



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2021년08월27일
(11) 등록번호 10-2294829
(24) 등록일자 2021년08월23일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
G05D 1/10 (2006.01) G05B 13/04 (2006.01)
G06F 30/15 (2020.01)
(52) CPC특허분류
G05D 1/106 (2021.01)
G05B 13/04 (2013.01)
(21) 출원번호 10-2020-0123100
(22) 출원일자 2020년09월23일
심사청구일자 2020년09월23일

(73) 특허권자
세종대학교산학협력단
서울특별시 광진구 능동로 209 (군자동, 세종대학교)

(72) 발명자
홍성경
서울특별시 서초구 동광로33길 15, 101호(반포동, 반포 이안애 1차)

(56) 선행기술조사문헌
Ha Le Nhu Ngoc Thanh 외 2명, An Effective Robust Adaptive Sliding Mode Control for Quadcopter UAVs, International Journal of Engineering &Technology IJET-IJENS Vol:20 No:02, 2020.04.30
김영민, 백운보 (2018). 지면효과를 갖는 쿼드로터에 대한 피드백 선형화기반 슬라이딩 모드 제어. 한국정보기술학회논문지, 16(2), 55-60
Ha Le Nhu Ngoc Thanh 외 2명, An Effective Robust Adaptive Sliding Mode Control for Quadcopter UAVs, International Journal of Engineering &Technology IJET-IJENS Vol:20 No:02, 2020.04.30.

이지원
서울특별시 강동구 암사1길 16(암사동)
(뒷면에 계속)

(74) 대리인
유병욱, 한승범

전체 청구항 수 : 총 9 항

심사관 : 박지은

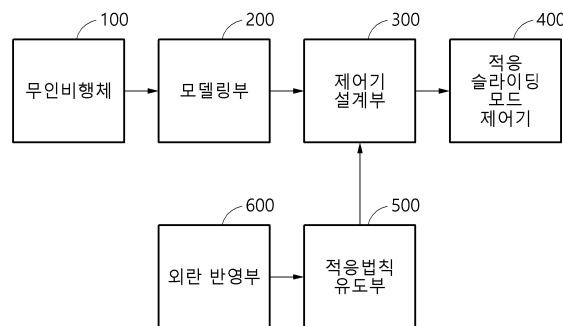
(54) 발명의 명칭 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템 및 방법

(57) 요약

본 발명의 일 실시예에 따른 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템은, 무인비행체에 대한 동적 모델링을 수행하여 운동방정식을 유도하는 모델링부; 상기 모델링부에서 얻어진 동적 모델 또는 운동방정식을 이용하여 상기 무인비행체에 대한 슬라이딩 모드 제어를 설계하는 제어기 설계부; 및 상기 슬라이딩 모드 제어기에 적용법칙 유도부에서 얻어진 적용법칙을 반영하여 얻어지는 적응 슬라이딩 모드 제어기를 포함하며, 상기 적용법칙 유도부는 상기 무인비행체의 질량 또는 하중의 변화를 포함하는 외란을 반영하여 상기 적용법칙을 유도하고, 상기 적응 슬라이딩 모드 제어기는 상기 적용법칙을 상기 슬라이딩 모드 제어기에 적용하여 얻어질 수 있다.

대표도 - 도1

10



(52) CPC특허분류
G06F 30/15 (2020.01)

응웬 응옥 피
 서울특별시 광진구 군자로 121, 223호(군자동)

(72) 발명자
응웬 수안 똥
 서울특별시 광진구 광나루로22길 23-1(화양동)

이 발명을 지원한 국가연구개발사업
 과제고유번호 1415164550
 과제번호 N0002431
 부처명 산업통상자원부
 과제관리(전문)기관명 한국산업기술진흥원
 연구사업명 산업전문인력역량강화(R&D)
 연구과제명 사업용 무인비행장치 전문인력 양성
 기여율 1/2
 과제수행기관명 한국드론산업진흥협회
 연구기간 2019.03.01 ~ 2020.02.29

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 2020.06.01 ~ 2021.02.28

명세서

청구범위

청구항 1

무인비행체에 대한 동적 모델링을 수행하여 운동방정식을 유도하는 모델링부;

상기 모델링부에서 얻어진 동적 모델 또는 운동방정식을 이용하여 상기 무인비행체에 대한 슬라이딩 모드 제어기를 설계하는 제어기 설계부; 및

상기 슬라이딩 모드 제어기에 적응법칙 유도부에서 얻어진 적응법칙을 반영하여 얻어지는 적응 슬라이딩 모드 제어기;를 포함하며,

상기 적응법칙 유도부는 상기 무인비행체의 질량 또는 하중의 변화를 포함하는 외란을 반영하여 상기 적응법칙을 유도하고,

상기 적응 슬라이딩 모드 제어기는 상기 적응법칙을 상기 슬라이딩 모드 제어기에 적용하여 얻어지는 것을 특징으로 하는 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템.

청구항 2

제1항에 있어서,

상기 모델링부는 상기 무인비행체에 가해지는 내적 외란 및 외적 외란을 고려하여 상기 무인비행체의 운동방정식을 유도하며,

상기 내적 외란은 상기 무인비행체에 작용하는 질량 또는 하중의 변화를 포함하고, 상기 외적 외란은 상기 무인비행체에 작용하는 바람의 영향을 고려하는 것을 특징으로 하는 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템.

청구항 3

제2항에 있어서,

상기 적응 슬라이딩 모드 제어기는,

상기 제어기 설계부에서 설계한 상기 슬라이딩 모드 제어기의 외란에 대한 강인성을 유지하고 상기 적응법칙 유도부에서 얻어진 상기 적응법칙을 상기 슬라이딩 모드 제어기에 적용하여 미지의 파라미터를 추정하고 제어 변수를 변경하는 것을 특징으로 하는 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템.

청구항 4

제3항에 있어서,

상기 적응법칙 유도부는,

상기 무인비행체에 가해지는 질량 또는 하중의 변동을 추정하기 위해 상기 적응법칙을 유도하는 것을 특징으로 하는 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템.

청구항 5

제4항에 있어서,

상기 적응법칙 유도부는,

상기 무인비행체의 공칭 질량과 추정 질량 사이의 오차를 최소화하는 제어 입력을 얻기 위해 항상 양수인 리아프노브 함수를 정의하는 것을 특징으로 하는 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템.

청구항 6

제5항에 있어서,

상기 적응법칙 유도부는,

상기 리아프노브 함수의 음의 반 정부호 조건을 이용하여 상기 추정 질량에 대한 상기 적응 법칙을 유도하는 것을 특징으로 하는 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템.

청구항 7

제1항 내지 제6항 중 어느 한 항에 따른 시스템을 이용한 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 방법에 있어서,

상기 무인비행체에 대한 동적 모델링을 수행하는 단계;

상기 무인비행체의 동적 모델이 슬라이딩 표면에 도달하는 조건을 도출하는 단계;

리아프노브 함수를 설계하는 단계;

리아프노브 함수의 미분값이 0 보다 큰지 여부를 판단하는 단계; 및

적응 법칙을 유도하는 단계;

를 포함하는 것을 특징으로 하는 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 방법.

청구항 8

제7항에 있어서,

상기 리아프노브 함수를 설계하는 단계에서는,

상기 무인비행체의 공칭 질량과 추정 질량 사이의 오차를 최소화하는 제어 입력을 얻기 위해 항상 양수인 리아프노브 함수를 정의하는 것을 특징으로 하는 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 방법.

청구항 9

제8항에 있어서,

상기 적응 법칙을 유도하는 단계에서는,

상기 리아프노브 함수의 음의 반 정부호 조건을 이용하여 상기 추정 질량에 대한 상기 적응 법칙을 유도하는 것을 특징으로 하는 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 방법.

발명의 설명

기술 분야

본 발명은 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템 및 방법에 관한 것으로, 보다 상세하게는 페이로드의 탑재 또는 제거에 따른 제어 성능의 변화를 최소화 할 수 있는 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템 및 방법에 관한 것이다.

[0001]

배경 기술

- [0002] 최근 지상 교통 혼잡의 문제가 더욱 심각해 지는 가운데 공중 운송 수단으로써 멀티콥터형 무인비행체의 가치가 주목을 받고 있다. 특히, 쿼드콥터형 무인비행체(드론)는 분산 추진 구조를 가지고 있어 소음이 적고 부분 고장에 따른 위험도가 낮으며, 수직 이착륙 및 정지 비행이 가능한 장점으로 인해 도심 항공 운송 수단으로 적합하다고 평가되고 있다.
- [0003] 운송용 쿼드콥터형 무인비행체의 경우, 기체(fuselage)의 질량에 비해 상당한 중량을 탑재하게 될 수 있으며, 기체 질량에 페이로드(Payload)가 탑재되거나 제거되는 경우에 제어 성능이 변화하며, z축 방향에 대해 갑작스러운 외력으로 작용하게 되어 불안정하게 된다.
- [0004] 그런데, 현재 사용되고 있는 기존 이중 루프 구조의 P-PID 제어기는 고정 파라미터에 대해 요구되는 제어 성능을 갖도록 설계한 경우, 고정 파라미터에 대해서는 적합할 수 있으나 파라미터의 변화에 따라 제어 성능이 좌우되거나 제어 성능이 저하되는 한계가 있다. 즉, 공칭 질량에 대해 요구되는 제어 성능을 갖도록 설계된 P-PID 제어기의 경우에는 파라미터 변화시 설계된 제어 성능이 보장되지 않는 문제가 있다.
- [0005] 또한, 기존 슬라이딩 모드 제어기(SMC)의 경우에는 파라미터 불확실성 및 외란에 대해 강인한 성능이 입증되었으나 큰 폭의 하중 변화시 채터링 현상 및 정상상태오차가 존재하는 문제가 있다. 뿐만 아니라 정지 비행 상태에서 수직 아래 방향으로 급격한 하중 변화가 있는 경우 이로 인한 고도 오차가 발생하는 문제도 있다.
- [0006] 따라서, 페이로드의 탑재 또는 제거에 따른 제어 성능의 변화를 최소화 할 수 있는 비행제어 기술에 대한 요구가 커지고 있다.
- [0007] 본 출원인은, 상기와 같은 문제점을 해결하기 위하여, 본 발명을 제안하게 되었다.

선행기술문헌

특허문헌

- [0008] (특허문헌 0001) 한국등록특허 제10-0963394호(2010.06.04.)

발명의 내용

해결하려는 과제

- [0009] 본 발명은 상기와 같은 문제점을 해결하기 위하여 제안된 것으로, 가변 하중이 가해지는 무인비행체의 고도 및 위치 추종 성능을 향상시킬 수 있는 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템 및 방법을 제공한다.
- [0010] 본 발명은 시스템 파라미터가 크게 변화하는 비행 상황에 대한 기본적인 제어 성능을 확보할 수 있는 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템 및 방법을 제공한다.

과제의 해결 수단

- [0011] 상기한 바와 같은 과제를 달성하기 위한 본 발명의 일 실시예에 따른 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템은, 무인비행체에 대한 동적 모델링을 수행하여 운동방정식을 유도하는 모델링부; 상기 모델링부에서 얻어진 동적 모델 또는 운동방정식을 이용하여 상기 무인비행체에 대한 슬라이딩 모드 제어기를 설계하는 제어기 설계부; 및 상기 슬라이딩 모드 제어기에 적응법칙 유도부에서 얻어진 적응법칙을 반영하여 얻어지는 적응 슬라이딩 모드 제어기;를 포함하며, 상기 적응법칙 유도부는 상기 무인비행체의 질량 또는 하중의 변화를 포함하는 외란을 반영하여 상기 적응법칙을 유도하고, 상기 적응 슬라이딩 모드 제어기는 상기 적응법칙을 상기 슬라이딩 모드 제어기에 적용하여 얻어질 수 있다.
- [0012] 상기 모델링부는 상기 무인비행체에 가해지는 내적 외란 및 외적 외란을 고려하여 상기 무인비행체의 운동방정식을 유도하며, 상기 내적 외란은 상기 무인비행체에 작용하는 질량 또는 하중의 변화를 포함하고, 상기 외적 외란은 상기 무인비행체에 작용하는 바람의 영향을 고려할 수 있다.
- [0013] 상기 적응 슬라이딩 모드 제어기는, 상기 제어기 설계부에서 설계한 상기 슬라이딩 모드 제어기의 외란에 대한 강인성을 유지하고 상기 적응법칙 유도부에서 얻어진 상기 적응법칙을 상기 슬라이딩 모드 제어기에 적용하여

미지의 파라미터를 추정하고 제어 변수를 변경할 수 있다.

- [0014] 상기 적응법칙 유도부는, 상기 무인비행체에 가해지는 질량 또는 하중의 변동을 추정하기 위해 적응법칙을 유도할 수 있다.
- [0015] 상기 적응법칙 유도부는, 상기 무인비행체의 공칭 질량과 추정 질량 사이의 오차를 최소화하는 제어 입력을 얻기 위해 항상 양수인 리아프노브 함수를 정의할 수 있다.
- [0016] 상기 적응법칙 유도부는, 상기 리아프노브 함수의 음의 반 정부호 조건을 이용하여 상기 추정 질량에 대한 상기 적응 법칙을 유도할 수 있다.
- [0017] 한편, 발명의 다른 분야에 의하면, 본 발명은 상기한 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템을 이용한 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 방법에 있어서, 상기 무인비행체에 대한 동적 모델링을 수행하는 단계; 상기 무인비행체의 동적 모델이 슬라이딩 표면에 도달하는 조건을 도출하는 단계; 리아프노브 함수를 설계하는 단계; 리아프노브 함수의 미분값이 0 보다 큰지 여부를 판단하는 단계; 및 적응 법칙을 유도하는 단계; 를 포함하는 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 방법을 제공할 수 있다.
- [0018] 상기 리아프노브 함수를 설계하는 단계에서는, 상기 무인비행체의 공칭 질량과 추정 질량 사이의 오차를 최소화하는 제어 입력을 얻기 위해 항상 양수인 리아프노브 함수를 정의할 수 있다.
- [0019] 상기 적응 법칙을 유도하는 단계에서는, 상기 리아프노브 함수의 음의 반 정부호 조건을 이용하여 상기 추정 질량에 대한 상기 적응 법칙을 유도할 수 있다.

발명의 효과

- [0020] 본 발명에 따른 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템 및 방법은 무인비행체에 가해지는 하중의 변화에도 제어 성능을 유지하고 설계한 요구 성능을 만족시킬 수 있다.
- [0021] 본 발명에 따른 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템 및 방법은 무인비행체에 가해지는 페이로드의 탑재 또는 제거에 따른 제어 성능의 변화를 최소화 할 수 있다.
- [0022] 본 발명에 따른 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템 및 방법은 무인비행체에 가해지는 하중 변화시 발생하는 고도 추적 제어 오차를 최소화 할 수 있다.
- [0023] 본 발명에 따른 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템 및 방법은 무인비행체에 작용하는 외적 외란의 영향과 내적 외란인 질량의 변화를 모두 고려하기 때문에 외란 및 파라미터 변화에 대해 강인한 비행제어가 가능하다.

도면의 간단한 설명

- [0024] 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템의 구성을 예시한 도면이다.
- 도 2는 본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 좌표계를 나타내는 도면이다.
- 도 3은 본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 운동원리를 설명하기 위한 도면이다.
- 도 4는 본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 동적 모델을 설명하기 위한 도면이다.
- 도 5 및 도 6은 본 발명의 일 실시예에 따른 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 방법을 설명하기 위한 순서도이다.
- 도 7 내지 도 9는 본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어 시스템의 제어 성능을 검증하기 위한 도면이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

- [0025] 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.
- [0026] 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템의 구성을 예시한 도면, 도 2는 본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 좌표계를 나타내는 도면, 도 3은 본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 운동원리를 설명하기 위한 도면, 도 4는 본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체의 동적 모델을 설

명하기 위한 도면, 도 5 및 도 6은 본 발명의 일 실시예에 따른 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 방법을 설명하기 위한 순서도, 도 7 내지 도 9는 본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어 시스템의 제어 성능을 검증하기 위한 도면이다.

[0027] 본 발명에서 무인비행체(100)는 드론(drone), 쿼드콥터(quadcopter), 멀티콥터(multicopter)를 포함하는 회전익 무인비행체를 의미한다. 이하에서는 설명의 편의를 위해 무인비행체(100)가 쿼드콥터인 경우에 대해서 설명한다.

[0028] 도 1을 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템(10)은, 쿼드콥터를 포함하는 무인비행체(100); 무인비행체(100)에 대한 동적 모델링을 수행하여 운동방정식을 유도하는 모델링부(200); 모델링부(200)에서 얻어진 동적 모델을 이용하여 무인비행체(100)에 대한 슬라이딩 모드 제어기를 설계하는 제어기 설계부(300); 및 상기 슬라이딩 모드 제어기에 적응법칙 유도부(500)에서 얻어진 적응법칙을 반영하여 얻어지는 적응 슬라이딩 모드 제어기(400);를 포함할 수 있다.

[0029] 여기서, 적응법칙 유도부(500)는 무인비행체(100)에 가해지는 질량 또는 하중의 변동을 포함하는 외란을 반영하여 적응법칙을 유도할 수 있다.

[0030] 본 발명의 일 실시예에 따른 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템(10, 이하 "비행제어 시스템"이라 함)은 화물 및 승객 운송 등 고기능 임무수행에 사용되는 무인비행체(100)가 시스템 파라미터가 크게 변화하는 비행 상황에서도 기본적인 제어 성능(응답성)을 확보하게 할 수 있다. 또한, 무인비행체(100)에 페이로드(Payload)를 탑재하거나 페이로드의 제거에 따른 제어 성능의 변화를 최소화하며, 무인비행체(100)에 가해지는 하중 변화시 발생하는 무인비행체의 고도추적 제어오차를 최소화 할 수 있다.

[0031] 본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어 시스템(10)에서 사용하는 좌표계는 관성 좌표계와 동체(기체) 좌표계이며, 도 2에 도시되어 있다. 관성 좌표계는 ENU좌표계를 사용하며, 동체 좌표계는 무인비행체(100)의 전진 방향을 X축, 수직 위 방향이 Z축으로 하여 오른손 법칙에 의해 Y축방향이 정의된다.

[0032] 관성좌표계를 기준으로 하는 무인비행체(100, 쿼드콥터)의 위치벡터를 $\xi = [x \ y \ z]^T$, 동체 좌표계 기준 무인비행체(100)의 선속도를 $v = [u \ v \ w]^T$ 으로 정의하고, 오일러 각속도 $\dot{\eta} = [\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$ 와 동체 좌표계의 각속도를 $\Omega = [p \ q \ r]^T$ 라고 정의하면 관성 좌표계 기준 속도와 동체 좌표계 기준 속도 사이의 관계식은 [수학식 1]과 같다.

수학식 1

$$\begin{aligned} \dot{\xi} &= R(\eta)v \\ \dot{\eta} &= J(\eta)\Omega \end{aligned}$$

[0034] 관성 좌표계와 동체 좌표계 사이의 좌표 변환 행렬 R, J는 [수학식 2], [수학식 3]에 나타나 있다.

수학식 2

$$R(\eta) = \begin{pmatrix} \cos\psi \sin\theta & \sin\phi \sin\theta \cos\psi - \cos\phi \sin\psi & \cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi \\ \sin\psi \cos\theta & \sin\phi \sin\theta \sin\psi + \cos\phi \cos\psi & \cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi \cos\theta & \cos\phi \cos\theta \end{pmatrix}$$

[0035]

수학식 3

$$J(\eta) = \begin{pmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{pmatrix}$$

[0036]

[0037]

무인비행체(100)로 쿼드콥터(Quadcopter)가 이용되는 경우, 쿼드콥터는 분산추진구조로 서로 마주보는 2쌍의 프로펠러와 4개의 모터로 구성될 수 있다. 마주 보는 1쌍의 모터는 같은 방향으로 회전하고 나머지 마주 보는 1쌍의 모터는 서로 같은 방향으로 회전하되, 다른 1쌍의 모터와는 서로 반대 방향으로 회전하여 토크를 상쇄시키게 된다.

[0038]

도 3에는 십자형 쿼드콥터의 호버링, 롤링(Rolling), 피칭(Pitching), 요잉(Yawing) 회전 운동의 원리가 도시되어 있다. 도 3에서 프로펠러의 회전방향을 나타내는 화살표의 굵기는 회전 속도를 의미한다. 즉, 화살표의 굵기가 큰 경우 회전 속도가 더 빠른 것을 의미한다.

[0039]

쿼드콥터는 각각의 로터(프로펠러+모터) 회전에 의해 발생한 추력의 합에 의해 상승 및 하강하고, 모터 회전속도의 차이가 롤링, 피칭 운동을 발생시키는 모멘트를 생성하여 쿼드콥터가 기울어짐에 따라 추력 성분이 횡방향 힘과 Z축방향 힘으로 분해된다.

[0040]

본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어 시스템(10)은 상기한 바와 같은 좌표계를 가지는 무인비행체(100) 즉, 쿼드콥터를 모델링하고 그 결과를 이용하여 무인비행체의 비행을 제어하게 된다.

[0041]

본 발명의 일 실시예에 따른 무인비행체(100)는 화물 또는 승객 운송 등에 사용될 수 있는데, 이러한 경우 무인비행체(100)에는 일정하지 않고 변하는 하중이 가해지게 되고 이러한 가변 하중은 무인비행체(100)의 고도 유지에 영향을 줄 수 있다.

[0042]

화물 운송 방식은 무인비행체에 그리퍼를 장착하여 페이로드를 무게 중심 가까이 위치시키는 방식과, 무인비행체와 페이로드를 케이블로 연결하여 자유도를 증가시키는 방식이 있다. 본 발명에 따른 무인비행체(100)의 경우에는 그리퍼를 장착하여 페이로드를 무게 중심 가까이 위치시키는 방식이 사용된다.

[0043]

한편, 무인비행체(100)가 화물 운송 등에 이용되는 경우, 페이로드로 인한 질량(하중)의 변화는 무인비행체(100)에 내적 외란으로 작용하게 되는데, 이 뿐만 아니라 바람이 부는 경우에는 바람은 무인비행체(100)에 외적 외란으로 작용하게 된다.

[0044]

본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어 시스템(10)은 쿼드콥터인 무인비행체(100)에 가변 하중이 작용하는 경우에 무인비행체(100)의 비행을 제어하기 위해 우선, 무인비행체(100)의 모델링을 수행하게 된다. 이때, 비행제어 시스템(10)은 가변 하중을 고려하여 무인비행체(100)의 동적 모델링을 수행할 수 있다. 이를 위해, 본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어 시스템(10)은 무인비행체(100)에 대한 동적 모델링을 수행하여 운동방정식을 유도하는 모델링부(200)를 포함할 수 있다.

[0045]

상기 모델링부(200)는 무인비행체(100)에 가해지는 내적 외란 및 외적 외란을 고려하여 무인비행체(100)의 운동방정식을 유도하며, 상기 내적 외란은 무인비행체(100)에 작용하는 질량의 변화를 포함하고, 상기 외적 외란은 무인비행체(100)에 작용하는 바람의 영향을 고려할 수 있다.

[0046]

도 4를 참조하면, 모델링부(200)는 제어 할당부(210), 모터 동역학부(220), 공기 역학부(230) 및 강체 동역학부(240)를 포함할 수 있다.

[0047]

i번째 로터의 회전에 의해 공기역학적으로 발생된 추력 f_i 와 반토크 τ_i 는 회전속도 ω_i 의 제곱에 비례하며 [수학식 4]와 같이 나타낼 수 있고, 이때 k_T 는 추력 계수이며 k_D 는 항력 계수로 모터 실험을 통해 실험적으로 구해진 값이다.

수학식 4

$$f_i = k_T \omega_i^2$$

$$\tau_i = k_D \omega_i^2$$

[0048]

[0049] 쿼드콥터인 무인비행체(100)의 고도 및 자세를 변화시키는 제어 입력은 각 로터의 회전에 의해 발생한 추력과 반토크, 무게 중심으로부터 로터까지의 거리(1)에 의해 [수학식 5]와 같이 나타낼 수 있다.

수학식 5

$$u_1 = F_t = f_1 + f_2 + f_3 + f_4$$

$$u_2 = \tau_\phi = l(f_4 - f_2)$$

$$u_3 = \tau_\theta = l(f_3 - f_1)$$

$$u_4 = \tau_\psi = -\tau_1 + \tau_2 - \tau_3 + \tau_4$$

[0050]

[0051] 한편, 무인비행체(100)가 쿼드콥터인 경우 무인비행체(100)의 운동방정식은 다음의 가정하에서 유도될 수 있다.

[0052] (1) 쿼드콥터는 강체(rigid body)이며, 동체 좌표계의 xz평면과 yz평면에 대해 대칭이다.

[0053] (2) 동체 좌표계의 중심이 쿼드콥터의 무게 중심과 일치한다.

[0054] (3) 질량 변화로 인한 질량 관성 모멘트의 변화량은 매우 작다.

[0056] 모터 회전에 의해 발생하는 추력 및 모멘트 힘의 작용과 IMU에 의해 측정되는 각속도는 동체 좌표계가 기준이 되므로 동체 좌표계를 기준 좌표계로 하여 Quasi-Lagrange 방법에 의해 회전 운동 방정식은 [수학식 6]과 같다.

수학식 6

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{J_y - J_z}{J_x} qr \\ \frac{J_z - J_x}{J_y} pr \\ \frac{J_x - J_y}{J_z} pq \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{1}{J_x} \tau_\phi \\ \frac{1}{J_y} \tau_\theta \\ \frac{1}{J_z} \tau_\psi \end{pmatrix}$$

[0057]

[0058] 병진 운동 방정식은 관성 좌표계를 기준으로 나타내기 위해 뉴턴의 제2법칙으로부터 [수학식 7]과 같이 유도된다. [수학식 7]에서, F_x 와 F_y 는 각각 추력에 의해 발생된 힘과 중력에 의한 힘을 나타낸다.

수학식 7

[0059]

$$\frac{dP}{dt_i} = \frac{d(m\vec{v})}{dt_i} = \frac{dm}{dt_i}\vec{v} + m\frac{d\vec{v}}{dt_i} = \vec{F}_t + \vec{F}_g$$

[0060]

무인비행체(100)에 작용하는 질량의 변화가 없을 경우에는 $\frac{dm}{dt_i} = 0$ 으로 간단해지지만, 본 발명의 경우에는 무인비행체(100) 즉, 쿼드콥터에 가변 하중이 작용하기 때문에 [수학식 8]과 같이 고려된다.

수학식 8

[0061]

$$\vec{a} = \frac{d\vec{v}}{dt_i} = \frac{1}{m_t}(\vec{F}_t + \vec{F}_g) - \frac{1}{m_t}\frac{dm_t}{dt_i}\vec{v}$$

[0062]

경계 조건이 있는 외적 외란 및 질량의 변화에 의한 내적 외란을 고려할 때 최종적으로는 [수학식 9]와 같은 병진 운동 방정식이 얻어진다.

수학식 9

[0063]

$$\begin{pmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi)\frac{U_1}{m_t} - \frac{\dot{m}_t}{m_t}\dot{x} \\ (\cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi)\frac{U_1}{m_t} - \frac{\dot{m}_t}{m_t}\dot{y} \\ \cos\phi \cos\theta\frac{U_1}{m_t} - g - \frac{\dot{m}_t}{m_t}\dot{z} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} d_x \\ d_y \\ d_z \end{pmatrix}$$

[0064]

한편, 본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어 시스템(10)의 제어기 설계부(300)는 모델링부(200)에서 얻은 무인비행체(100)의 동적 모델을 이용하여 무인비행체(100)에 대한 슬라이딩 모드 제어기를 설계한다. 즉, 모델링부(200)에서 얻은 무인비행체(100)의 운동방정식을 이용하여 슬라이딩 모드 제어기를 설계하는 제어기 설계부(300)를 구비할 수 있다.

[0065]

무인비행체(100)인 쿼드콥터의 모델을 완벽하게 아는 것은 어렵고 모델에 대한 불확실성이 항상 존재하게 된다. 슬라이딩 모드 제어기는 경계 조건이 있는 모델 불확실성(Model uncertainty)과 외부 외란(External disturbance)에 강건한 제어기로서, 불확실성이 있는 시스템에 적용될 수 있다.

[0066]

한편, 상기 슬라이딩 모드 제어기(Sliding mode controller; SMC)는 phase portrait 상에 원하는 특성을 가지는 안정한 슬라이딩 표면을 정의하고 시스템의 상태 벡터들을 슬라이딩 표면 상에 위치하도록 제어 입력을 설계한다. 도달 모드와 슬라이딩 모드로 이루어지며 슬라이딩 모드에 진입하면 시스템은 모델 불확실성과 외란에 대해 강인한 성능을 가지게 된다. 따라서, 안정한 슬라이딩 표면을 설계하는 것과 슬라이딩 표면에 도달하는 조건이 중요하며 도달 조건은 리아프노브(Lyapunov) 이론에 의해 얻을 수 있다.

[0067]

도달 조건을 구하기 위한 Lyapunov function candidate는 [수학식 10]과 같이 정의한다.

수학식 10

$$V(x, t) = \frac{1}{2} s^2(x)$$

[0068]

수학식 11

$$\dot{V}(x, t) = s(x)\dot{s}(x) < 0 \quad x \in R^n - S$$

[0069]

[수학식 11]에서 상태 변수 x 가 슬라이딩 표면 위에 놓여 있지 않을 때, $\dot{V}(x, t) < 0$ 을 만족하는 제어 입력을 가함으로써 $s(x)=0$ 인 슬라이딩 표면에 도달할 수 있다. 이를 유지하도록 제어 입력을 설계하면 상태 벡터는 불확실성의 영향을 적게 받으며, 슬라이딩 표면을 타고 phase portrait의 원점으로 미끄러져 안정한 상태가 된다.

[0070]

상기 모델링부(200)에서 무인비행체(100)인 쿼드콥터의 위치 동역학 모델 [수학식 9]를 [수학식 12]로 나타낼 수 있다.

[0071]

수학식 12

$$\ddot{X} = f(X) + g(X)U + d$$

[0072]

[수학식 12]에서 $f(x)$ 와 $g(x)$ 는 각각 [수학식 13] 및 [수학식 14]와 같이 정의된다.

[0073]

수학식 13

$$f(X) = [0 \quad 0 \quad -g]^T$$

[0074]

수학식 14

$$g(X) = \begin{bmatrix} \frac{1}{m_t} u_1 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{m_t} u_1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{m_t} c \phi c \theta \end{bmatrix}$$

[0075]

또한, 상태 벡터 및 제어 입력 벡터는 각각 [수학식 15] 및 [수학식 16]과 같다.

[0076]

수학식 15

[0077]
$$X = [x \ y \ z]^T$$

수학식 16

[0078]
$$U = [u_x \ u_y \ u_1]^T$$

[0079] 무인비행체(100)의 경로 추적 제어는 위치 오차를 최소화시키는 문제로 위치 오차 벡터 e 를 [수학식 17]과 같이 정의한다.

수학식 17

[0080]
$$e = X_d - X$$

[0081] K_1 을 양의 이득 행렬로 오차 동역학이 1차 시스템의 응답 특성을 갖도록 슬라이딩 표면을 [수학식 18]과 같이 정의한다.

수학식 18

[0082]
$$s = \dot{e} + k_1 e$$

[0083] 슬라이딩 표면에 대해 항상 양수인 리아프노브(Lyapunov) 함수를 [수학식 19]와 같이 정의한다.

수학식 19

[0084]
$$V_1 = \frac{1}{2} s^2$$

수학식 20

[0085]
$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= s\dot{s} \\ &= s \left(\ddot{X}_d - (f(X) + g(X)U + d) + k_1 \dot{e} \right) \end{aligned}$$

[0086] [수학식 20]에 나타난 리아프노브 함수의 미분값이 항상 음의 정 부호(negative definite)일 때 슬라이딩 표면의 안정성을 보장할 수 있다. 안정성을 보장하기 위한 음의 정 부호 조건을 적용한 제어 입력을 [수학식 21]과 같이 설계한다.

수학식 21

$$U = g(X)^{-1} (\ddot{X}_d - f(X) + k_1 \dot{e} + k_2 s + k_3 \operatorname{sgn}(s))$$

[0087]

[0088] [수학식 21]에서 k_2 는 [수학식 22]에 나타난 원하는 오차 동역학을 만들기 위한 제어 입력에 사용된 이득 행렬이다.

수학식 22

$$\ddot{e} + (k_1 + k_2) \dot{e} + k_1 k_2 e = 0$$

[0089]

[0090] [수학식 21]에서 k_3 는 외란의 영향이 있을 때, 슬라이딩 표면으로 끌어들이기 위한 제어 입력에 사용된 sign 함수의 크기로 항상 양수인 행렬이다.

[0091] Signum 함수는 불연속 함수로 즉각적인 보상을 시행하여 외란에 강인한 장점이 있지만 모델링 오차가 큰 경우에 채터링(chattering) 현상을 유발할 수 있다. 이를 위해 signum 함수 대신에 Hyperbolic tangent 함수를 사용한다. 최종적으로 설계한 제어 입력 U 는 [수학식 23]에 나타나 있다.

수학식 23

$$U = g(X)^{-1} (\ddot{X}_d - f(X) + k_1 \dot{e} + k_2 s + k_3 \tanh(\lambda s))$$

[0092]

[0093] Hyperbolic tangent 함수의 형태는 λ 에 의해 결정되며 λ 값이 클수록 Signum 함수에 가까운 형태가 되어 채터링 현상이 발생할 가능성이 증가한다.

[0094] [수학식 23]을 [수학식 20]에 대입하면 슬라이딩 표면에 대한 리아프노브 함수의 미분식에 대하여

수학식 24

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= s\dot{s} = s(-k_3 \operatorname{sgn}(s) - d) \\ &= -k_2 |s| - ds \leq -k_2 |s| + |d||s| = -(k_2 - |d|)|s| < 0 \end{aligned}$$

[0095]

[0096] 이므로 $|d| < k$ 일 때 음의 정 부호 조건을 만족하여 Asymptotically stable함을 증명할 수 있다.

[0097] 본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어 시스템(10)의 제어기 설계부(300)는 상기한 과정을 거쳐서 [수학식 23]과 같은 슬라이딩 모드 제어기의 제어 법칙을 설계할 수 있다.

[0098] 그런데, 본 발명의 경우 무인비행체(100)인 쿼드콥터는 운송용으로 사용될 수 있는데, 운송용의 경우 무인비행체의 질량에 비해 상당히 무거운 중량을 탑재할 수 있고, 이러한 중량은 z축 방향의 갑작스러운 외력(내적 외란)으로 작용하게 된다.

[0099] 상기 제어기 설계부(300)에서 얻은 슬라이딩 모드 제어기는 일정량의 파라미터의 변동과 경계 조건이 있는 외란에 대해서는 강인한 제어 성능을 보이지만, 경계치 이상의 하중 변화가 무인비행체(100)에 가해지는 경우에는 채터링이 발생하거나 정상 상태 오차가 발생할 수 있어서 제어 성능이 충분하지 않다는 한계가 있다. 따라서, 본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어 시스템(10)은 적응 제어를 적용하여 제어 대상의 미지의 파라미터가 변화

함에 따라 제어기 변수를 적절하게 변경하여 제어 성능을 만족시킬 수 있도록 적응 슬라이딩 모드 제어기(400)를 설계할 수 있다.

[0100] 상기 적응 슬라이딩 모드 제어기(400)는 적응법칙 유도부(500)에서 얻어진 적응법칙을 슬라이딩 모드 제어기에 반영함으로써 얻을 수 있다.

[0101] 상기 적응 슬라이딩 모드 제어기(400)는, 제어기 설계부(300)에서 설계한 슬라이딩 모드 제어기의 외란에 대한 강인성을 유지하면서 적응법칙 유도부(500)에서 얻어진 상기 적응법칙을 이용하여 미지의 파라미터를 추정하고 제어 변수를 변경할 수 있다. 이와 같이, 본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어 시스템(10)은 제어기 설계부(300)에서 얻은 슬라이딩 모드 제어기에 적응 제어 법칙을 적용함으로써 미지의 파라미터 변화에 대한 제어 성능을 확보할 수 있는 적응 슬라이딩 모드 제어기(400)를 이용하여 가변 하중을 가지는 무인비행체(100)의 비행을 제어하게 된다.

[0102] 적응 슬라이딩 모드 제어기(400)를 설계하기 위해서, 적응법칙 유도부(500)는 무인비행체(100)에 가해지는 질량의 변동을 추정하기 위한 적응법칙을 유도할 수 있다.

[0103] 상기 적응법칙 유도부(500)에서 구해지는 적응 법칙은 무인비행체(100)에 가해지는 질량의 변동을 추정하기 위한 법칙이다. 무인비행체(100)에 가해지는 페이로드의 질량 변화를 포함한 총 질량(즉, 공칭 질량)을 m_t 라고 하고, 질량의 추정치를 \hat{m}_t 라고 정의하여, [수학식 23]에서 유도된 제어 입력에 $g(x)$ 의 추정치 $\hat{g}(x)$ 를 사용하면 [수학식 25]와 같은 제어 입력을 설계할 수 있다.

수학식 25

[0104]
$$U = \hat{g}(X)^{-1} (\ddot{X}_d - f(X) + k_1 \dot{e} + k_2 s + k_3 \tanh(\lambda s))$$

[0105] [수학식 25]에서
$$\hat{g}(X) = \text{diag} [\hat{m}_t u_1 \quad \hat{m}_t^{-1} u_1 \quad \hat{m}_t^{-1} c \phi c \theta]$$
 이다.

[0106] 슬라이딩 표면에 도달하고, 추정 오차 $\tilde{m}_t = m_t - \hat{m}_t$ 를 최소화하는 제어 입력을 얻기 위해 항상 양수인 리아프노브(Lyapunov) 함수를 [수학식 26]과 같이 정의한다.

수학식 26

[0107]
$$V_2 = \frac{1}{2} s_x^2 + \frac{1}{2} s_y^2 + \frac{1}{2} s_z^2 + \frac{\tilde{m}_t^2}{2m_t k_m}$$

[0108] [수학식 26]의 리아프노브 함수를 미분하면 [수학식 27]이 얻어진다.

수학식 27

[0109]
$$\dot{V}_2 = s_x \dot{s}_x + s_y \dot{s}_y + s_z \dot{s}_z + \frac{\tilde{m}_t \dot{\tilde{m}}_t}{m_t k_m}$$

[0110] 순간의 질량 변화는 무시할 수 있으며 $\dot{m}_t \approx 0$ 라고 가정하고, 슬라이딩 표면의 미분식을 대입하여 [수학식 27]을 전개하면 [수학식 28]과 같다.

수학식 28

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 = & s_x \left(\frac{m_t - \hat{m}_t}{m_t} (\ddot{x}_d + k_{1x} \dot{e}_x + k_{2x} s_x + k_{3x} \tanh(\lambda_x s_x)) \right) - s_x (k_{2x} s_x + k_{3x} \tanh(\lambda_x s_x)) \\ & + s_y \left(\frac{m_t - \hat{m}_t}{m_t} (\ddot{y}_d + k_{1y} \dot{e}_y + k_{2y} s_y + k_{3y} \tanh(\lambda_y s_y)) \right) - s_y (k_{2y} s_y + k_{3y} \tanh(\lambda_y s_y)) \\ & + s_z \left(\frac{m_t - \hat{m}_t}{m_t} (\ddot{z}_d + k_{1z} \dot{e}_z + k_{2z} s_z + k_{3z} \tanh(\lambda_z s_z)) \right) - s_z (k_{2z} s_z - k_{3z} \tanh(\lambda_z s_z)) - \frac{\tilde{m}_t \hat{m}_t}{m_t k_m} \end{aligned}$$

[0111]

[0112] [수학식 28]을 간단히 하기 위해 [수학식 29]로 치환하여 나타내면 리아프노브 함수의 미분식은 [수학식 30]와 같이 정리된다.

수학식 29

$$\begin{aligned} c_x = & (\ddot{x}_d + k_{1x} \dot{e}_x + k_{2x} s_x + k_{3x} \tanh(\lambda_x s_x)) \\ c_y = & (\ddot{y}_d + k_{1y} \dot{e}_y + k_{2y} s_y + k_{3y} \tanh(\lambda_y s_y)) \\ c_z = & (\ddot{z}_d + k_{1z} \dot{e}_z + k_{2z} s_z + k_{3z} \tanh(\lambda_z s_z)) \end{aligned}$$

[0113]

수학식 30

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 = & \frac{\tilde{m}_t}{m} \left(s_x c_x + s_y c_y + s_z c_z - \frac{\hat{m}_t}{k_m} \right) - s_x (k_{2x} s_x + k_{3x} \tanh(\lambda_x s_x)) \\ & - s_y (k_{2y} s_y + k_{3y} \tanh(\lambda_y s_y)) - s_z (k_{2z} s_z - k_{3z} \tanh(\lambda_z s_z)) \end{aligned}$$

[0114]

[0115] 안정성을 보장하기 위한 리아프노브 함수의 음의 반 정부호 조건(negative semidefinite)을 이용하면 질량의 추정치에 대한 적응 법칙을 의미하는 [수학식 31]을 얻게 된다.

수학식 31

$$\dot{\hat{m}} = k_m (s_x c_x + s_y c_y + s_z c_z)$$

[0116]

[0117] [수학식 31]의 추정치를 [수학식 30]의 리아프노브 함수의 미분식에 대입하면 [수학식 32]가 되어 반정부호 조건만을 만족하게 된다.

수학식 32

$$\dot{V}_2 = -k_{2x} s_x^2 + k_{3x} \tanh(\lambda_x s_x) - k_{2y} s_y^2 + k_{3y} \tanh(\lambda_y s_y) - k_{2z} s_z^2 - k_{3z} \tanh(\lambda_z s_z)$$

[0118]

[0119] 따라서, 리아프노브 안정만 보장되지만 LaSalle's invariance principle에 의하면 m_t 가 경계조건 안에 있다면 리아프노브 함수 V_2 가 감소함수이므로 상수로 수렴하여 Asymptotic stable함을 증명할 수 있다.

- [0120] 상기한 바와 같이, 본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어 시스템(10)은 적응법칙 유도부(500)를 이용하여 콤퓨터 무인비행체(100)의 공칭 질량(m_t)과 추정 질량(\hat{m}_t) 사이의 오차($\tilde{m}_t = m_t - \hat{m}_t$)를 최소화하는 제어 입력을 얻기 위해 항상 양수인 리아프노브 함수([수학식 26] 참조)를 정의할 수 있다.
- [0121] 본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어 시스템(10)은, 슬라이딩 표면에서의 도달 조건을 의미하는 [수학식 26]의 우변 1번째 항 내지 3번째 항(스위칭 함수)과 함께 무인비행체(100)에 가해지는 가변 하중(외적 외란)을 의미하는 우변 4번째 항을 한꺼번에 고려하여 항상 양수인 리아프노브 함수를 정의함으로써 질량의 추정치에 대한 적응 법칙을 얻을 수 있다.
- [0122] 도 1을 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어 시스템(10)은 적응법칙 유도부(500)가 가변 하중을 고려하도록 적응법칙 유도부(500)와 연동하는 외란 반영부(600)를 포함할 수 있다.
- [0123] 상기 적응법칙 유도부(500)는 리아프노브 함수의 음의 반 정부호 조건을 이용하여 추정 질량에 대한 적응 법칙([수학식 31] 참조)을 유도할 수 있다. 적응법칙 유도부(500)는 [수학식 31]과 같은 적응 법칙을 슬라이딩 모드 제어기에 적용함으로써, 가변 하중을 고려한 적응 슬라이딩 모드 제어기(400)를 얻게 된다.
- [0124] 도 5 및 도 6에는 본 발명의 일 실시예에 따른 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 방법(이하, "비행제어 방법"이라 함)을 설명하는 순서도가 도시되어 있다. 본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어 방법은 상기한 비행제어 시스템에 의한 비행제어 방법을 의미한다.
- [0125] 도 5를 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어 방법은 상기한 비행제어 시스템(10)에 의한 비행제어 방법으로서, 무인비행체 모델링 단계(S100); 슬라이딩 모드 제어기 설계 단계(S200); 및 적응법칙 유도 단계(S300);를 포함할 수 있다.
- [0126] 상기 무인비행체 모델링 단계(S100)는 모델링부(200)에 의해서 수행되며, 콤퓨터 방식의 무인비행체(100)에 대해서 동적 모델링(Dynamic modeling)을 수행하여 운동방정식을 도출할 수 있다.
- [0127] 상기 슬라이딩 모드 제어기 설계 단계(S200)는 제어기 설계부(300)에 의해서 수행되며, 무인비행체 모델링 단계(S100)에서 얻어진 무인비행체(100)의 동적 모델 또는 운동방정식을 이용하여 슬라이딩 모드 제어기를 설계할 수 있다.
- [0128] 상기 적응법칙 유도 단계(S300)는 적응법칙 유도부(500)에 의해서 수행되며 적응법칙을 유도하여 상기 슬라이딩 모드 제어기에 적용함으로써, 경계치 이상의 하중 변화가 무인비행체(100)에 가해지는 경우 채터링이 발생하거나 정상 상태 오차가 발생하는 등 슬라이딩 모드 제어기의 제어 성능이 충분하지 않게 되는 문제를 방지할 수 있다. 이와 같이, 적응법칙 유도 단계(S300)에 의해서 적응 슬라이딩 모드 제어기를 설계하여 비행제어에 이용할 수 있다.
- [0129] 도 6은 본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어 방법을 보다 세부적으로 보여주는 순서도이다. 도 6을 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어 방법은, 상기한 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템(10)을 이용한 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 방법에 있어서, 무인비행체(100)에 대한 동적 모델링을 수행하는 단계(S1100); 무인비행체(100)의 동적 모델이 슬라이딩 표면에 도달하는 조건을 도출하는 단계(S1210); 리아프노브 함수를 설계하는 단계(S1230); 리아프노브 함수의 미분값이 0 보다 큰지 여부를 판단하는 단계(S1250); 및 적응 법칙을 유도하는 단계(S1300);를 포함할 수 있다.
- [0130] 상기 무인비행체(100)에 대한 동적 모델링을 수행하는 단계(S1100)는 모델링부(200)에 의해서 수행되며, 콤퓨터 방식의 무인비행체(100)에 대해서 동적 모델링(Dynamic modeling)을 수행하여 운동방정식을 도출할 수 있다.
- [0131] 상기 슬라이딩 표면에 도달하는 조건을 도출하는 단계(S1210)는 제어기 설계부(300)에 의해서 수행되며, 무인비행체 모델링 단계(S100)에서 얻어진 무인비행체(100)의 동적 모델 또는 운동방정식을 이용하여 슬라이딩 모드 제어기를 설계할 수 있다.
- [0132] 상기 리아프노브 함수를 설계하는 단계(S1230)에서는, 무인비행체(100)의 공칭 질량과 추정 질량 사이의 오차를 최소화하는 제어 입력을 얻기 위해 항상 양수인 리아프노브 함수를 정의할 수 있다. 이를 위해, 상기 리아프노브 함수를 설계하는 단계(S1230)는 적응법칙 유도부(500)에 의해 수행되며, 항상 양수인 리아프노브 함수를 설계하되 [수학식 26]으로 표현되는 리아프노브 함수를 정의할 수 있다.
- [0133] 상기 리아프노브 함수의 미분값이 0 보다 큰지 여부를 판단하는 단계(S1250)는 적응 슬라이딩 모드 제어기(400)

0)의 안정성을 판별하는 단계로서, [수학식 27]로 표현되는 리아프노브 함수의 미분값이 0 보다 크면 리아프노브 함수 설계 단계(S1230)로 되돌아 가고, 0보다 크지 않으면 적응 법칙을 유도하는 단계(S1300)가 수행된다.

- [0134] 상기 적응 법칙을 유도하는 단계(S1300)는 적응법칙 유도부(500)에 의해 수행되며, 리아프노브 함수의 음의 반정부호 조건을 이용하여 추정 질량에 대한 적응 법칙을 유도할 수 있다.
- [0135] 상기 적응 법칙을 유도하는 단계(S1300)에서는 [수학식 31]로 표현되는 질량의 추정치에 대한 적응 법칙이 얻어진다.
- [0136] 상기 적응 법칙은 슬라이딩 모드 제어기에 이용되어 적응 슬라이딩 모드 제어기(400)를 얻게 되고, 적응 슬라이딩 모드 제어기(400)를 이용하여 무인비행체(100)의 비행을 제어하게 된다(S1400).
- [0137] 한편, 본 출원인은, 본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어 시스템(10) 즉, 무인비행체(100)에 가해지는 가변 하중을 고려하기 위해 적응 슬라이딩 모드 제어기를 이용하여 무인비행체(100)를 제어하는 시스템을 검증해 보았다. 도 7 내지 도 9는 이러한 검증 절차 및 결과가 도시되어 있다.
- [0138] 도 7은 본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어 시스템(10)을 검증하기 위한 정지 비행 시나리오를 설명하기 위한 도면이다.
- [0139] 도 7을 참조하면, Phase 1은 공칭 질량(Nominal mass)이 2.6kg인 무인비행체에 대해 이중 루프 PID 제어기(P-PID)와 본 발명의 일 실시예에 따른 적응 슬라이딩 모드 제어기를 이용하는 비행제어 시스템(10)의 과도 응답 및 정착 시간이 비슷한 성능을 가지도록 이득 값을 조정된 구간이다. Phase 2는 무인비행체 질량의 약 40% 정도 되는 중량(1kg)을 탑재하여 총 중량이 3.6kg인 상태로 무인비행체가 상승하는 구간이다. Phase 3은 총 중량 3.6kg인 무인비행체가 호버링하는 상태에서 페이로드(즉, 기체 질량의 약 40% 정도 되는 중량)를 낙하시키는 구간이다.
- [0140] Phase 1에서 무인비행체는 상승하거나 착륙하며(Ascending/Landing), Phase 2에서는 상승하며(Ascending), Phase 3에서는 호버링(hovering) 작동을 하게 된다.
- [0141] 도 7에서 "Added payload 1kg"은 무인비행체에 약 1kg의 중량을 탑재하는 것을 의미하고, "dropped payload 1kg"은 무인비행체에서 약 1kg의 중량을 분리하여 낙하시키는 것을 의미한다. 도 7에서 가로축은 시간을 의미하고 단위는 초(s)이다.
- [0142] 도 8은 무인비행체의 비행시험 시나리오의 시뮬레이션 결과로서, 도 8의 (a)는 고도 제어 성능 비교 결과이고, (b)는 본 발명의 질량 추종 성능 결과이다.
- [0143] 비행 시나리오는 제어기 성능을 명확히 같은 조건에서 비교하기 위해 질량 변화에 따라 구분되는 3단계로 구성되어 있다(도 7 참조). Phase 1에서는 공칭 질량으로 기체(무인비행체) 질량 값인 2.6kg이 사용되며 목표 고도 1m에 도달 후 하강하여 착륙한다. Phase 2가 시작되는 20초에 기체 질량의 약 40%에 해당하는 1kg의 중량이 탑재된 이후 목표 고도인 1m로 상승하고, Phase 3가 시작되는 30초에 추가 하중이 제거되어 공칭 질량과 같게 되고, 이때의 고도 명령은 1m로 유지된다.
- [0144] 도 8의 (a)를 참조하면, Phase 1의 시뮬레이션 결과로 목표 고도 1m의 단위 계단 입력에 대해 PID 제어기(P-PID)와 적응 슬라이딩 모드 제어기를 이용하는 본 발명(ASMC)의 과도 응답 및 정착 시간이 비슷한 성능을 갖도록 이득 값이 조정되어 있음을 알 수 있다. 도 8의 (a)에서 보이는 바와 같이, Phase 1에서 두 제어기 모두 5초 이내에 정착 상태에 도달하지만, 20초에 1kg의 중량을 탑재한 후 3.6kg으로 무인비행체 상승 시 Phase 2에서 PID(P-PID 참조)는 목표 고도(Reference 참조)에 도달하는데 걸리는 시간(수렴 시간)이 증가하는 반면, 적응 슬라이딩 모드 제어기를 이용하는 본 발명(ASMC 참조)의 경우에는 PID 보다 목표 고도에 도달하는데 걸리는 시간이 짧아서 성능을 유지함을 알 수 있다. Phase 3에서 중량을 분리하면 순간적으로 고도가 상승하게 되는데, 본 발명의 경우가 PID 보다 중량 분리 후 목표 고도에 도달하는데 걸리는 시간이 짧을 뿐만 아니라 고도 변동도 적음을 알 수 있다.
- [0145] 도 8의 (b)를 참조하면, Phase 2가 시작되는 20초에 하중이 추가되어 수직 아래 방향으로 추가적인 중력이 작용하게 됨에도 불구하고 적응 슬라이딩 모드 제어기를 이용하는 본 발명은 1~2초 이내로 질량 값을 추종하고 순간적으로 더 큰 제어 입력을 생성함을 알 수 있다. 질량 추종 성능은 추종 이득 k_m 값에 의해 조정된다.
- [0146] 도 8의 (a)를 참조하면, Phase 3이 시작되는 1kg의 하중이 제거되는 순간에 PID 제어기의 경우(P-PID 참조)에는 약 0.4m 정도의 경로(고도) 오차가 발생할 뿐 아니라 수렴하는데 10초 가량이 소요되지만, 적응 슬라이딩 모드

제어기를 이용하는 본 발명(ASMC 참조)의 경우에는 0.1m 이내로 약간의 경로 오차가 발생하지만 빠르게 5초 이내에 수렴함을 알 수 있다.

[0147] 도 8을 참조하면, 가변 하중을 가하는 경우 P-PID 제어기는 수렴 시간이 약 10초로 증가하는 반면, 적응 슬라이딩 모드 제어기를 이용하는 본 발명의 경우에는 빠르게 질량을 추종함으로써 큰 제어 입력을 생성하여 성능을 유지함을 알 수 있다. 또한, 갑작스러운 외력(가변 하중)이 인가된 경우에 적응 슬라이딩 모드 제어기를 이용하는 본 발명이 P-PID 제어기에 비해 적은 고도 오차가 발생하며 빠르게 목표 고도에 수렴함을 알 수 있다.

[0148] 또한, 본 출원인은 본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어 시스템(10)의 성능 검증을 위해 비행 실험을 수행하였고, 그 결과 도 9에 도시되어 있다. 도 9의 (a)는 비행 실험 고도 응답 비교 결과이고, 도 8의 (b)는 비행 실험 질량 추정값을 보여준다.

[0149] 정지 비행 실험은 비행 시뮬레이션과 마찬가지로 목표 고도는 1m로 스텝 명령을 인가하였고, 공칭 질량 값인 2.6kg일 때 동일한 성능을 갖도록 조정된 이득 값으로 수행되었다.

[0150] 도 9의 (a)를 참조하면 1kg의 추가 중량을 탑재한 상태로 상승한 후 10초에 페이로드를 낙하시킨다. 추가 중량에 의해 수직 아래 방향으로 중력이 발생하여 PID의 경우(P-PID 참조) 상승 속도가 줄어들어 목표 고도(Reference)에 수렴하는데 약 10초가 소요되었으나, 적응 슬라이딩 모드 제어기를 이용하는 본 발명(ASMC 참조)의 경우에는 도 9의 (b)에서 알 수 있듯이 1.2초 이내에 증가된 총 질량 값을 추정하였으며 증가된 질량 값에 따른 큰 제어 입력을 생성하여 발생한 중력을 보상하면서 빠르게 상승하여 5초 이내에 목표 고도에 도달함을 알 수 있다.

[0151] 도 9의 (a)의 Phase 3을 참조하면, 페이로드를 낙하시키는 10초에 PID 경우에는 0.4m의 고도 오차가 발생하며 빠르게 오차를 줄이지 못하고 다시 목표 고도에 도달하는데 10초 이상이 걸리는 반면, 적응 슬라이딩 모드 제어기를 이용하는 본 발명의 경우에는 약 0.1m의 고도 오차가 발생하지만 5초 이내에 빠르게 목표 고도에 수렴함을 알 수 있다. 이는, PID의 경우 제어 입력을 빠르게 감소시키지 못하기 때문이고, 반면 적응 슬라이딩 모드 제어기를 이용하는 본 발명의 경우에는 도 9의 (b)에 도시된 바와 같이 추정된 질량 값이 3.6kg에서 약 2.5kg으로 1, 2초 내에 수렴하여 그에 따른 제어 입력이 빠르게 감소되었다.

[0153] 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

[0154] 10: 가변 하중을 가지는 무인비행체 비행제어 시스템

100: 무인비행체

200: 모델링부

300: 제어기 설계부

400: 적응 슬라이딩 모드 제어기

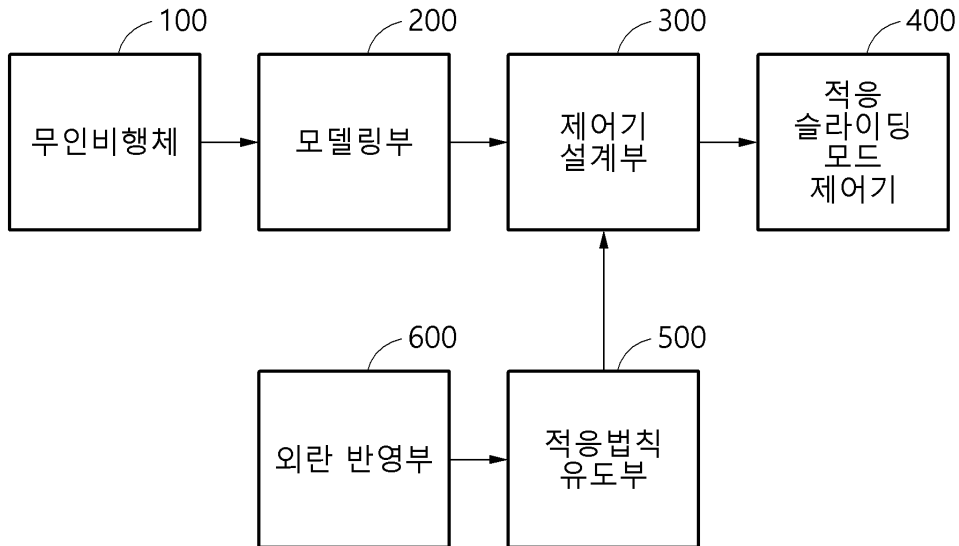
500: 적응법칙 유도부

600: 외란 반영부

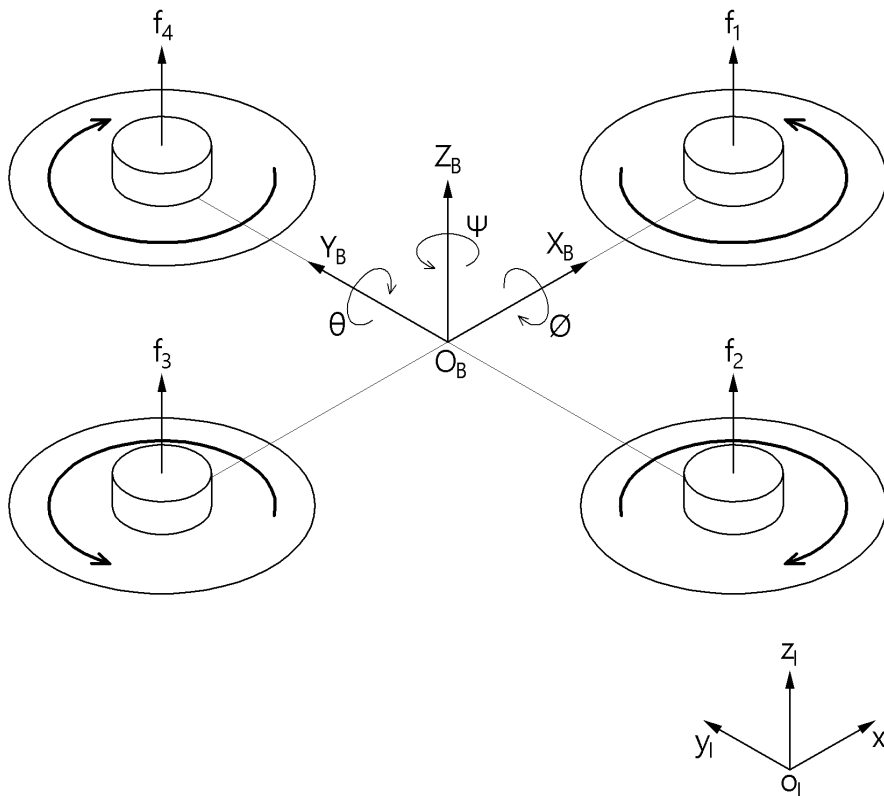
도면

도면1

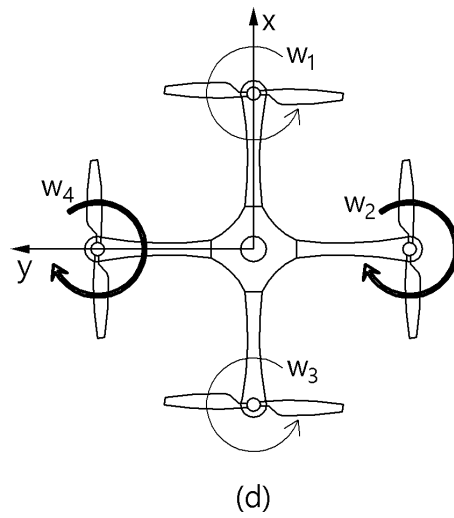
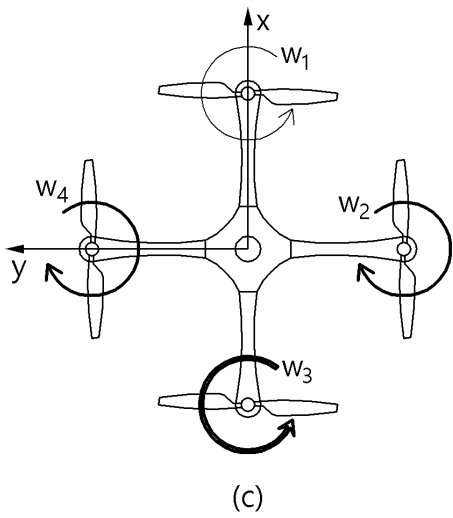
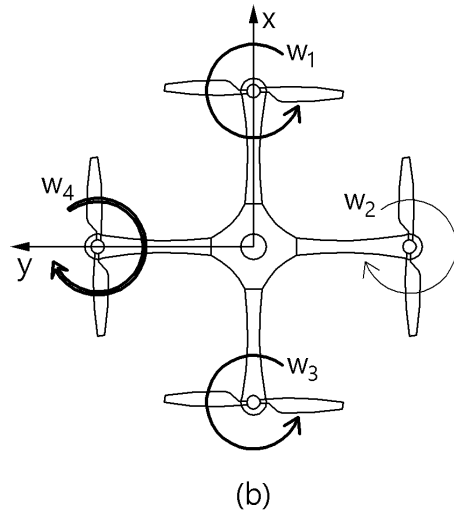
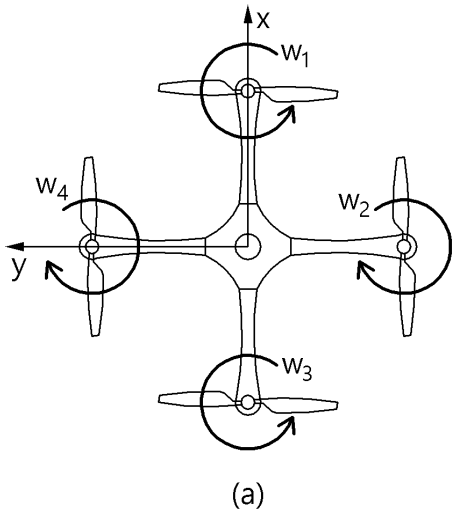
10



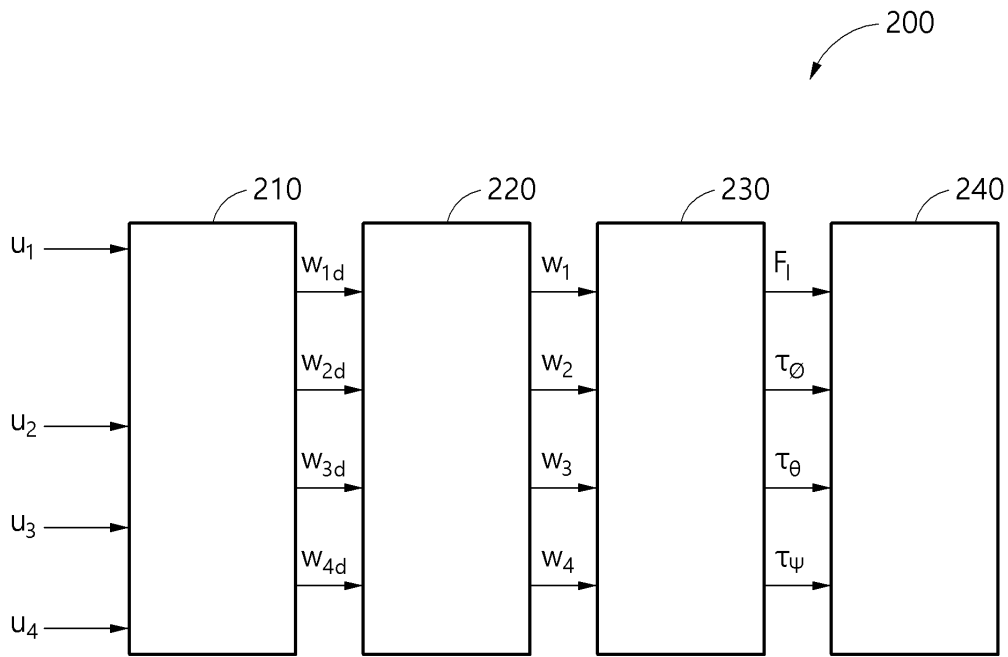
도면2



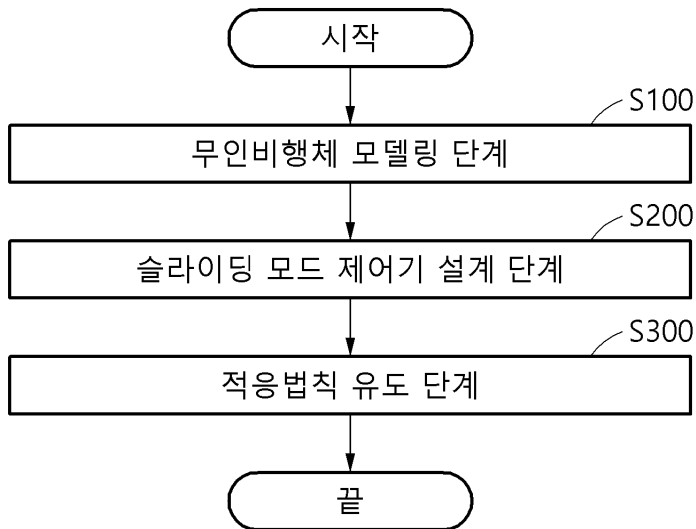
도면3



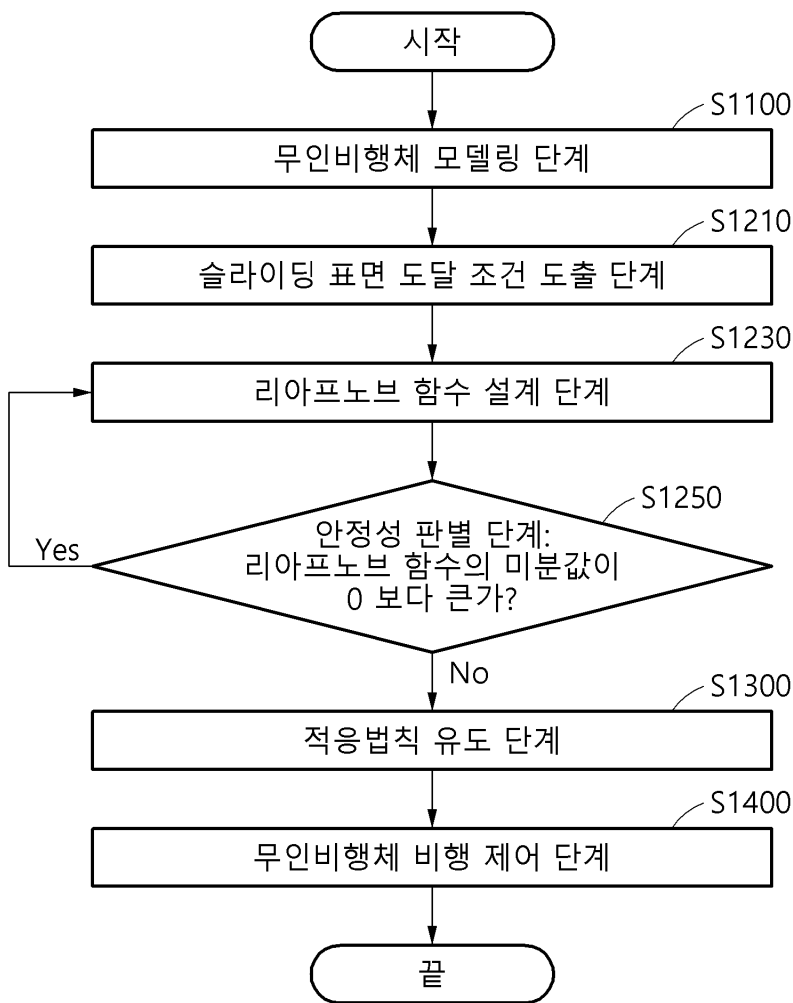
도면4



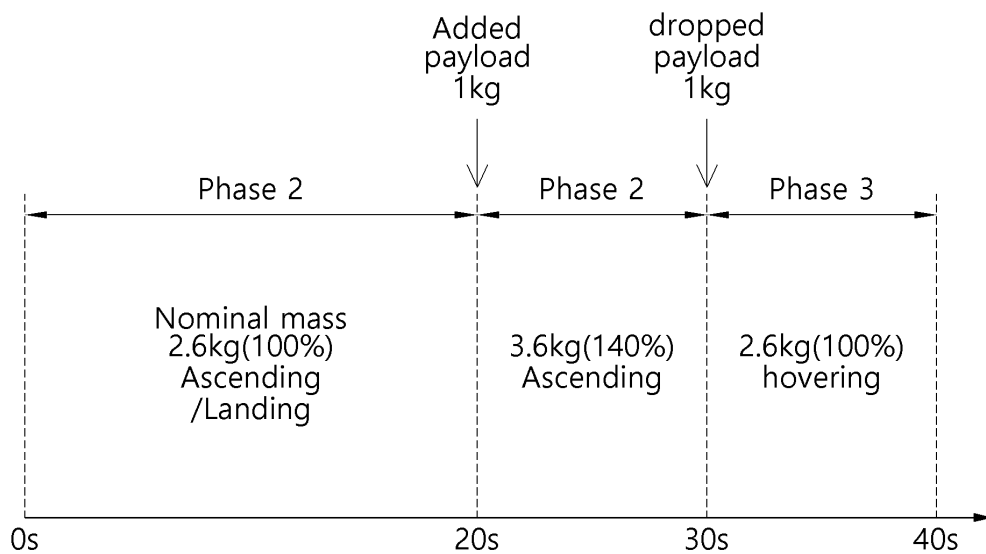
도면5



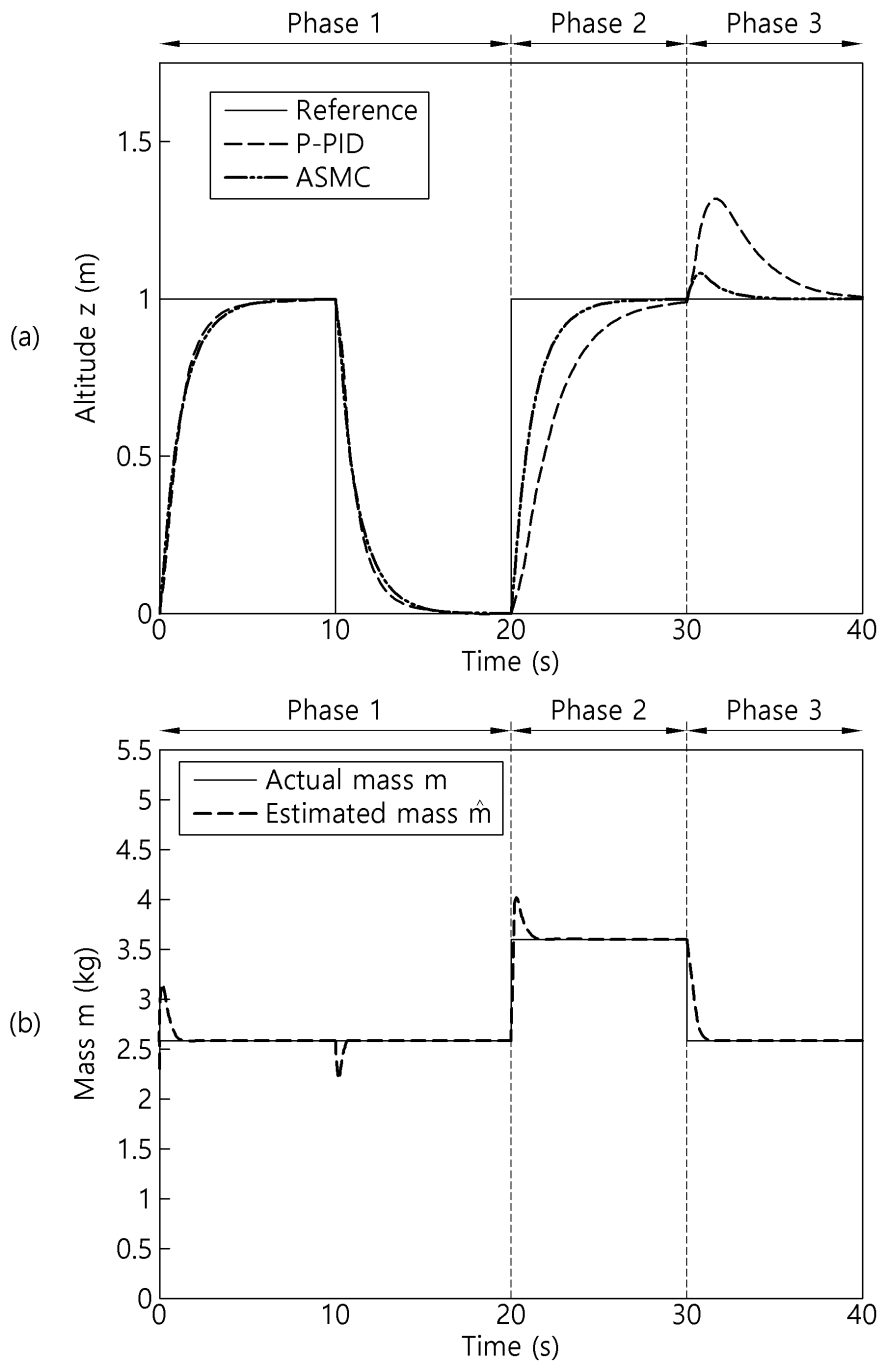
도면6



도면7



도면8



도면9

