



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2012-0060590
(43) 공개일자 2012년06월12일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)

B64C 27/08 (2006.01) **B64C 37/00** (2006.01)

B60F 5/02 (2006.01)

(21) 출원번호 10-2010-0122176

(22) 출원일자 2010년12월02일

심사청구일자 2010년12월02일

(71) 출원인

충남대학교산학협력단

대전광역시 유성구 대학로 99 (궁동,
충남대학교)

(72) 발명자

정슬

대전광역시 유성구 반석서로 109, 반석마을 아파
트 701동 1203호 (반석동)

정승호

대전광역시 유성구 계룡로38번길 86-8 (구암동)

(74) 대리인

김종관, 권오식, 박창희

전체 청구항 수 : 총 11 항

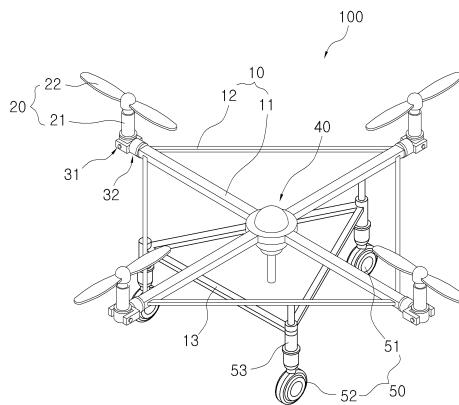
(54) 발명의 명칭 지상 주행이 가능한 쿼드로콥터

(57) 요약

본 발명은 자동차와 비행기의 결합체인 비행 자동차에 관한 것으로, 더욱 상세하게는 복수 개의 프로펠러 엔진을 적용하고, 프로펠러 엔진의 경사각을 가변하여 수직 이착륙과 지상주행이 가능한 쿼드로콥터에 관한 것이다.

상기와 같은 구성에 의한 본 발명의 지상 주행이 가능한 쿼드로콥터는 기존의 쿼드로콥터에 최소한의 구성을 적용하여 수직이착륙 비행과 동시에 지상 주행이 가능하게 되는 효과가 있다.

대표도 - 도1



이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호 00043055-1

부처명 중소기업청

연구사업명 산학공동기술개발 지원사업

연구과제명 쿼드 로터 기반 차륜형 비행체 개발

주관기관 충남대학교

연구기간 2010.06.01 ~ 2011.05.31

특허청구의 범위

청구항 1

지지프레임(10);

상기 지지프레임(10)상에 복수 개가 방사상으로 설치되는 프로펠러부(20); 및

상기 지지프레임(10)의 하면에 구비되는 이동 수단(50); 을 포함하여 이루어지되,

상기 프로펠러부(20)의 추력방향이 가변되는 것을 특징으로 하는 지상 주행이 가능한 쿼드로콥터.

청구항 2

제 1항에 있어서,

상기 프로펠러부(20)는,

상기 지지프레임(10)에 제1 힌지결합부(31)를 통해 힌지 결합되며, 서보(Servo)의 구동에 의해 지면과의 경사각이 가변되는 것을 특징으로 하는 지상 주행이 가능한 쿼드로콥터.

청구항 3

제 2항에 있어서,

상기 프로펠러부(20)는,

상기 지지프레임(10)에 축방향으로 회전이 가능하도록 제2 힌지결합부(32)를 통해 힌지 결합되며, 상기 서보의 구동에 의해 지면과의 경사각이 가변되는 것을 특징으로 하는 지상 주행이 가능한 쿼드로콥터.

청구항 4

제 1항에 있어서,

상기 지지프레임(10)은,

복수 개가 서로 직교하도록 연결되어 십자형을 이루는 메인프레임(11)과, 상기 메인프레임(11)의 끝단과 이웃하는 메인프레임의 끝단을 연결하는 보조프레임(12)으로 구성되며,

상기 보조프레임(12)은 착탈 가능하고, 상기 보조프레임(12) 탈거 시 상기 메인프레임(11)은 지면과 수직인 힌지축을 갖는 제3 힌지결합부(33)를 통해 힌지 결합되어 이웃하는 메인프레임(11')과 수평하도록 힌지 회동 가능한 것을 특징으로 하는 지상 주행이 가능한 쿼드로콥터.

청구항 5

제 1항에 있어서,

상기 이동수단(50)은,

전륜부(51)와 후륜부(52)로 구성되는 3륜 또는 4륜 구조인 것을 특징으로 하는 지상 주행이 가능한 쿼드로콥터.

청구항 6

제 5항에 있어서,

상기 이동수단(50)은,

3륜 구조인 경우, 전륜부(51)는 조향이 가능하도록 구성되며, 후륜부(51)는 고정식 휠로 구성되는 것을 특징으로 하는 지상 주행이 가능한 쿼드로콥터.

청구항 7

제 5항에 있어서,

상기 이동수단(50)은,

4륜 구조인 경우, 추력의 방향에 따라 자유 이동이 가능하도록 옴니휠(Omni-Wheel)로 되는 것은 특징으로 하는 지상 주행이 가능한 쿼드로콥터.

청구항 8

제 1항에 있어서,

상기 이동수단(50)과 지지프레임(10)은 완충부재(53)를 통해 연결되는 것을 특징으로 하는 지상 주행이 가능한 쿼드로콥터.

청구항 9

제 1항에 있어서,

상기 쿼드로콥터는,

수직 이착륙, 비행을 제어하기 위한 제어부(40)가 더 구비되고, 상기 제어부(40)는 가속도센서, 자이로센서, 지자기센서 및 초음파센서를 통해 자세를 검출하여 상기 프로펠러부(20)의 모터(21) 및 서보를 제어하는 것을 특징으로 하는 지상 주행이 가능한 쿼드로콥터.

청구항 10

제 9항에 있어서,

상기 쿼드로콥터는,

지상 주행 시 상기 제어부(40)에 의해 복수 개의 모터(21)를 독립적으로 제어함으로써, 전진 후진 또는 좌우 이동하는 것을 특징으로 하는 지상 주행이 가능한 쿼드로콥터.

청구항 11

제 9항에 있어서,

상기 제어부(40)는,

마이크로 프로세서 또는 DSP를 주제어기로 하고, PID제어 알고리즘 및 칼만 필터 알고리즘을 수행하는 것을 특징으로 하는 지상 주행이 가능한 쿼드로콥터.

명세서

기술분야

본 발명은 자동차와 비행기의 결합체인 비행 자동차에 관한 것으로, 더욱 상세하게는 복수 개의 프로펠러 엔

[0001]

진을 적용하고, 프로펠러 엔진의 경사각을 가변하여 수직 이착륙과 지상주행이 가능한 쿼드로콥터에 관한 것이다.

배경 기술

- [0002] 자동차는 전기로 움직이는 이동로봇 형태의 이동 수단으로 변화하고 있고, 비행기는 개인용 1인형 비행체의 개발로 변화 및 시도되고 있다. 또한, 1일용 운항 수단으로 비행기와 자동차가 합체된 형태의 새로운 개념의 비행체에 대한 연구가 한창이다.
- [0003] 일반적으로 자동차는 지상에서 운용되는 운송 수단 중 가장 많이 이용되고 있지만, 교통 체증이 발생할 경우 이동 시간이 길어지는 단점이 있다. 비행기의 경우 공중을 비행하기 위해 비행체를 공중에 띄우는 양력이 필요하며, 고정날개 비행체의 경우 양력을 발생시키기 위해 수평방향의 속도가 필요하다. 따라서 초기 이륙 시 충분한 속도를 얻기 위해 긴 활주로가 필요하며 착륙 때도 마찬가지로 넓은 공간이 필요한 단점이 있다.
- [0004] 상기와 같은 문제점을 해결하기 위해 지상에서는 자동차와 같이 주행하다 교통 체증이 발생하면 긴 활주로가 필요 없이 수직으로 이륙하여 비행 할 수 있는 VTOL(Vertical take off and landing) 구조의 비행체에 대한 연구가 관심을 받고 있다.
- [0005] VTOL 구조의 대표적인 비행체로는 팬으로 구동하는 쿼드로콥터(Quadro-Copter)가 있다. 쿼드로콥터는 헬리콥터와 같이 프로펠러의 회전으로 구동하는 기체지만 4개의 팬에 의해 비행한다. 쿼드로콥터는 헬기처럼 좁은 공간에서 이착륙이 가능하므로 취미 활동이나 탐사를 수행하는 등의 목적으로 사용되고 있다.
- [0006] 최근 수송 운반 수단인 자동차와 비행기의 결합체인 비행 자동차에 관심이 높아지고 있는 시점에서, 쿼드로콥터의 수직 이착륙 비행체를 이용하여 비행뿐만 아니라, 지상 주행도 가능한 비행 자동차의 개발이 요구되고 있다.

발명의 내용

해결하려는 과제

- [0007] 본 발명은 상기와 같은 문제점을 해결하기 위하여 안출된 것으로서 본 발명의 목적은, 복수 개의 프로펠러 엔진을 적용하고, 각각의 프로펠러 엔진은 경사각이 조절되어 추력의 방향을 전환시키게 되는 지상 주행이 가능한 쿼드로콥터를 제공함에 있다.
- [0008] 또한, 지상 주행 수단으로는 추력에 의해 자유 이동이 가능한 핀치롤러가 적용되는 지상 주행이 가능한 쿼드로콥터를 제공함에 있다.
- [0009] 또한, 프로펠러 엔진의 경사각 제어와, 프로펠러 엔진의 동력을 제어하여 수직이착륙 및 지상 주행이 가능하게 되는 지상 주행이 가능한 쿼드로콥터를 제공함에 있다.

과제의 해결 수단

- [0010] 본 발명의 쿼드로콥터는 지지프레임(10); 상기 지지프레임(10)상에 복수 개가 방사상으로 설치되는 프로펠러부(20); 및 상기 지지프레임(10)의 하면에 구비되는 이동 수단(50); 을 포함하여 이루어지되, 상기 프로펠러부(20)의 추력방향이 가변되는 것을 특징으로 한다.
- [0011] 이때, 상기 프로펠러부(20)는, 상기 지지프레임(10)에 제1 힌지결합부(31)를 통해 힌지 결합되며, 서보(Servo)의 구동에 의해 지면과의 경사각이 가변되는 것을 특징으로 한다.
- [0012] 또한, 상기 프로펠러부(20)는, 상기 지지프레임(10)에 축방향으로 회전이 가능하도록 제2 힌지결합부(32)를 통해 힌지 결합되며, 상기 서보의 구동에 의해 지면과의 경사각이 가변되는 것을 특징으로 한다.
- [0013] 또한, 상기 지지프레임(10)은, 복수 개가 서로 직교하도록 연결되어 십자형을 이루는 메인프레임(11)과, 상기 메인프레임(11)의 끝단과 이웃하는 메인프레임의 끝단을 연결하는 보조프레임(12)으로 구성되며, 상기 보조프레임(12)은 착탈 가능하고, 상기 보조프레임(12) 탈거 시 상기 메인프레임(11)은 지면과 수직인 힌지축을 갖

는 제3 힌지결합부(33)를 통해 힌지 결합되어 이웃하는 메인프레임(11')과 수평하도록 힌지 회동 가능한 것을 특징으로 한다.

- [0014] 또한, 상기 이동수단(50)은, 전륜부(51)와 후륜부(52)로 구성되는 3륜 또는 4륜 구조인 것을 특징으로 한다.
- [0015] 또한, 상기 이동수단(50)은, 3륜 구조인 경우, 전륜부(51)는 조향이 가능하도록 구성되며, 후륜부(51)는 고정식 휠로 구성되는 것을 특징으로 한다.
- [0016] 다른 실시 예로, 상기 이동수단(50)은, 4륜 구조인 경우, 추력의 방향에 따라 자유 이동이 가능하도록 옴니휠(Omni-Wheel)로 되는 것은 특징으로 한다.
- [0017] 또한, 상기 이동수단(50)과 지지프레임(10)은 완충부재(53)를 통해 연결되는 것을 특징으로 한다.
- [0018] 이때, 상기 쿼드로콥터는, 수직 이착륙, 비행을 제어하기 위한 제어부(40)가 더 구비되고, 상기 제어부(40)는 가속도센서, 자이로센서, 지자기센서 및 초음파센서를 통해 자세를 검출하여 상기 프로펠러부(20)의 모터(21) 및 서보를 제어하는 것을 특징으로 한다.
- [0019] 더불어 상기 쿼드로콥터는, 지상 주행 시 상기 제어부(40)에 의해 복수 개의 모터(21)를 독립적으로 제어함으로써, 전진 후진 또는 좌우 이동하는 것을 특징으로 한다.
- [0020] 마지막으로 상기 제어부(40)는, 마이크로 프로세서 또는 DSP를 주제어기로 하고, PID제어 알고리즘 및 칼만 필터 알고리즘을 수행하는 것을 특징으로 한다.

발명의 효과

- [0021] 상기와 같은 구성에 의한 본 발명의 지상 주행이 가능한 쿼드로콥터는 기존의 쿼드로콥터에 최소한의 구성을 적용하여 수직이착륙 비행과 동시에 지상 주행이 가능하게 되는 효과가 있다.

도면의 간단한 설명

- [0022] 도 1은 본 발명의 쿼드로콥터 사시도
- 도 2는 본 발명의 제1 힌지결합부에 의해 프로펠러부가 가변된 쿼드로콥터 사시도
- 도 3은 본 발명의 지상 주행 모드의 쿼드로콥터 평면도
- 도 4는 본 발명의 제2 힌지결합부에 의해 프로펠러부가 가변된 쿼드로콥터 사시도
- 도 5는 본 발명의 제3 힌지결합부에 의해 메인프레임이 가변된 쿼드로콥터 사시도
- 도 6은 본 발명의 비행 제어를 위한 제어부의 신호 흐름도
- 도 7은 본 발명의 컴플멘터리(Complementary) 및 칼만 필터(Kalman Filter) 알고리즘
- 도 8은 본 발명의 칼만 필터링된 신호 도표
- 도 9는 비행 시 3축(Pitch, Yaw, Roll)의 PID 제어블록
- 도 10은 비행 시 롤 및 피치 데이터 도표 1
- 도 11은 비행 시 롤 및 피치 데이터 도표 2
- 도 12는 비행 시 고도 제어 데이터 도표

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

- [0023] 이하, 상기와 같은 본 발명의 일 실시예에 대하여 도면을 참조하여 상세히 설명한다.
- [0024] 도 1 내지 도 5를 참조하면, 본 발명의 쿼드로콥터는 지지프레임(10), 프로펠러부(20), 제1 및 제2 힌지결합부(31, 32), 이동수단(50) 및 제어부(40)를 포함하여 이루어진다.
- [0025] 상기 지지프레임(10)은 메인프레임(11)과 보조프레임(12)으로 구성된다. 상기 메인프레임(11) 및 보조프레임

(12)은 무게가 가볍고 강성을 유지할 수 있는 로드 타입의 프레임이 적용될 수 있다. 상기 메인프레임(11)은 복수 개가 서로 직교하도록 연결되어 십자형을 이룬다. 각각의 메인프레임(11)의 끝단에는 프로펠러부(20)가 설치될 수 있다. 또한 상기 메인프레임(11)의 끝단과 이웃하는 메인프레임의 끝단은 상기 보조프레임(12)을 통해 연결하여 내구성을 높일 수 있다.

[0026] 도 5에 도시된 바와 같이 상기 메인프레임(11) 상에는 제3 힌지결합부(33)가 구비된다. 상기 제3 힌지결합부(33)는 복수의 메인프레임(11) 상에 모두 구비된다. 상기 제3 힌지결합부(33)의 힌지축은 지면과 수직하도록 구성되며, 이에 따라 상기 메인프레임(11)의 양단부는 힌지회동을 통해 이웃하는 다른 하나의 메인프레임(11')과 수평하도록 구성된다.

[0027] 도 4에 상기 보조프레임(12)은 착탈 가능하도록 구성된다. 상기 보조프레임(12)이 탈거 되었을 때, 상기 메인프레임(11)은 제3 힌지결합부(33)를 통해 힌지 회동하게 된다.

[0028] 상기 메인프레임(11)의 직교부에는 제어부(40)가 구비될 수 있다. 본 실시 예에는 제어부(40)가 구비되는 무인 쿼드로콥터가 제시되어 있으나, 사람이나 물건을 운송할 수 있도록 내부에 공간이 형성되는 함체가 구비될 수도 있다.

[0029] 상기 프로펠러부(20)는 모터(21), 프로펠러(22) 및 서보(미도시)로 구성된다. 상기 모터(21)는 직류전압에 의해 구동되는 통상의 BLDC모터가 적용될 수 있으며, 상기 프로펠러(22)도 통상의 비행체에 적용되는 프로펠러가 적용될 수 있다. 도 2에 도시된 바와 같이 상기 프로펠러부(20)는 상기 메인프레임(11)에 결합 시 추력방향과 지면과의 경사각이 바뀔 수 있도록 제1 힌지결합부(31)와 제2 힌지결합부(32)를 통해 힌지회동 가능하게 결합된다. 이는 상황에 따라 상기 프로펠러부(20)의 경사각을 가변시켜 본 발명의 쿼드로콥터(100)를 비행 또는 지상주행 시키도록 하기 위함이다.

[0030] 상기 제1 힌지결합부(31)는 상기 메인프레임(11)의 끝단에 구성된다. 상기 제1 힌지결합부(31)의 제1 힌지축은 상기 메인프레임(11)과 직교하고, 지면에 수평하도록 구성된다. 상기 제1 힌지축을 중심으로 상기 프로펠러부(20)가 힌지 회동하여 지면과의 경사각을 가변시키게 된다.

[0031] 상기 프로펠러부(20)의 추력방향이 지면과 수직을 이루면 본 발명의 쿼드로콥터(100)는 수직이착륙 및 비행이 가능해지며, 추력방향이 지면과 수평을 이루면 본 발명의 쿼드로콥터(100)는 지상 주행이 가능해진다.

[0032] 상기 프로펠러부(20)의 경사각은 상기 제어부(40)의 제어에 의해 연속적으로 가변될 수 있다. 따라서 비행 시에는 쿼드로콥터의 양력을 신속하고 미세하게 조정하게 된다.

[0033] 상기 이동수단(50)은 상기 지지프레임(10)의 하측에 설치된다. 상기 이동수단(50)은 전륜부(51)와 후륜부(52)로 구성되는 3륜 구조 또는 상기 지지프레임(10)의 끝단부 하측마다 휠이 구성되는 4륜 구조로 이루어진다. 본 실시 예에서는 이동수단을 3륜 구조로 적용하였으나, 4륜 구조로 구성하는 것도 가능할 것이다. 3륜 구조를 적용할 경우 전륜부(51)는 단수로 구성되며, 후륜부(52)는 2개로 구성된다. 상기 전륜부(51)는 프로펠러의 구동으로 주행하는 설계의 특성상 바퀴의 구동이 없기 때문에 조향이 가능한 구조로 이루어질 수 있다. 상기 후륜부(52)는 통상의 고정식 바퀴를 적용하여 직진성과 조향성능이 향상되도록 구성 한다. 4륜 구조를 적용할 경우 추력의 방향에 따라 자유 이동이 가능하도록 각각의 휠은 전 방향 구동이 가능한 옴니휠(Omni-wheel)의 형태로 이루어질 수 있다. 상기 이동수단(50)은 전륜부(51)와 후륜부(52)를 삼각형 형태의 이동수단프레임(13)을 설치하여 주행 시 바퀴가 잘 지지될 수 있도록 구성한다.

[0034] 자동차 설계 시 전복(Roll Over)을 방지하기 위해 다음의 수식

$$[0035] \text{SSF(Static Stability Factor)} = \frac{T}{2H} \quad (T: \text{Track Width, } H: \text{무게중심 높이})$$

[0036] 을 고려하는데 보통 차량에는 SSF값을 1.1~1.4 로 적용한다.

[0037] 따라서 본 발명의 후륜부(52)의 폭(T) 다시 말해 2개의 후륜부(52)사이의 길이는 본 발명의 쿼드로콥터의 무게중심높이(H)의 2.2~2.8배로 적용할 수 있다. 즉 본 발명의 쿼드로콥터의 무게중심높이를 0.16m 라고 할 때, $\text{SSF} \approx 1.1$ 을 적용하면 본 발명의 후륜부(52)의 폭은 0.34m로 정할 수 있다.

- [0038] 상기 이동수단(50)은 지지프레임(10)과 결합 시 완충부재(53)를 통해 결합될 수 있다. 상기 완충부재(53)는 통상의 스프링이나 댐퍼의 구성이 적용될 수 있으며, 본 발명의 쿼드로콥터 착륙 시 충격을 완화시키기 위함이다.
- [0039] 상기 메인프레임(11)이 교차되는 지점을 본 발명의 쿼드로콥터의 무게중심이라고 정의 할 때, 상기 이동수단(50)은 상기 후륜부(52) 폭의 1/2 지점에 무게중심이 위치하도록 하며, 전륜부(51)와 후륜부(52) 사이의 1/2 지점보다 전륜부(51)쪽으로 일정거리 이동된 지점에 무게 중심이 위치하도록 설치될 수 있다.
- [0040] 도 3에 도시된 바와 같이 본 발명의 쿼드로콥터는 지상 주행 시 직진, 후진 또는 좌우 이동을 위해 다음과 같이 각각의 모터(21) 구동을 제어하게 된다.
- [0041] 편의상 상측 프로펠러부를 20a라고 지정하고 시계 반대방향으로 각각 20b, 20c, 20d 라고 지정하면,
- [0042] 도 3a에 도시된 바와 같이 본 발명의 쿼드로콥터의 전진 주행을 위해 20a를 구동시키고, 20b 내지 20d는 구동시키지 않는다.
- [0043] 도 3b에 도시된 바와 같이 본 발명의 쿼드로콥터의 후진 주행을 위해 20c를 구동시키고, 20a, 20b 및 20d는 구동시키지 않는다.
- [0044] 도 3c에 도시된 바와 같이 본 발명의 쿼드로콥터의 좌측 이동을 위해 20b를 구동시키고, 20a, 20c 및 20d는 구동시키지 않는다.
- [0045] 도 3d에 도시된 바와 같이 본 발명의 쿼드로콥터의 전진 주행을 위해 20d를 구동시키고, 20a 내지 20c는 구동시키지 않는다.
- [0046] 도면에는 도시하지 않았지만, 대각선 구동을 위해 직좌 시에는 20a, 20b를 동시에 구동하고 후퇴우측이동 시에는 20c, 20d를 동시에 구동하는 방법도 적용이 가능할 것이다.
- [0047] 이때, 도 4에 도시된 바와 같이 상기 프로펠러부(20)는 지상 주행 시 프로펠러부(20)의 추력 효율을 높이기 위해 제2 힌지결합부(32)가 구비될 수 있다. 제2 힌지결합부(32)는 상기 메인프레임(11) 상의 상기 제1 힌지결합부(31)의 내측에 구성된다. 상기 제2 힌지결합부(32)의 제2 힌지축은 상기 메인프레임(11)의 축과 동일하고, 지면에 수평하도록 구성된다. 상기 제2 힌지축을 중심으로 상기 프로펠러부(20)가 힌지 회동하여 지면과의 경사각을 가변시키게 된다.
- [0048] 따라서 본 발명의 쿼드로콥터 진행방향에 위치하는 프로펠러부(20)는 제1 힌지결합부(31)를 통해 힌지 회동하여 진행방향 선상에 위치시키며, 진행방향과 직교하는 프로펠러부(20)는 제2 힌지결합부(32)를 통해 힌지 회동하여 진행방향 선상에 위치시킴으로써, 지상 주행 시 추력을 배가시킬 수 있다.
- [0049] 상기 제어부(40)는 마이크로 프로세서 또는 DSP를 주 제어기로 사용할 수 있으며, 본 실시 예에서는 DSP28335를 주 제어기로 사용할 수 있다. 상기 제어부(40)는 본 발명의 쿼드로콥터의 비행 시 자세 제어를 위해 상기 제어부(40)는 PID제어 알고리즘 및 칼만 필터 알고리즘을 수행한다.
- [0050] 구해진 동역학 모델을 바탕으로 조종기의 입력을 제어하기 위한 하드웨어 신호 흐름은 도 6에 도시된 바와 같다. 조종기로부터 입력된 신호와 센서값(가속도, 자이로, 지자기, 초음파)을 바탕으로 원하는 제어를 하기 위한 신호를 각 모터와 서보에 내보낸다. 즉 RF컨트롤러(RF controller)를 통해 RF시그널을 리시버(Receiver)로 전달받은 후 변환기(Converter)를 통해 PPM으로 변환되어 주제어기에 전달된다.
- [0051] 또한 센서값(가속도, 자이로, 지자기, 초음파)에 의한 자세정보도 주제어기에 전달되며, 상기 주제어기는 전달 받은 자세 정보를 이용해 모터(21) 및 서보의 구동을 제어하게 된다.
- [0052] 상기와 같은 신호 흐름도에 따라 회로를 구성하고 마이크로프로세서로 센서신호를 받아서 비행체의 자세와 방향 등을 추정한다. 응답속도가 느리고 노이즈에 약한 가속도센서와 지자기센서, 응답속도가 빠르지만 각도 계산에 적분 누적오차가 발생하는 자이로센서의 특성을 칼만필터를 이용해서 융합하고 기체의 자세의 방향을 추정한다.
- [0053] 도 7에 도시된 바와 같이 지자기 3방향 센서와 자이로 2방향 센서의 신호는 칼만 필터 알고리즘을 통해 노이

즈를 필터링하여 비행체의 롤각(Roll angle)과 피치각(Pitch angle) 신호를 생성하고, 지자기 3방향 센서와 자이로 1방향 센서의 신호는 칼만 필터 알고리즘을 통해 노이즈를 필터링하여 비행체의 요각(Yaw angle) 신호를 생성하게 된다.

[0054] 도 8을 참조하면, 상기와 같은 칼만필터 알고리즘을 적용하고 임의로 각도를 바꿔가면서 각도 값을 그래프로 나타내었다. 결과를 살펴보면 자이로 센서와의 융합을 통해 가속도센서에 발생하는 노이즈 성분이 많이 줄어들고 각도의 변화 속도가 빨라진 것을 알 수 있다. 이를 통해 비행 안정성과 조종성이 증가할 것으로 기대할 수 있다.

[0055] 제어방식은 신뢰성이 높고 검증된 PID제어 방식을 이용한다. 도 9에 도시된 바와 같이 조종기로부터 입력된 3축의 목표 값과 센서에서 받아 계산한 자세 추정 값을 이용하여 PID제어를 적용하고 각축에 필요한 토크를 얻는다.

[0056] 도 10 및 도 11은 호버링 테스트를 하면서 얻은 Roll, Pitch 데이터를 출력한 그래프이다. 붉은 선은 Pitch Angle, 파란 선은 Roll Angle이다. 비행 중 목표 각도 값인 0도를 추종하면서 자세제어가 되는 것을 확인할 수 있다.

[0057] 도 12는 호버링 테스트를 하면서 얻은 Throttle 데이터를 출력한 그래프이다. 붉은 선은 실제 기체의 높이를 나타내고 파란 선은 높이의 목표 값이다. 목표 값은 서서히 증가하다가 1m를 추종하고 다시 서서히 감소하여 착륙하도록 되어있다. 목표 값을 따라서 기체가 1m높이로 올라갔다가 다시 착륙하는 것을 데이터를 통해 확인할 수 있다. 테스트를 통해 비행 임무를 무사히 수행할 수 있을 것으로 판단된다.

[0058] 본 발명의 상기한 실시 예에 한정하여 기술적 사상을 해석해서는 안된다. 적용범위가 다양함은 물론이고, 청구범위에서 청구하는 본 발명의 요지를 벗어남이 없이 당업자의 수준에서 다양한 변형 실시가 가능하다. 따라서 이러한 개량 및 변경은 당업자에게 자명한 것인 한 본 발명의 보호범위에 속하게 된다.

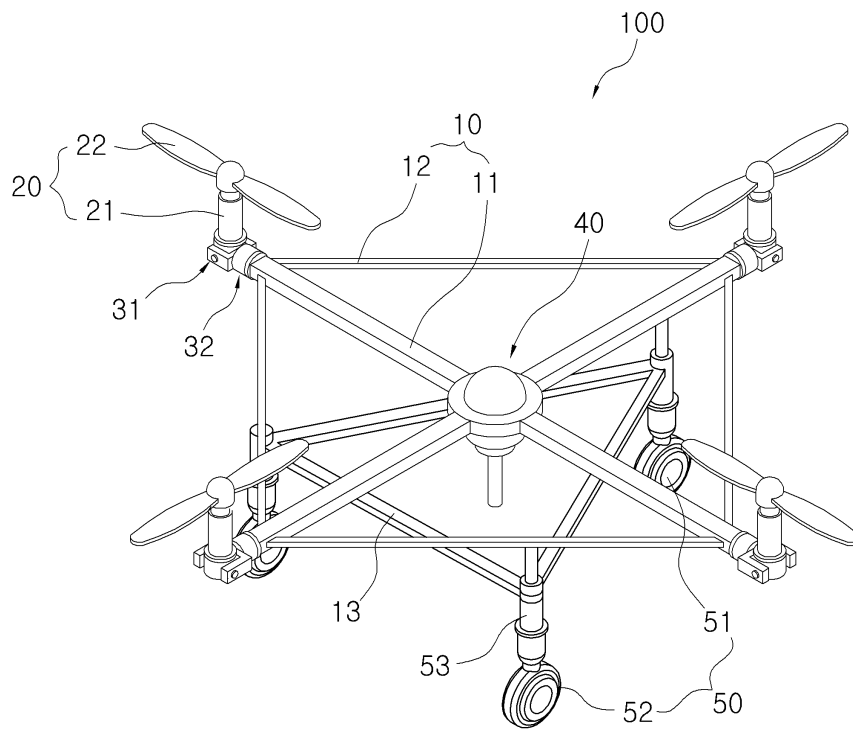
부호의 설명

[0059]

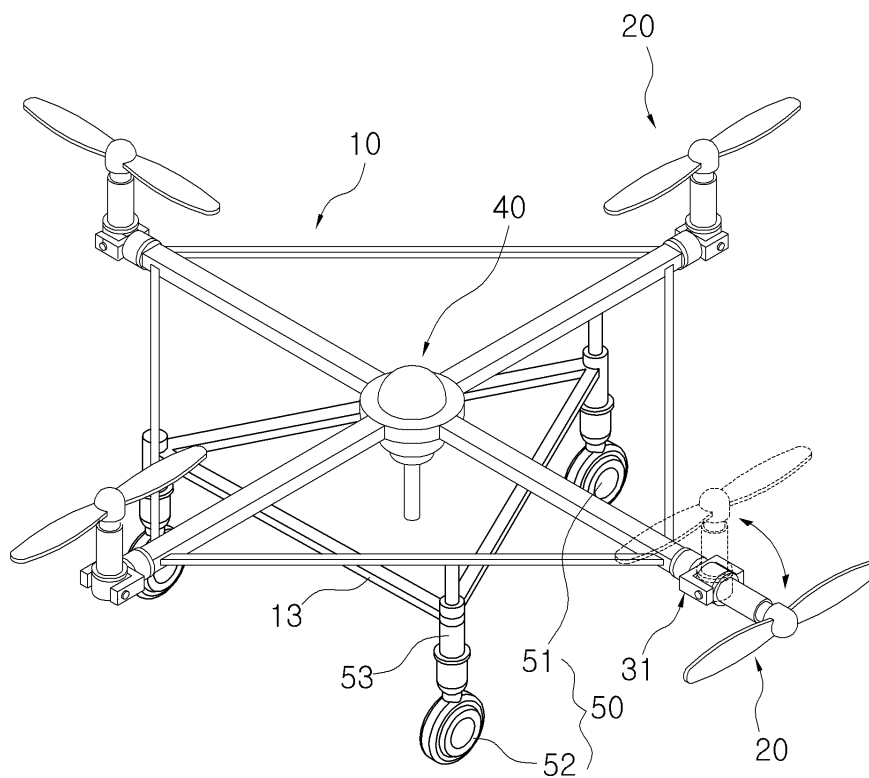
10 : 지지프레임	11 : 메인프레임
12 : 보조프레임	13 : 이동수단프레임
20 : 프로펠러부	21 : 모터
22 : 프로펠러	
31 : 제1 힌지결합부	32 : 제2 힌지결합부
33 : 제3 힌지결합부	
40 : 제어부	
50 : 이동수단	51 : 전륜부
52 : 후륜부	53 : 완충부재

도면

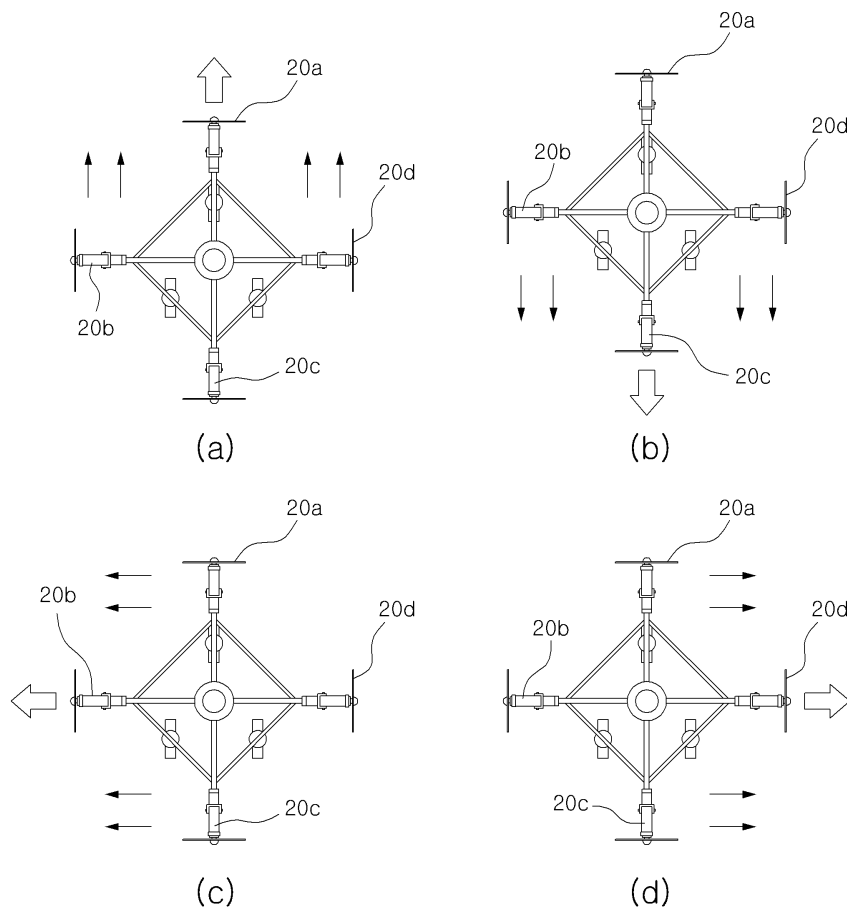
도면1



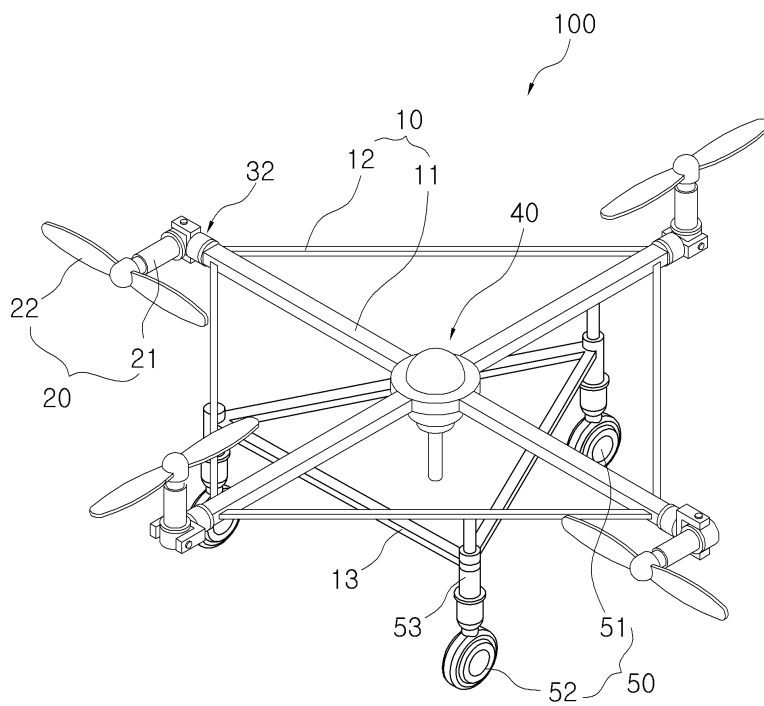
도면2



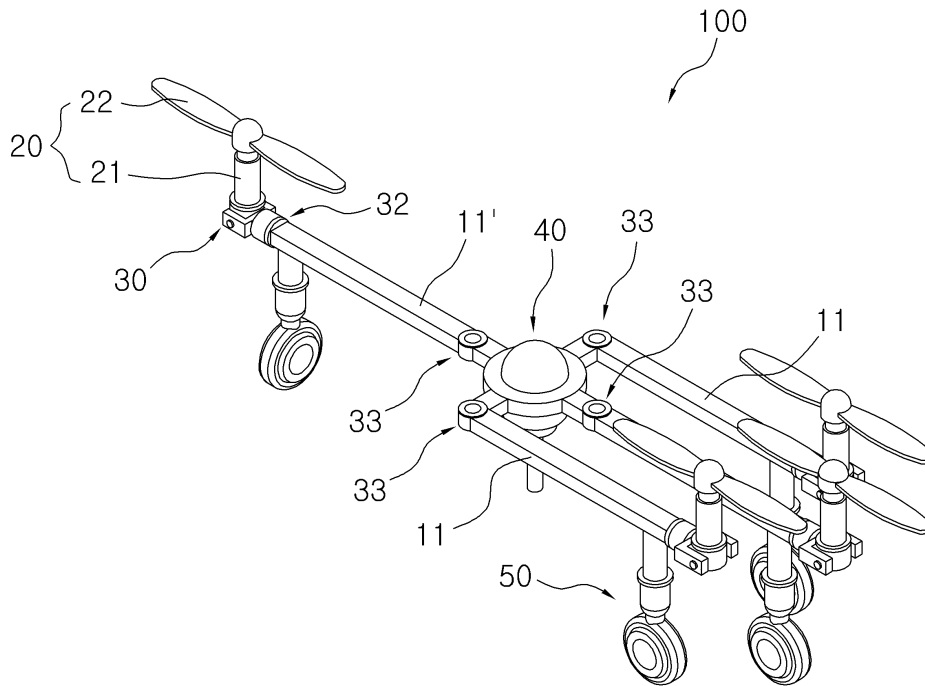
도면3



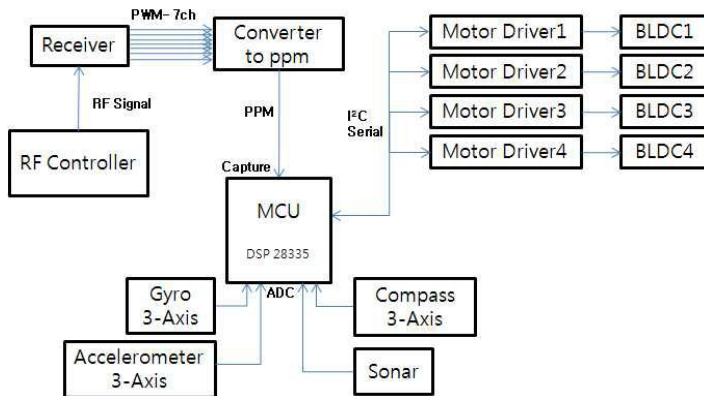
도면4



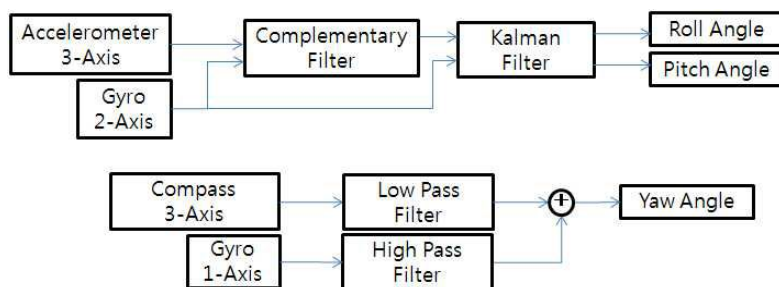
도면5



도면6



도면7



$$x_{k+1} = \begin{bmatrix} 1 & -dT \\ 0 & 1 \end{bmatrix} x_k + \begin{bmatrix} dT \\ 0 \end{bmatrix} u_k + w_k$$

$$z_k = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} x_k + v_k$$

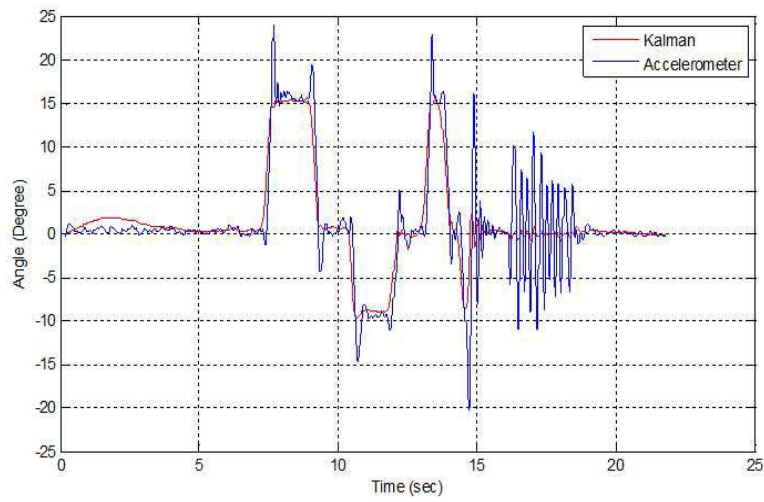
$$x_k = \begin{bmatrix} \text{Angle_predict} \\ \text{gyro bias} \end{bmatrix}$$

$$u_k = [\text{gyrorate}]$$

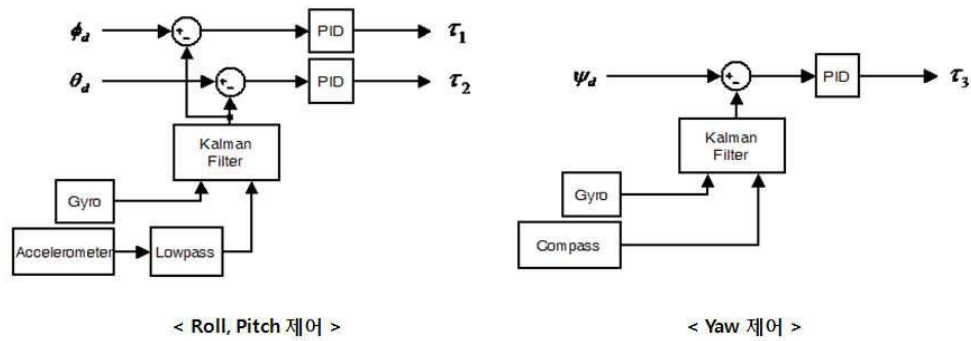
$$w_k = \text{process noise}$$

$$v_k = \text{measurement noise}$$

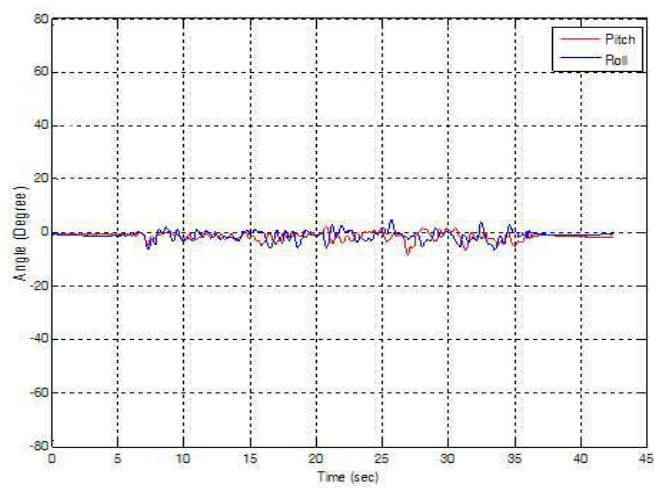
도면8



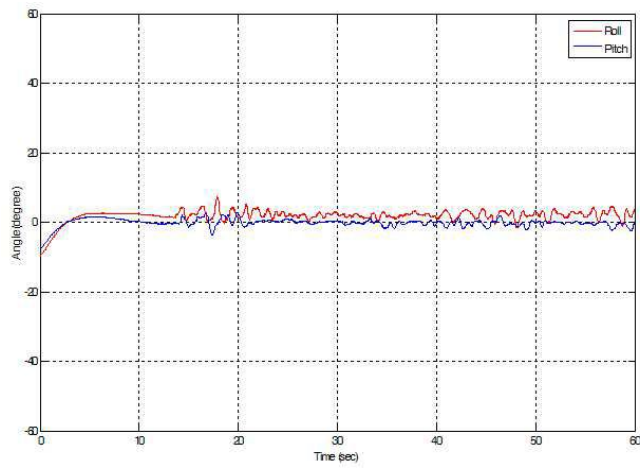
도면9



도면10



도면11



도면12

