(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2025-0018348
(43) 공개일자 2025년02월05일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
G05D 1/46 (2024.01) *B64C 15/02* (2006.01)
B64U 10/14 (2023.01) *G05B 11/42* (2006.01)
G05D 1/49 (2024.01) *G05D 1/65* (2024.01)
G05D 109/25 (2024.01)
(52) CPC특허분류
G05D 1/46 (2024.01)
B64C 15/02 (2013.01)
(21) 출원번호 10-2023-0146596
(22) 출원일자 2023년10월30일
심사청구일자 2023년10월30일
(30) 우선권주장
1020230098914 2023년07월28일 대한민국(KR)

(71) 출원인
세종대학교산학협력단
서울특별시 광진구 능동로 209 (군자동, 세종대학교)
(72) 발명자
홍성경
서울특별시 서초구 동광로33길 15, 101호 (반포동, 반포 이안애 1차)
정한솔
서울특별시 광진구 동일로30길 32-7, 504호 (화양동)
이준용
서울특별시 광진구 광나루로 382, 1409호 (화양동, 아스하임4차)
(74) 대리인
장수현

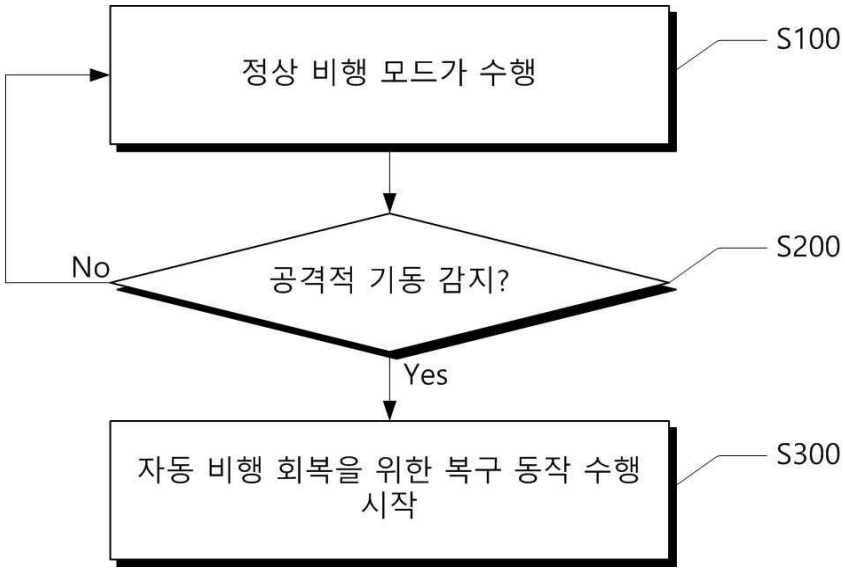
전체 청구항 수 : 총 8 항

(54) 발명의 명칭 **나노 쿼드콥터를 이용한 공격적 기동에서의 자동 비행 회복 방법**

(57) 요 약

본 발명은 나노 쿼드콥터를 이용한 자동 비행 회복에 관한 것으로서, 더욱 상세하게는 쿼터니언 기반 나노콥터를 대상으로, 공격적인 기동에서의 자동 비행 회복이 빠르게 전환되도록 하는 나노 쿼드콥터를 이용한 공격적 기동에서의 자동 비행 회복 방법에 관한 것이다.

대 표 도 - 도2



(52) CPC특허분류
B64U 10/14 (2023.01)
G05B 11/42 (2024.01)
G05D 1/49 (2024.01)
G05D 1/65 (2024.01)
B64U 2201/10 (2023.01)
G05D 2109/254 (2024.01)

이 발명을 지원한 국가연구개발사업
과제고유번호 1711193689
과제번호 2023-2018-0-01423-005
부처명 과학기술정보통신부
과제관리(전문)기관명 정보통신기획평가원
연구사업명 대학ICT연구센터육성지원
연구과제명 지능형 비행로봇 융합기술 연구
기 여 율 1/2
과제수행기관명 세종대학교 산학협력단
연구기간 2023.01.01 ~ 2023.12.31
이 발명을 지원한 국가연구개발사업
과제고유번호 1345366486
과제번호 2020R1A6A1A03038540
부처명 교육부
과제관리(전문)기관명 한국연구재단
연구사업명 이공분야 대학중점연구소지원사업
연구과제명 자율지능무인비행체연구소
기 여 율 1/2
과제수행기관명 세종대학교 산학협력단
연구기간 2023.03.02 ~ 2024.02.29

명 세 서

청구범위

청구항 1

나노 쿼드콥터를 이용한 공격적 기동에서의 자동 비행 회복 방법으로서,

(a) 정상 비행 모드가 수행되는 단계;

(b) 공격적 기동이 감지되었는지 확인하는 단계; 및,

(c) 상기 단계(b)의 확인 결과, 상기 공격적 기동이 감지된 경우 자동 비행 회복을 위한 복구 동작이 수행되는 단계

를 포함하는 나노 쿼드콥터를 이용한 공격적 기동에서의 자동 비행 회복 방법.

청구항 2

청구항 1에 있어서,

상기 단계(c)는,

(c1) 상기 공격적 기동에 따른 각속도가 60 deg/s를 초과했는지 확인하는 단계;

(c2) 상기 단계(c1)를 초과한 경우, 상기 각속도가 60 deg/s 미만이 되도록 각속도를 제어하는 단계; 및,

(c3) 상기 단계(c2) 이후, 자세를 제어한 후 호버링하는 단계

를 포함하는 것을 특징으로 하는 나노 쿼드콥터를 이용한 공격적 기동에서의 자동 비행 회복 방법.

청구항 3

청구항 2에 있어서,

상기 단계(c3)의 자세 제어는,

상기 나노 쿼드콥터의 모터가 켜진 후의 자세값을 읽어와 초기 조건에 대입하여 이루어지는 것

을 특징으로 하는 나노 쿼드콥터를 이용한 공격적 기동에서의 자동 비행 회복 방법.

청구항 4

청구항 2에 있어서,

상기 단계(c1)에서, 상기 공격적 기동에 따른 각속도가 60 deg/s를 초과하지 않는 경우, 상기 단계(c3)가 이루어지는 것

을 특징으로 하는 나노 쿼드콥터를 이용한 공격적 기동에서의 자동 비행 회복 방법.

청구항 5

청구항 4에 있어서,

상기 단계(c3)의 자세 제어는,

상기 나노 쿼드콥터의 모터가 켜진 후의 자세값을 읽어와 초기 조건에 대입하여 이루어지는 것

을 특징으로 하는 나노 쿼드콥터를 이용한 공격적 기동에서의 자동 비행 회복 방법.

청구항 6

청구항 1에 있어서,

상기 단계(b)의 확인 결과, 상기 공격적 기동이 감지되지 않는 경우, 상기 정상 비행 모드가 수행되는 것

을 특징으로 하는 나노 쿼드콥터를 이용한 공격적 기동에서의 자동 비행 회복 방법.

청구항 7

청구항 1에 있어서,

상기 자동 비행 회복을 위한 복구 동작 수행은 상기 정상 비행 모드가 수행되는 펌웨어와 동일한 이중 루프 PID 제어기에서 이루어지는 것

을 특징으로 하는 나노 쿼드콥터를 이용한 공격적 기동에서의 자동 비행 회복 방법.

청구항 8

청구항 7에 있어서,

상기 이중 루프 PID 제어에서 상기 각속도를 제어하기 위해서 이득값을 최적화하는 것

을 특징으로 하는 나노 쿼드콥터를 이용한 공격적 기동에서의 자동 비행 회복 방법.

발명의 설명

기 술 분 야

[0001] 본 발명은 나노 쿼드콥터를 이용한 자동 비행 회복에 관한 것으로서, 더욱 상세하게는 쿼터니언 기반 나노콥터를 대상으로, 공격적인 기동에서의 자동 비행 회복이 빠르게 전환되도록 하는 나노 쿼드콥터를 이용한 공격적 기동에서의 자동 비행 회복 방법에 관한 것이다.

배 경 기 술

[0002] 일반적으로 쿼드콥터는 네 개의 프로펠러가 장착된 드론으로, 수직 이착륙 수행이 가능하며 여러 분야에서 다양한 용도로 활용되고 있다. 쿼드콥터는 각 프로펠러의 속도 조절을 통해 움직임을 제어하는데, 이를 통해 전·후·좌·우 이동, 회전 등의 복잡한 움직임을 구현할 수 있다.

[0003] 최근 몇 년 동안에는 멀티콥터형 드론이 다양한 산업 및 국방 분야에서의 사용 범위가 넓어졌다. 이 중 군사 작전에서는 정찰, 감시 및 전투 작전에서 사용되어지고 있으며, 이를 위한 MUM-T(Manned-unmanned Teaming) 역량 개발에 대한 관심이 증대되고 있다. 군사 작전에서 MUAS(Multi-Unit unmanned Aerial System)가 자동 비행 회복 능력을 가지고 있는 것은 중요하다. 다양한 UAV들은 기존의 수동 조종 대신 자동 조종 시스템인 오토파일럿(Autopilot) 시스템이 탑재되어 있다. 오토파일럿 시스템은 비행체가 자동으로 비행할 수 있도록 하는 시스템을 말한다. 이 시스템은 내장된 센서와 알고리즘을 통해 현재의 위치, 고도, 속도 등의 정보를 파악하고, 사용자로부터 입력받은 명령 또는 미리 설정된 경로에 따라 비행체를 제어하여 보다 안전하고 효율적인 비행을 가능케 하고 있다. 그러나 멀티콥터를 공중으로 던지거나 공중에서 자유 낙하를 하는 경우에 기체를 신속하게 배치해야 하는 경우가 발생할 수 있고 이러한 공중으로 던지거나 공중에서 자유 낙하를 하는 경우를 공격적인 기동의 한 예로 한다면, 이러한 공격적 기동은 위험할 수 있으며, 멀티콥터가 안정성이나 방향을 잃어 충돌 또는 기타 의도치 않은 결과를 초래할 수 있다. 따라서 멀티콥터를 빠르게 안정시키고 던지기와 같은 공격적인 기동 후에 안전한 비행 조건으로 복원할 수 있는 자동 복구 시스템을 개발하는 것이 중요해지고 있다.

[0004] 선행기술 특허문헌 1은 드론이 0이 아닌 속도 및 경사각으로 비행하는 이동 상태로부터 드론이 모두 0인 속도 및 경사각을 갖는 호버링 상태로의 천이를 구현하기 위한 기술로서 초기 순간에 수평 선형속도, 경사각, 및 각속도를 측정하고 정지 시간 값을 설정한다. 그리고 초기 측정 및 설정된 정지 시간에 기초하여 수평 선형 속도의 최적의 연속적인 감소 변화를 시간의 함수로서, 모델링하는 미리 결정된 예측 함수를 파라미터화하고, 파라미터화된 예측 함수로부터 미리 계산된 목표 수평 선형 속도에 대응하는 세트포인트 값들을 드론의 모터들을 제어하기 위한 루프에 적용하며, 호버링 상태에 도달하면 드론을 지면에 대해 0인 속도 및 경사각으로 유지하기 위한 호버링 비행 제어 루프를 활성화하여 일반 비행모드와 호버링 모드 사이의 스위칭 제어를 수행하고 있다.

그리고 선행기술 특허문헌 2는 퍼지 규칙을 기반으로 동적 스위칭을 진행하는 캐리어 로켓 자세 제어 방법을 제시하여 편차의 변화에 따라 상이한 제어 방법을 스위칭하기 위한 것이다. 퍼지 규칙을 기반으로 동적 스위칭을 하는 발사체 제어는 자세각 편차와 편차 변화율에 따라, 퍼지 규칙에 따라 상이한 제어를 방법을 동적으로 전환한다. 그리고 ACC 제어와 퍼지 PID 제어의 각각의 장점을 결합하여 상호 보상을 진행하여, 비행 자세 각 편차량을 감소할 수 있고, 시스템의 응답 시간을 빠르게 할 수 있으며 시스템의 간섭 방지 능력을 강화하며 로켓 비행 정밀도의 안정성을 향상하고 로켓 자세 제어 품질을 개선하기 위함이지만 쿼드콥터를 대상으로 공격적인 비행모드에서의 제어방법을 제시하고 있지 않다.

선행기술문헌

특허문헌

[0005] (특허문헌 0001) US 2012-0091260 A

(특허문헌 0002) CN 116520863 A

발명의 내용

해결하려는 과제

[0006] 본 발명은 이와 같은 문제점을 해결하기 위하여 창안된 것으로서, 쿼터니언 기반 나노콥터를 대상으로, 공격적인 기동에서의 자동 비행 회복이 빠르게 전환되도록 하여 안정적인 비행을 가능하게 하는 나노 쿼드콥터를 이용한 공격적 기동에서의 자동 비행 회복 방법을 제공하는 것을 그 목적으로 한다.

과제의 해결 수단

[0007] 이와 같은 목적을 달성하기 위하여 본 발명에 따른 나노 쿼드콥터를 이용한 공격적 기동에서의 자동 비행 회복 방법으로서, (a) 정상 비행 모드가 수행되는 단계; (b) 공격적 기동이 감지되었는지 확인하는 단계; 및, (c) 상기 단계(b)의 확인 결과, 상기 공격적 기동이 감지된 경우 자동 비행 회복을 위한 복구 동작이 수행되는 단계를 포함한다.

[0008] 상기 단계(c)는, (c1) 상기 공격적 기동에 따른 각속도가 60 deg/s를 초과했는지 확인하는 단계; (c2) 상기 단계(c1)를 초과한 경우, 상기 각속도가 60 deg/s 미만이 되도록 각속도를 제어하는 단계; 및, (c3) 상기 단계(c2) 이후, 자세를 제어한 후 호버링하는 단계를 포함하는 것이다.

[0009] 상기 단계(c3)의 자세 제어는, 상기 나노 쿼드콥터의 모터가 켜진 후의 자세값을 읽어와 초기 조건에 대입하여 이루어지는 것이다.

[0010] 상기 단계(c1)에서, 상기 공격적 기동에 따른 각속도가 60 deg/s를 초과하지 않는 경우, 상기 단계(c3)가 이루어지는 것이다.

[0011] 상기 단계(c3)의 자세 제어는, 상기 나노 쿼드콥터의 모터가 켜진 후의 자세값을 읽어와 초기 조건에 대입하여 이루어지는 것이다.

[0012] 상기 단계(b)의 확인 결과, 상기 공격적 기동이 감지되지 않는 경우, 상기 정상 비행 모드가 수행되는 것이다.

[0013] 상기 자동 비행 회복을 위한 복구 동작 수행은 상기 정상 비행 모드가 수행되는 펌웨어와 동일한 이중 루프 PID 제어기에서 이루어지는 것이다.

[0014] 상기 이중 루프 PID 제어에서 상기 각속도를 제어하기 위해서 이득값을 최적화하는 것이다.

발명의 효과

[0015] 본 발명에 의하면, 기존 펌웨어 제어기보다 안정적인 호버링 유지에 더 빠른 효과가 있다.

[0016] 또한 본 발명은 급격한 자세 변화에 신속하게 대응하고 안정적인 호버링을 유지하는 효과가 있다.

[0017] 그리고 변화하는 조건에 대응하기 위해 실시간으로 제어 전략을 조정할 수 있으므로 까다로운 조건에서 안정적

인 호버링을 유지할 수 있다.

도면의 간단한 설명

[0018] 도 1은 기존의 자세 제어기의 구조를 나타낸 블록도.

도 2은 본 발명에 따른 나노 쿼드콥터를 이용한 공격적 기동에서의 자동 비행 회복 방법을 나타낸 순서도.

도 3은 도 2에 따른 단계S300의 자동 비행 회복을 위한 복구 동작 수행 방법을 나타낸 순서도.

도 4는 본 발명이 적용되는 쿼터니언 기반의 나노콥터를 보여주는 도면

도 5는 본 발명이 Matlab의 Simulink를 사용하여 공격적인 기동 상황을 모사하기 위한 시스템의 구성도.

도 6a 내지 도 6b는 도 5를 이용하여 시뮬레이션 한 결과를 보여주는 제1 자세 그래프

도 7a 내지 도 7b는 도 5를 이용하여 시뮬레이션 한 결과를 보여주는 제2 자세 그래프.

도 8a 내지 도 8b는 도 5를 이용하여 시뮬레이션 한 3D 결과를 보여주는 도면.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0019] 이하에서는, 첨부된 도면을 참조하여 본 발명에 따른 실시예를 상세히 설명한다. 동일하거나 유사한 구성요소에 대해서는 동일 또는 유사한 도면 부호를 부여하고 이에 대한 중복되는 설명은 생략한다. 본 명세서에 개시된 실시예를 설명함에 있어서 관련된 공지 기술에 대한 구체적인 설명이 본 명세서에 개시된 실시예의 요지를 흐릴 수 있다고 판단되는 경우 그 상세한 설명을 생략한다. 첨부된 도면은 본 명세서에 개시된 실시예를 쉽게 이해할 수 있도록 하기 위한 것일 뿐, 첨부된 도면에 의해 본 명세서에 개시된 기술적 사상이 제한되지 않으며, 본 발명의 사상 및 기술 범위에 포함되는 모든 변경, 등가인 것 내지 대체하는 것을 포함하는 것으로 이해되어야 한다.

[0020] 제1, 제2 등과 같이 서수를 포함하는 용어는 다양한 구성요소들을 설명하는데 사용될 수 있지만, 이러한 용어들은 하나의 구성요소를 다른 구성요소로부터 구별하는 목적으로만 사용되며 해당되는 구성요소들은 이러한 용어들에 의해 한정되지 않는다. 단수의 표현은, 문맥상 명백하게 다르게 뜻하지 않는 한, 복수의 표현을 포함한다.

[0021] 본 명세서에서 사용된 "포함한다", "구비한다" 또는 "가지다" 등의 용어는 명세서상에 기재된 특징, 단계, 구성요소 또는 이들을 조합한 것이 존재함을 한정하려는 것으로 이해되어야 하며, 하나 이상의 다른 특징들이나 단계, 구성요소 또는 이들을 조합한 것들이 존재할 또는 부가될 가능성을 배제하려는 것은 아니다.

[0022] 어떤 구성요소가 다른 구성요소에 "연결" 되어 있다거나 "접속" 되어 있다고 설명된 때에는, 그 다른 구성요소에 직접 연결되어 있거나 또는 접속되어 있을 수도 있지만, 중간에 또다른 구성요소가 존재할 수도 있다고 이해되어야 한다. 반면에, 어떤 구성요소가 다른 구성요소에 "직접 연결" 되어 있다거나 "직접 접속" 되어 있다고 언급된 때에는, 중간에 다른 구성요소가 존재하지 않는 것으로 이해되어야 한다.

[0023] 도 1은 기존의 자세 제어기의 구조를 나타낸 블록도이다.

[0024] 도 1에서와 같이 기존의 자세 제어기의 구조는 기존 펌웨어에 적용되어 있는 이중 루프 PID 제어를 이용한다. 본 발명에서는 기존 펌웨어에 적용되어 있는 도 1의 자세 제어기를 이용하여 공격적 기동에서의 자동 비행 회복을 위한 스위칭 제어가 이루어질 수 있다. 예를 들면 기체가 빠른 각속도로 회전하는 경우를 제외하고 모든 시스템이 기존의 펌웨어를 그대로 사용하는 것이다. 따라서 본 발명의 스위칭 제어기의 구조는 기존의 펌웨어와 동일한 이중 루프 PID 제어를 사용하지만, 빠른 각속도를 제어하기 위해서 이득값을 최적화하여 대입한다.

[0025] 도 2는 본 발명에 따른 나노 쿼드콥터를 이용한 공격적 기동에서의 자동 비행 회복 방법을 나타낸 순서도이고, 도 3은 도 2에 따른 단계S300의 자동 비행 회복을 위한 복구 동작 수행 방법을 나타낸 순서도이다.

[0026] 도 2 내지 도 3을 참조하면, 본 발명은 도 1의 자세 제어기를 통하여 정상 비행 모드가 수행된다(S100).

[0027] 이후 단계(S100)에서와 같이 정상 비행 모드로의 수행 중, 공격적 기동이 감지되었는지를 확인한다(S200). 여기서 공격적 기동은 멀티콥터를 공중으로 던지거나 공중에서 자유 낙하를 하는 경우로써, 기체를 신속하게 배치해야 하는 상태를 의미하며 이외에 다양한 예들을 포함할 수 있다.

[0028] 공격적 기동이 감지되었는지 확인(S200)하여, 공격적 기동이 감지되었으면 자동 비행 회복을 위한 복구 동작이

수행된다(S300). 자동 비행 회복을 위한 복구 동작 수행은 다음 도 3을 참조하여 설명하기로 한다.

[0029] 한편 공격적 기동이 감지되었는지 확인(S200)하여, 공격적 기동이 감지되지 않았을 경우, 단계(S100)에서와 같이 정상 비행 모드로의 수행이 계속된다.

[0030] 도 3은 도 2에 따른 단계S300의 자동 비행 회복을 위한 복구 동작 수행 방법을 나타낸 순서도이다.

[0031] 도 3을 참조하면, 자동 비행 회복을 위한 복구 동작 수행이 시작(S300)되면, 먼저 각속도가 60deg/s를 초과했는지를 확인한다(S310).

[0032] 확인(S310) 결과, 각속도가 60deg/s를 초과한 경우 각속도를 제어하여 각속도가 60deg/s 미만이 되도록 한다(S320).

[0033] 이후, 단계(S320)의 각속도 제어 후, 자세를 제어하고 호버링한다(S330~S340). 여기서 단계S330의 자세 제어는 나노 쿼드콥터의 모터가 켜진 후의 자세값을 읽어와 초기 조건에 대입하여 이루어지며 단계 S340의 호버링은 높이 추정기를 초기화시켜 현재 높이에 대한 자세를 제어하고, 위치 추정기를 초기화 시켜현재 위치에 대한 제어를 수행한다.

[0034] 한편, 단계S310의 확인 결과, 각속도가 60deg/s를 초과하지 않는 경우, 단계 S320 없이 단계S330 및 단계S340의 자세 제어 및 호버링이 이루어진다.

[0035] 앞서 도 1에서 설명한 바와 같이 자동 비행 회복을 위한 복구 동작 수행(S300)을 위한 자세 제어는 정상 비행 모드가 수행(S100)되는 자세 제어기의 구조가 기존 펌웨어에 적용되어 있,는 동일한 이중 루프 PID 제어이며, 이 이중 루프 PID 제어에서 빠른 각속도를 제어하기 위해서 이득값을 최적화하여 이루어진다.

[0036] 이하에서는, 본 발명을 도출하기 위하여 발명자들이 수행한 연구에 대하여 설명한다.

[0037] 도 4는 본 발명이 적용되는 쿼터니언 기반의 나노콥터를 보여주는 도면으로, 본 연구에서는 X자 대칭형 나노콥터의 모델 중 하나인 Bitcraze사의 Crazyfile2.1을 기반으로 사용하였으며, 공격적 비행 상황에서 짐벌락(Gimbal Lock)을 방지하기 위해 쿼터니언 기반으로 모델링을 진행했다.

[0038] 도 5는 본 발명이 Matlab의 Simulink를 사용하여 공격적인 기동 상황을 모사하기 위한 시스템의 구성도이다. 아래의 [표 1]은 도 5의 시스템 구성에 대입하여 적용한 초기 상태값이다.

[0039] [표 1]

Parameter	Roll	Pitch	Yaw
Omega Init	$8\ \pi/s$	$8\ \pi/s$	0
	$12\ \pi/s$	$12\ \pi/s$	
Attitude Init	120°	120°	0
Velocity Init	$2m/s$	$0m/s$	$3m/s$
Position Init	$0m$	$0m$	$3m$

[0040]

[0041] 각속도를 초당 4바퀴, 6바퀴를 돌고 있다는 경우를 대입하고 있으며, 자유 낙하 감지 시 기체의 자세가 각각 120도 기울어져 있다고 가정하여 시뮬레이션을 진행하였다.

[0042] 도 6a 내지 도 6b는 도 5를 이용하여 시뮬레이션 한 결과를 보여주는 제1 자세 그래프이고, 도 7a 내지 도 7b는 도 5를 이용하여 시뮬레이션 한 결과를 보여주는 제2 자세 그래프이다.

[0043] 도 6a 내지 도 6b 및 도 7a 내지 도 7b를 참조하면, 도 6a와 도 7a는 기존의 정상 비행 모드가 수행되는 펌웨어의 자세 제어기 그래프이고, 도 6b와 도 7b는 본 발명이 기존의 펌웨어에서 공격적 기동이 감지된 경우 자동 비행 회복 동작이 수행되는 자세 제어기의 그래프를 보여주고 있다.

[0044] 도 8a 내지 도 8b는 도 5를 이용하여 시뮬레이션 한 3D 결과를 보여주는 도면으로 도 8a는 공격적 기동에 따른 본 발명의 자동 비행 회복 동작이 수행되지 않은 결과를 보여주고 있으며, 도 8b는 공격적 기동에 따른 본 발명의 자동 비행 회복 동작이 수행된 결과이다. 도 8a 내지 도 8b의 결과를 통해 공격적 기동에 따른 자동 비행 회복 동작이 수행됨으로 도 8a와 같이 추락하지 않고 단시간에 도 8b와 같이 호버링이 가능함을 보여주고 있다.

[0045] 이와 같이 각 시뮬레이션 결과, 본 발명의 자동 비행 회복 동작의 수행은 기존의 자동 비행 모드 수행이 이루어지는 기존 펌웨어 제어기보다 안정적인 호버링 유지에 더 빠르고 효과적임을 보여주고 있다. 자동 비행 회복 동작의 수행은 급격한 자세 변화에 신속하게 대응하고 안정적인 호버링을 유지할 수 있는 반면, 기존 자동 비행 회복 동작이 수행되는 펌웨어 제어기는 빠른 회전에서 안정성을 회복하는데 어려움이 있다. 그리고 기존의 펌웨어 제어기는 모든 상황에서 최적이 아닐 수 있는 고정된 제어 전략에 의존하는 반면, 본 발명의 자동 비행 회복 동작의 수행은 변화하는 조건에 대응하기 위해 실시간으로 제어 전략을 조정할 수 있으므로 까다로운 조건에서 안정적인 호버링을 유지할 수 있는 경향을 보여주고 있다.

[0046] 따라서 본 발명의 연구를 통하여 쿼터니언 기반의 나노콥터 모델을 이용하여 기체가 던져진 상황 등의 초기 공격적인 비행 상황에서 각속도 제어만을 우선적으로 진행하여 단시간에 자세 회복이 가능함을 시뮬레이션을 통하여 확인하였다.

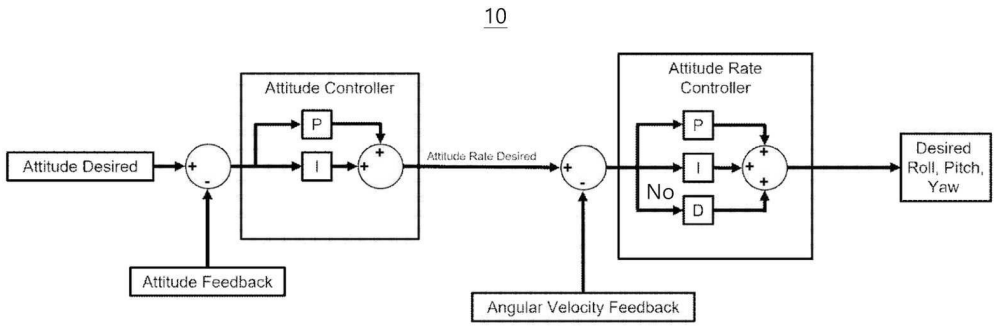
[0047] 이상과 같이, 본 발명은 비록 한정된 실시예와 도면에 의해 설명되었으나, 본 발명은 이것에 의해 한정되지 않으며 본 발명이 속하는 기술분야에서 통상의 지식을 가진 자에 의해 본 발명의 기술사상과 아래에 기재될 특허청구범위의 균등범위 내에서 다양한 수정 및 변형이 가능함은 물론이다.

부호의 설명

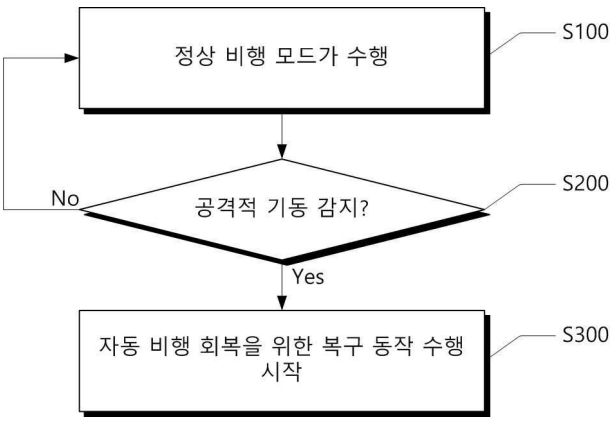
[0048] 10: 이중 루프 PID 제어기

도면

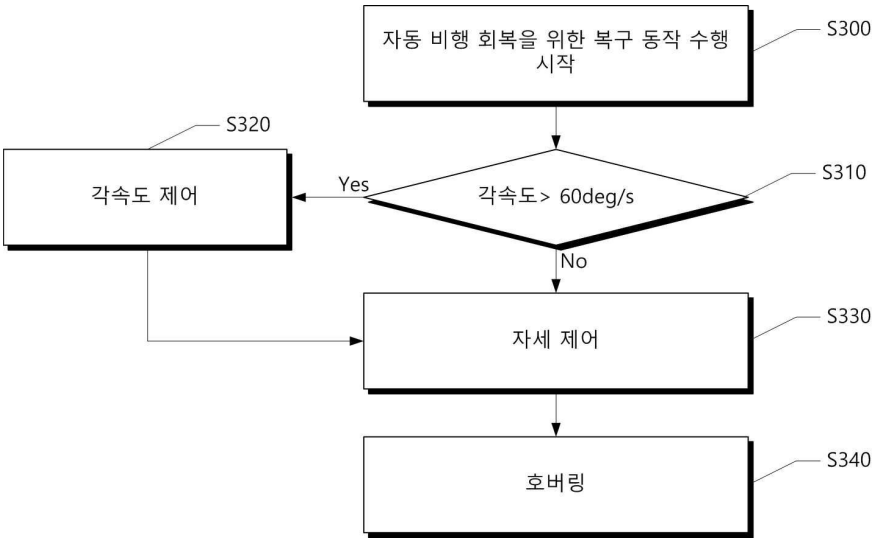
도면1



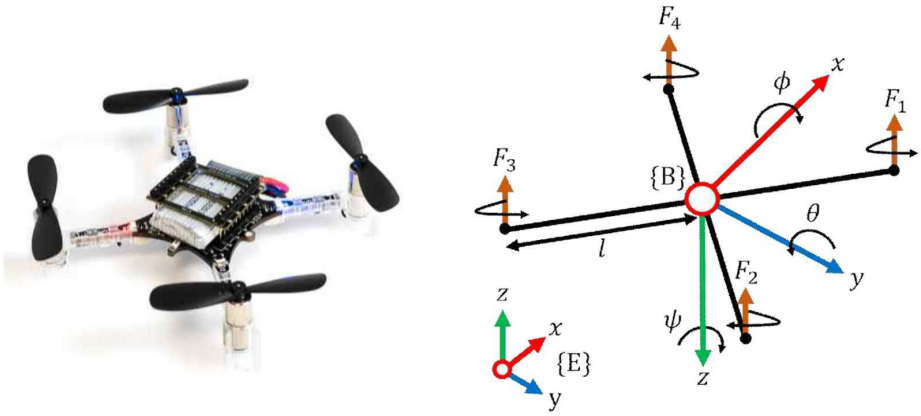
도면2



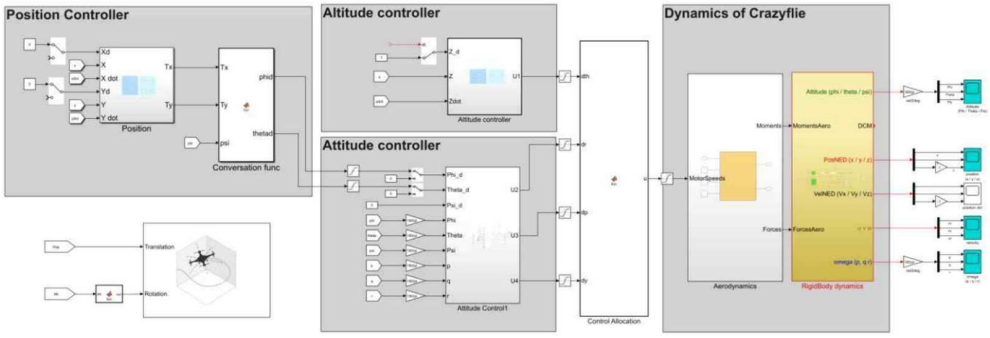
도면3


자동 비행 회복을 위한 복구 동작 수행 시작
S300
S320
각속도 제어
Yes
각속도> 60deg/s
S310
No
자세 제어
S330
호버링
S340

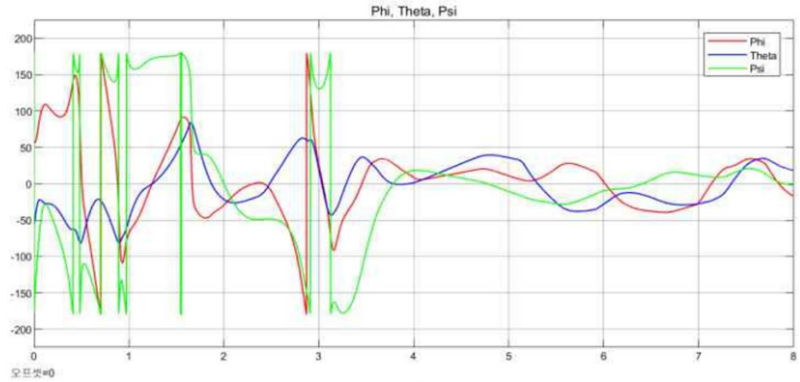
도면4


F_4
ϕ
x
F_1
F_3
{B}
θ
l
y
F_2
z
x
{E}
ψ
y
z

도면5

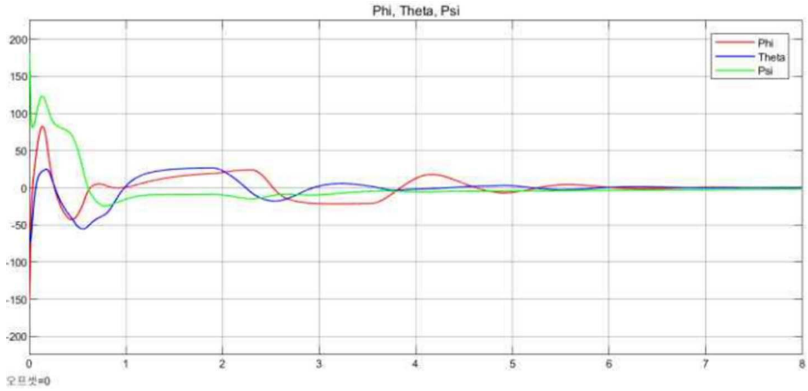

Position Controller
Altitude controller
Attitude controller
Dynamics of Crazyflie
Position
Conversation func
Translation
Rotation
Control Allocation
Aerodynamics

도면6a



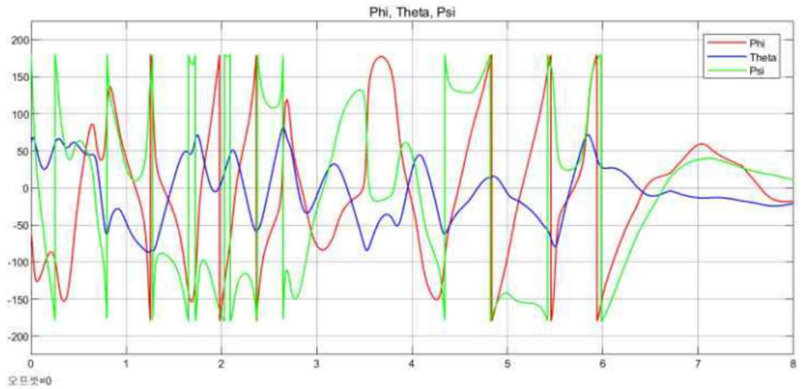
$$\omega = 8\pi/s$$

도면6b



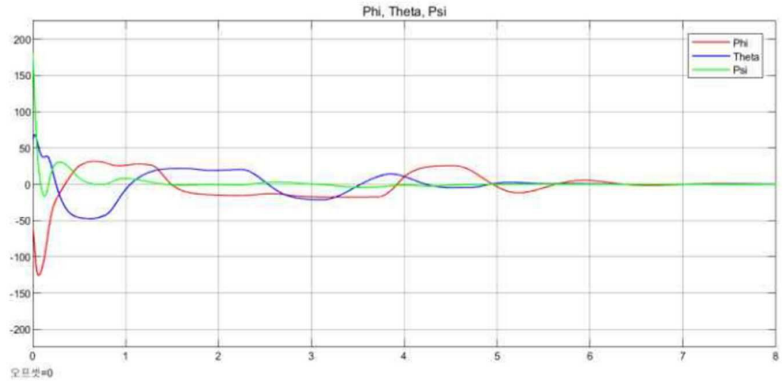
$$\omega = 8\pi/s$$

도면7a



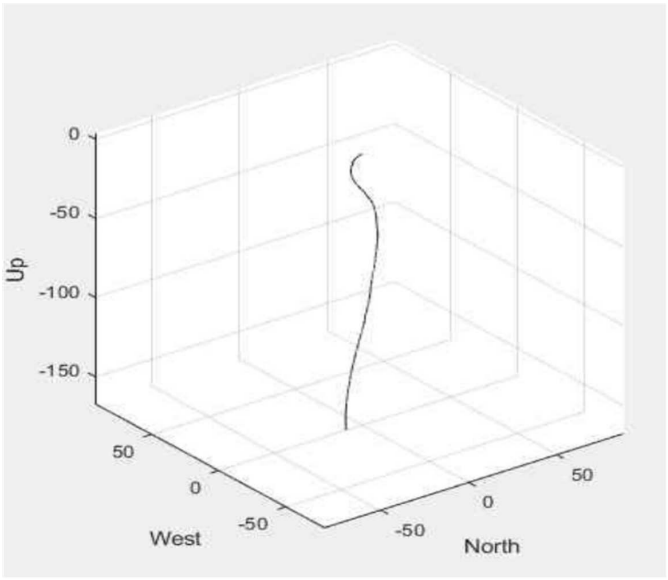
$$\omega = 12\pi/s$$

도면7b



$$\omega = 12\pi/s$$

도면8a



도면8b

