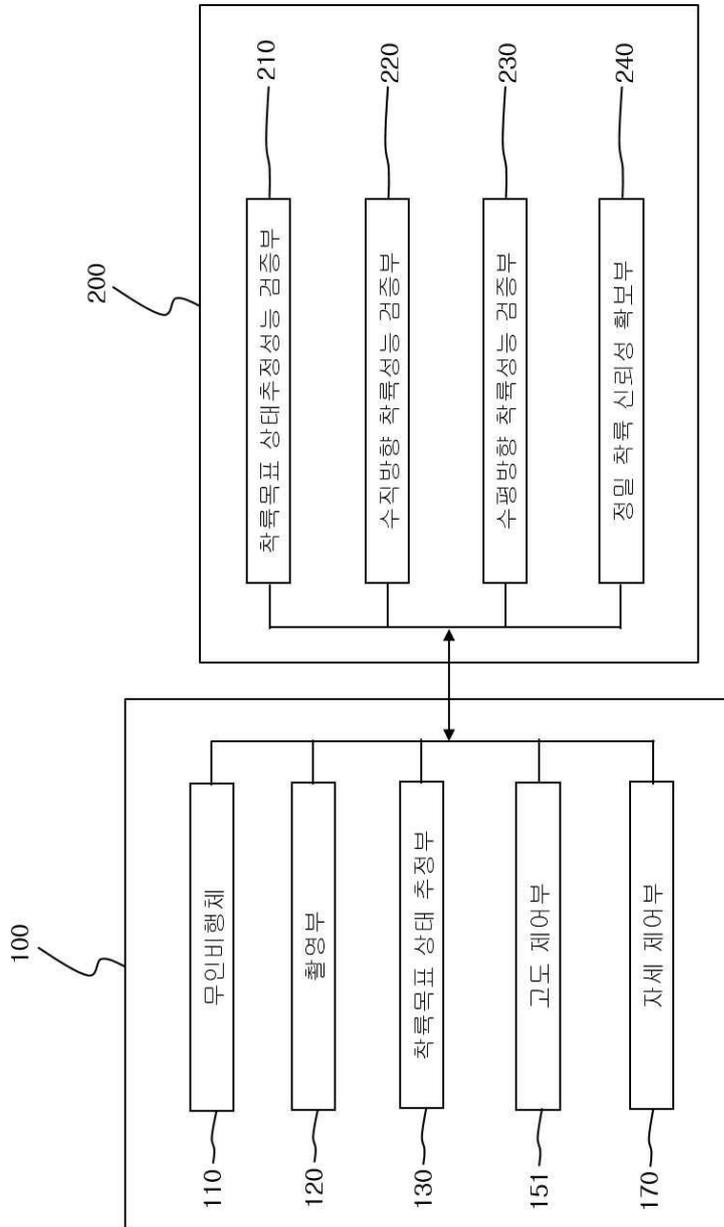
- [0084] 승강 액츄에이터(223)의 하단 및 승강 제어부(224)가 설치되거나 고정되는 베이스 플레이트(225)가 마련될 수도 있다.
- [0085] 고도 제어부(151)를 포함하는 위치 제어부(150) 전체에 대한 수직방향 착륙성능 검증부(220)의 검증 과정을 설명하면 다음과 같다. ① 검증 대상인 무인비행체(110)에 촬영부(120, IR Pixy camera)를 부착하고 연결상태를 확인한다. 무인비행체(110)의 시동을 켜고 이륙 준비를 진행한다. ② 무인비행체(110)의 수동 이륙 후 촬영부(120)의 측정 시야각을 고려한 고도에서 호버링을 유지한다. ③ 수동으로 수평방향을 따라 착륙패드(221)로 접근한다. ④ 촬영부(120)가 착륙패드(221) 위의 IR 비컨(222)를 인식할 정도로 무인비행체(110)가 이동했다면 조종기에서 Offboard 스위치를 On 하여 정밀착륙 알고리즘이 작동하도록 한다. ⑤ 자율 정밀 착륙이 수행되었다면 착륙패드(221) 위에 무인비행체(110)가 안착한 후, 무인비행체(110)의 시동을 멈춘다.
- [0086] 수직방향 착륙성능 검증부(220)는 상기한 과정을 통해서 제어 시스템(100)의 고도 제어부(151)를 포함하는 위치 제어부(150)의 전체 성능을 검증할 수 있다. 여기서, 고도 제어부(151)는 지면효과 및 외부외란을 모두 고려하여 무인비행체(110)의 고도를 제어하게 되는데, 수직방향 착륙성능 검증부(220)도 지면효과 및 외부외란의 영향을 고려한 착륙성능을 검증하게 된다. 예를 들어, 상승 또는 하강하는 착륙패드(221)에 무인비행체(110)가 수직으로 착륙하는 과정 중에 지면효과에 의해서 무인비행체(110)가 고도를 유지하지 못하거나 착륙하지 못하는 경우에는 곧바로 착륙 실패로 판단하는 것이 아니라 무인비행체의 고도를 높인 후 다시 착륙 과정을 시도하고 그 결과에 따라 수직착륙 성능을 검증할 수 있다.
- [0087] 이와 같이, 상기 수직방향 착륙성능 검증부(220)는 무인비행체(110)가 지면효과 및 외부외란의 영향을 고려하여 착륙패드(221)에 대한 무인비행체(110)의 고도가 유지되는지 여부를 검증할 수 있다.
- [0089] 한편, 도 8에는 수직방향 착륙성능 검증부(220)의 성능을 보여주는 시험 결과로서, 착륙패드(221)에 무인비행체(110)가 착륙할 때 착륙목표(LT; Landing Target) 접근 제어 성능을 보여주는 시험 결과가 도시되어 있다. 지면효과를 고려함으로써 강력한 고도 제어가 가능한 본 발명의 일 실시예에 따른 제어 시스템(100)의 강인한 고도 제어부(151)를 포함하는 위치 제어부(150) 전체의 타당성과 유효성을 검증하기 위해서 실제 조건에서 무인비행체의 비행 시험도 수행하였다.
- [0090] 비행 시험은 (i)초기화 및 수동 이륙, (ii) 본 발명에 따른 강인한 고도 제어부(151)를 사용한 단계적 설정 지점에 대한 고도 추적(step-setpoint-altitude tracking) 및 착륙, (iii) 조종 잠금장치 해제 및 마무리의 단계로 수행한다.
- [0091] 도 8(a) 및 (b)는 $t = 0$ 에서부터 $t = 9$ 초까지의 시간 동안은 무인비행체(110)가 호버링 위치(hovering position; $x=-2.7m, y=-0.2m$)에서부터 착륙 영역(landing area; $x=-3.0, y=-2.0m$)까지 수평으로 움직이는 것을 보여주는 시험 결과이고, 도 8(c)는 착륙 영역에 접근하는 동안 무인비행체(110)가 1.9m의 고도를 유지하는 것을 보여주는 시험 결과이며, 도 8(d)는 Pixy camera로 마련되는 촬영부(120)가 착륙목표(LT)를 탐지하지 못하는 것을 보여주는 시험 결과이다.
- [0093] * 비행 시험 과정 설명
- [0094] (i)초기화 및 수동 이륙: 이 단계에서는 $t=0$ 에서 $t=23$ 초까지의 시간을 다룬다. 처음에는 안정화된 제어기로 평평한 표면에서 조종 잠금장치가 된 무인비행체가 활성화된다. 이후 수동으로 이륙하여 시스템이 2단계로 전환되기 전에 약 1.0m의 고도에 도달한다.
- [0095] (ii) 본 발명에 따른 강인한 고도 제어부(151)를 사용한 단계적 설정 지점에 대한 고도 추적(step-setpoint-altitude tracking) 및 착륙: 이 단계는 강인한 고도 제어부(151)가 활성화될 때 시작한다($t=23$ 초). 이 단계의 초기 구간 $t=23$ 에서 $t=52$ 까지, 무인비행체(쿼드콥터)는 2.8 m의 고도 설정 지점을 추적하도록 명령된다(이 값은 시험 장소의 높이가 4 m으로 제한되기 때문에 다음에 선택된다).
- [0096] 무인비행체가 6 [s]에 원하는 고도까지만 안착하는 것을 도 8(a)에서 볼 수 있다. 추적 오류가 0.03 [m]가 초과되지 않은 상태에서 고도를 유지한다(도 8(b) 참조). 추력 제어 입력(u_1)은 안정적이고 채터링 현상으로부터 자유롭다고 보여진다.
- [0097] 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(151)의 안정성과 신뢰성을 나타낸다.

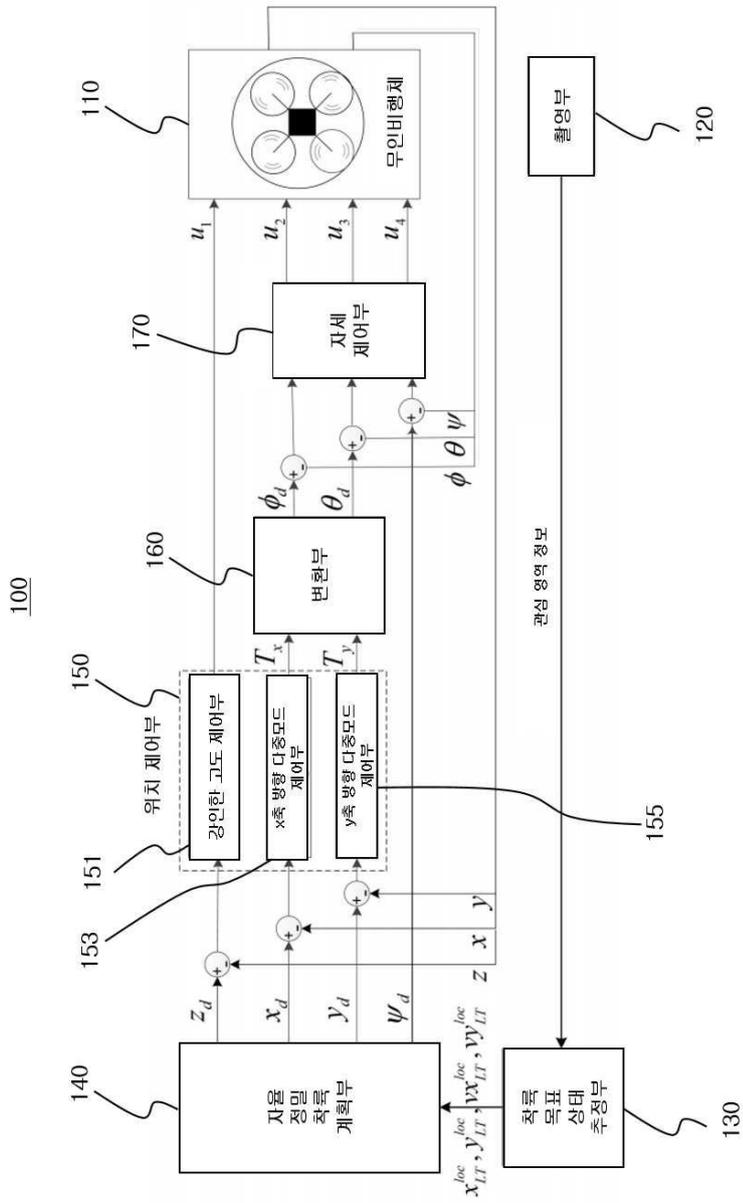
- [0098] (iii) 조종 잠금장치 해제 및 마무리: 무인비행체가 지상에 도달하여 안정화 된 후, 수동으로 비행체를 조종 잠금장치를 해제하고 비행 시험이 완료된다.
- [0100] * 비행 시험 결과
- [0101] 도 8에서 알 수 있듯이, 비행 시험 검증 결과는 본 발명의 일 실시예에 따른 제어 시스템(100)의 강인한 고도 제어부(151)가 설정된 고도값을 비교적 우수하게 추적하는 성능을 보인다는 것을 알 수 있다. 본 발명의 일 실시예에 따른 제어 시스템(100)의 강인한 고도 제어부(151)는 지면 효과를 포함한 복합 외란을 고려함으로써 무인비행체(쿼드콥터)가 상승 또는 하강할 때 고도 제어 성능을 향상시킬 수 있다. 또한, 본 발명의 일 실시예에 따른 제어 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.
- [0103] 도 1 및 도 5를 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 검증 시스템(200)의 수평방향 착륙성능 검증부(230)는 수평방향으로 움직이는 플랫폼에서 무인비행체(110)의 착륙목표 상태추정성능 및 착륙 알고리즘 성능을 검증할 수 있다.
- [0104] 상기 수평방향 착륙성능 검증부(230)는 무인비행체(110)가 수평방향을 따라 움직이는 상기 착륙목표에 정확히 착륙하는지 검증할 수 있다. 수평방향 착륙성능 검증부(230)는 제어 시스템(100)의 위치 제어부(150)의 성능을 검증할 수 있다. 즉, 수평방향 착륙성능 검증부(230)는 강인한 고도제어부(151), x축 방향 다중모드 제어부(153) 및 y축 방향 다중모드 제어부(155)를 포함하는 위치 제어부(150)의 전체 성능을 검증할 수 있다.
- [0105] 앞서 설명한 수직방향 착륙성능 검증부(220)는 무인비행체(110)가 수직방향으로 움직이는 착륙목표를 어느 정도로 추적하는지 여부를 검증하는 반면에, 수평방향 착륙성능 검증부(230)는 무인비행체(110)가 수평방향으로 움직이는 착륙목표를 어느 정도로 추적하는지 여부를 검증할 수 있다.
- [0106] 도 5를 참조하면, 수평방향 착륙성능 검증부(230)는, 수평방향을 따라 어느 일방향으로 움직이는 착륙플랫폼(233); 착륙플랫폼(233)을 움직이게 하는 구동부(234); 착륙플랫폼(233)의 운동 방향과 나란한 방향으로 마련되고 무인비행체(110)가 연결되는 와이어(232); 및 와이어(232)의 일단이 연결되는 와이어 포스트(231);를 포함할 수 있다.
- [0107] 여기서, 착륙플랫폼(233)의 상면에 마련된 착륙목표(300)가 수평방향을 따라 움직이는 경우에 무인비행체(110)가 와이어(232)에 연결된 상태로 착륙목표(300)를 따라 수평방향으로 움직이는지 여부를 검증할 수 있다.
- [0108] 착륙플랫폼(233)은 컨베이어 벨트 타입으로 마련되고 구동부(234)는 BLDC 모터로 마련될 수 있다. 착륙플랫폼(233) 및 구동부(234)를 포함하는 수평착륙유닛(235)은 이동 또는 운반이 편리하기 때문에 장소에 구애 받지 않고 수평착륙 성능 검증을 수행할 수 있다.
- [0109] 컨베이어 벨트 타입의 착륙플랫폼(233)은 양측에 마련된 구동부(234)에 의해서 어느 일방향 또는 그 반대 방향으로 움직일 수 있는데, 착륙플랫폼(233)이 수평으로 움직이는 방향은 와이어(232)의 길이방향과 일치해야 한다.
- [0110] 와이어(232)의 일단은 무인비행체(110)의 양측에서 무인비행체(110)에 연결되도록 마련되며 와이어(232)는 착륙플랫폼(233)의 운동방향과 일치하는 방향으로 마련되어야 한다. 와이어(232)의 타단은 와이어 포스트(231)에 연결될 수 있다. 와이어(232)의 타단은 와이어 포스트(231) 내에서 와인딩되는 형태로 마련될 수 있다. 와이어(232)의 타단이 감기는 부재에 회전각도를 센싱할 수 있는 센서(미도시)가 마련되고, 상기 센서를 이용해서 무인비행체(110)가 착륙패드(233)를 따라 수평방향으로 추적하는지 판단할 수 있다.
- [0111] 또한, 착륙목표(300)에는 무인비행체(110)의 촬영부(120)가 촬영할 수 있는 IR 비컨(미도시)이 놓이는 것이 바람직하다.
- [0112] 수평방향 착륙성능 검증부(230)에 의한 위치 제어부(150) 전체의 검증 과정을 설명하면 다음과 같다. ① 검증대상인 무인비행체(110)에 촬영부(120, IR Pixy 카메라)를 부착하고 연결상태를 확인한다. 무인비행체(110)의 시동을 키고 준비를 진행한다. ② 일정한 속도로 조절이 가능한 BLDC 모터(234)를 이용하여 컨베이어 벨트 형상의 착륙패드(233)를 수평방향 중 한 방향을 따라 지속적으로 이동시킨다. ③ 일정 고도에 촬영부(120)가 형성된 무인비행체(110)를 일정 고도에 배치한 후 착륙패드(233) 상의 착륙목표(300)를 추적할 수 있도록 촬영부(120)를 배치한다. ④ 착륙목표 추적 알고리즘이 정상 작동하여 무인비행체(110)가 수평방향으로 이동중인 착륙목표

도면

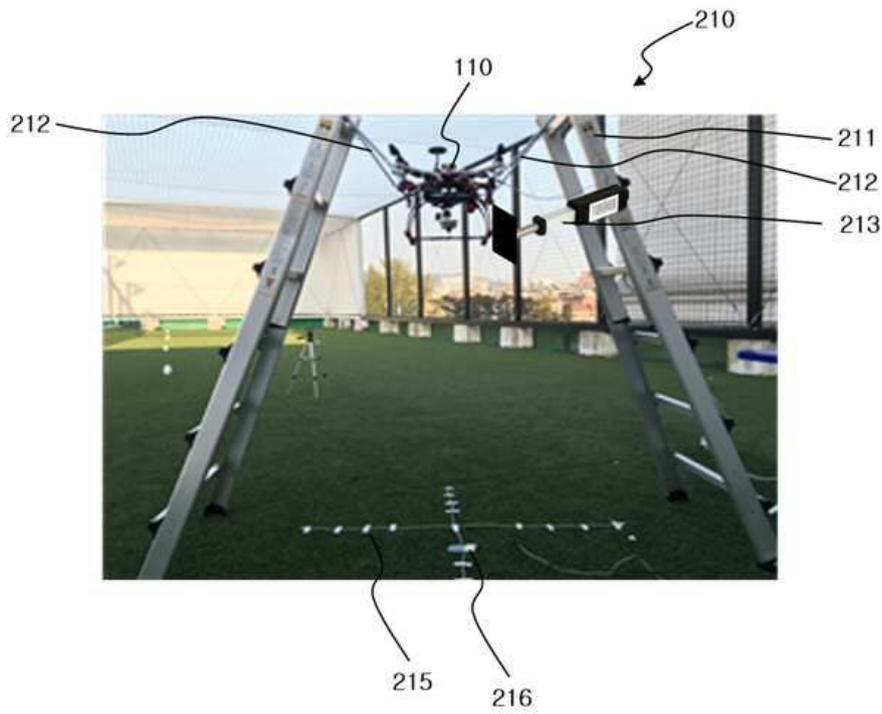
도면1



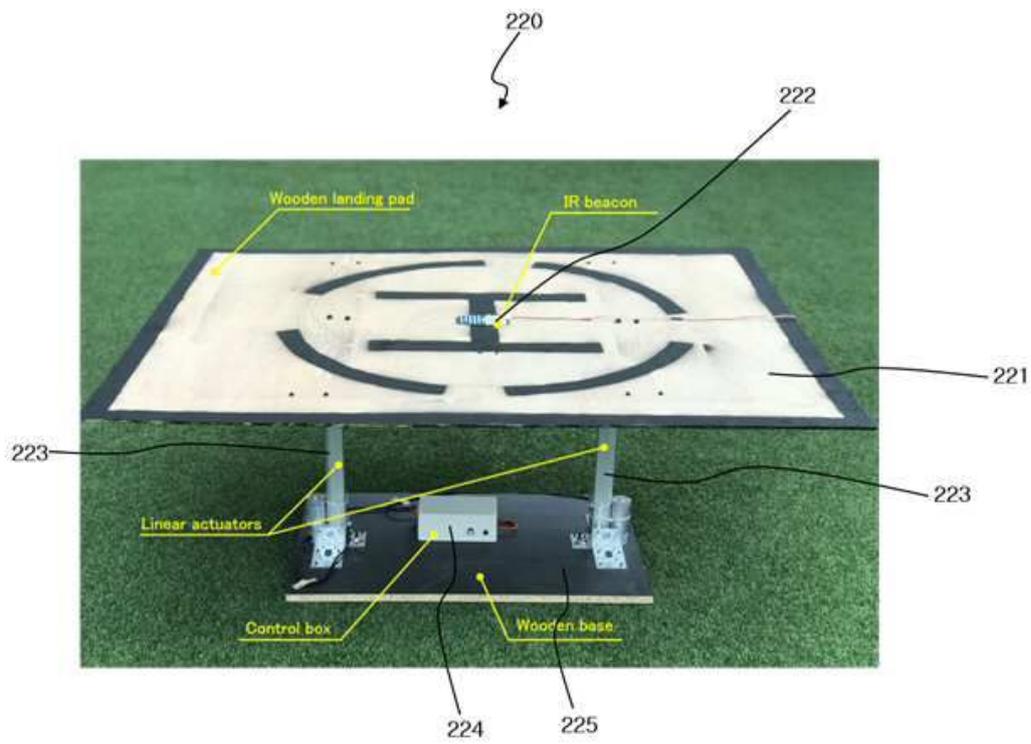
도면2



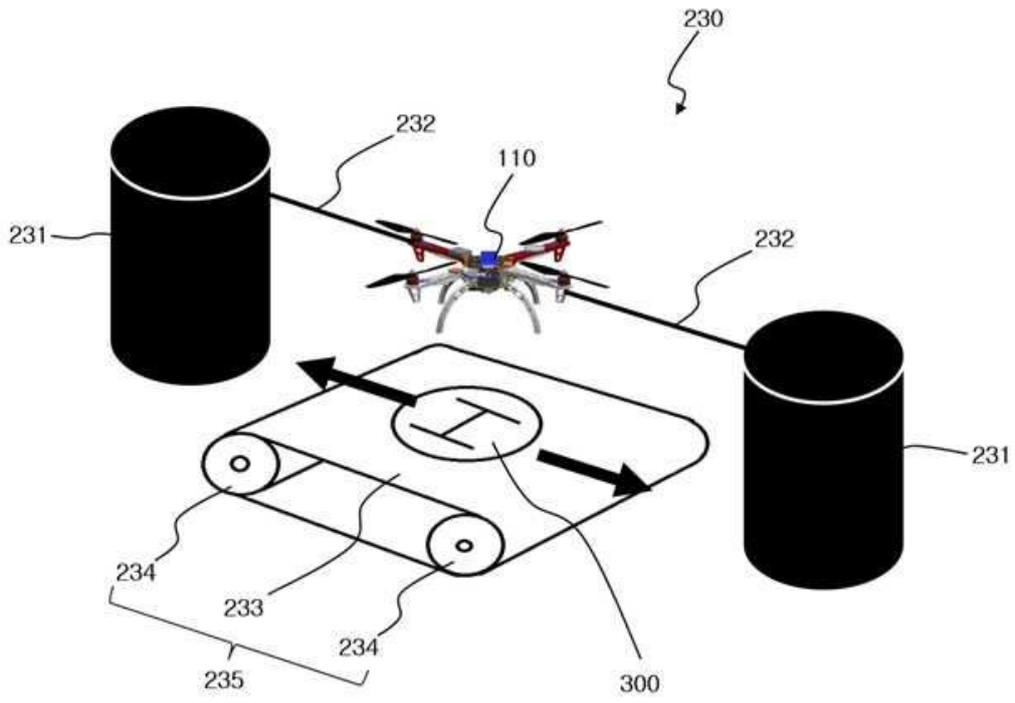
도면3



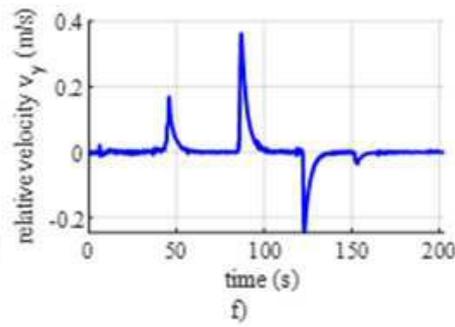
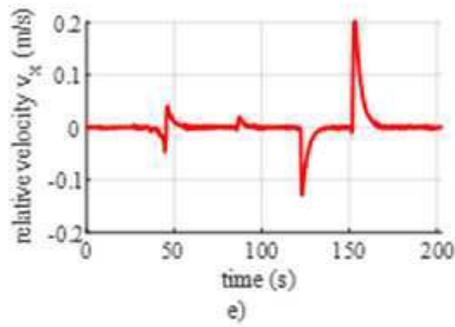
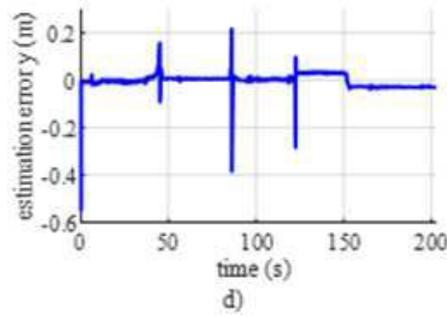
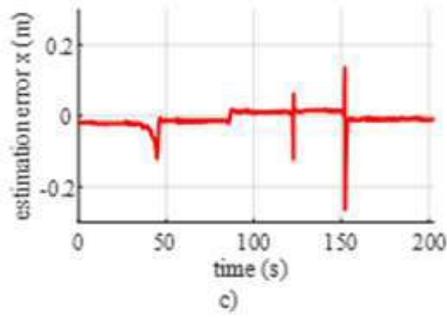
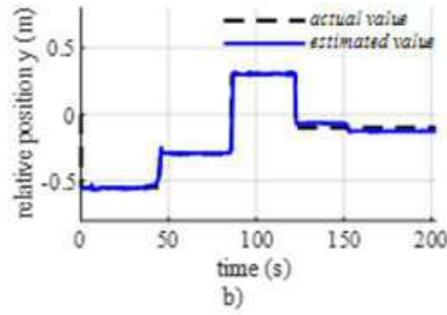
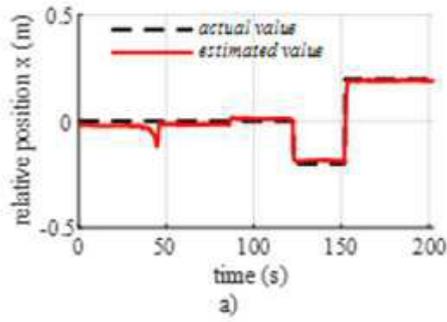
도면4



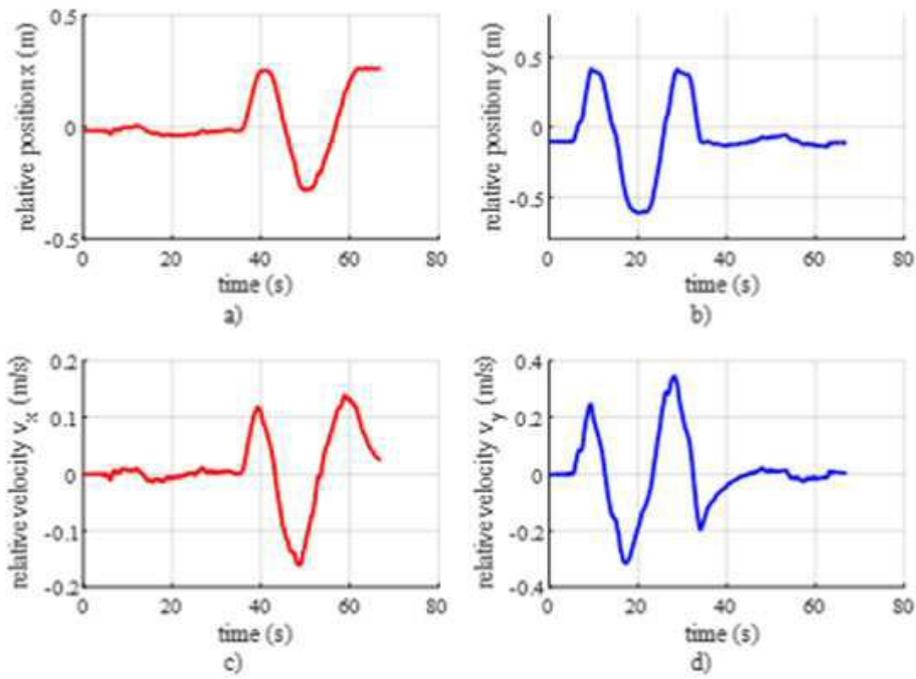
도면5



도면6



도면7



도면8

