



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2021년04월27일
(11) 등록번호 10-2245397
(24) 등록일자 2021년04월22일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
B64C 39/02 (2006.01)

(52) CPC특허분류
B64C 39/02 (2013.01)
B64C 2201/024 (2013.01)

(21) 출원번호 10-2015-0025403

(22) 출원일자 2015년02월23일
심사청구일자 2019년10월30일

(65) 공개번호 10-2016-0102826

(43) 공개일자 2016년08월31일

(56) 선행기술조사문헌
CA2817158 A1*
(뒷면에 계속)

전체 청구항 수 : 총 5 항

(73) 특허권자

세종대학교산학협력단

서울특별시 광진구 능동로 209 (군자동, 세종대학교)

(72) 발명자

홍성경

서울특별시 서초구 동광로33길 15, 101호 (반포동, 반포이안에 1차)

(74) 대리인

유병욱, 한승범

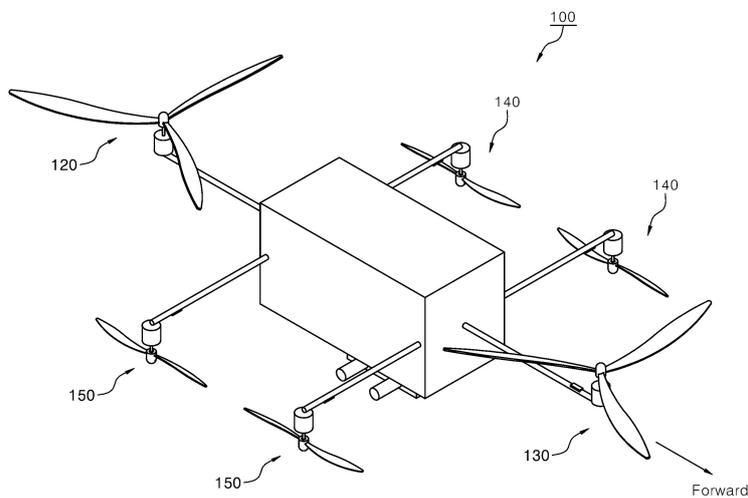
심사관 : 김윤수

(54) 발명의 명칭 다중회전의익 무인비행체

(57) 요약

본 발명에 따른 다중회전의익 무인비행체는, 다중회전의익 무인비행체의 비행을 제어하는 비행제어부를 구비하는 비행본체; 상기 비행본체의 비행방향을 따라 상기 비행본체에 연결된 제1로터부; 및 상기 제1로터부의 사이에 배치되도록 상기 비행본체에 연결된 제2로터부;를 포함하며, 상기 비행본체의 중심에서부터 상기 제1로터부의 회전중심까지의 거리는 상기 비행본체의 중심에서부터 상기 제2로터부의 회전중심까지의 거리 보다 길게 형성됨으로써, 체공시간을 늘이고 외란 대응력을 높일 수 있다.

대표도



(52) CPC특허분류
B64C 2201/042 (2013.01)

(56) 선행기술조사문헌
JP2002370696 A*
US20090084890 A1*
US20100301168 A1*
US20130105635 A1*
W02008054234 A1
*는 심사관에 의하여 인용된 문헌

명세서

청구범위

청구항 1

다중회전의 무인비행체의 비행을 제어하는 비행제어부를 구비하는 비행본체;

상기 비행본체의 비행방향을 따라 상기 비행본체에 일단이 연결된 제1연결로드, 상기 제1연결로드의 타단에 마련된 제1구동모터 및 상기 제1구동모터에 연결되어 일정한 속도로 회전하며 비행추력 또는 양력을 담당하는 제1회전익을 포함하는 제1로터부; 및

상기 제1로터부의 사이에 배치되되, 상기 비행본체의 비행방향과 교차하는 방향을 따라 상기 비행본체에 일단이 연결된 제2연결로드, 상기 제2연결로드의 타단에 마련된 제2구동모터 및 회전 속도의 조절이 가능하도록 상기 제2구동모터에 연결되어 회전하며 비행제어 또는 자세제어를 담당하는 제2회전익을 포함하는 제2로터부;를 포함하며,

상기 비행본체의 중심에서부터 상기 제1로터부의 회전중심까지의 거리는 상기 비행본체의 중심에서부터 상기 제2로터부의 회전중심까지의 거리 보다 길게 형성되고,

상기 제1회전익은 상기 제2회전익 보다 저속으로 회전하며,

상기 제1구동모터 및 상기 제1회전익은 틸팅이 되지 않도록 고정된 상태로 상기 제1연결로드의 상면에 배치되고,

상기 제2구동모터 및 상기 제2회전익은 틸팅이 되지 않도록 고정된 상태로 상기 제2연결로드의 하면에 배치되어 상기 제2회전익의 회전시 발생하는 하강기류가 상기 제2연결로드와 충돌하지 않으며,

상기 제1회전익 또는 상기 제2회전익은 동축반전 형태인 2겹의 프로펠러로 형성되는 것을 특징으로 하는 다중회전의 무인비행체.

청구항 2

삭제

청구항 3

삭제

청구항 4

제1항에 있어서,

상기 제1회전익은 상기 제2회전익 보다 날개수가 많게 형성된 것을 특징으로 하는 다중회전의 무인비행체.

청구항 5

삭제

청구항 6

제1항에 있어서,

작은 관성을 통해 민첩성을 유지하기 위해 상기 제2회전익은 2개의 날개를 가지도록 마련되거나,

민첩한 기동을 가능하게 하고 내풍성을 높이기 위해 상기 제2회전익은 상기 제1회전익 보다 작게 형성된 것을 특징으로 하는 다중회전의 무인비행체.

청구항 7

삭제

청구항 8

삭제

청구항 9

삭제

청구항 10

삭제

청구항 11

삭제

청구항 12

제1항에 있어서,

상기 제1연결로드 또는 상기 제2연결로드 중 적어도 하나는 절곡되거나 휘어진 형태를 가지는 것을 특징으로 하는 다중회전의 무인비행체.

청구항 13

제1항에 있어서,

상기 제1회전익은 상기 비행본체의 회전방향을 따라 상기 비행본체의 전후에 각각 형성되며, 상기 비행본체의 전후에 형성된 상기 제1회전익은 서로 반대방향으로 회전하는 것을 특징으로 하는 다중회전의 무인비행체.

발명의 설명

기술 분야

[0001] 본 발명은 다중회전의 무인비행체에 관한 것으로, 보다 상세하게는 체공시간은 늘이면서도 외란 대응력을 향상시킬 수 있는 다중회전의 무인비행체에 관한 것이다.

배경 기술

[0002] 최근 재난감시, 환경감시, 정찰 등을 위한 무인비행기(UAV, Unmanned Aerial Vehicle)에 관한 연구가 활발하게 진행되고 있다. 특히, 이러한 비행 로봇 중에서 쿼드로터형 무인비행체(Quad-rotor unmanned aerial vehicle)는 회전익형 비행체로서 VTOL(Vertical Take-off and Landing, 수직이착륙), 전 방향 이동 및 호버링(Hovering, 정지비행)이 가능하고, 동축 반전형 및 싱글 로터형 등 다른 형식에 비해 구조가 간단하다는 장점이 있다. 이러한 장점으로 인해, 국내외 대학에서 실내의 자율비행을 위한 멀티콥터(Multi-copter) 또는 다중회전의 무인비행체에 대한 활발한 연구들이 진행 중에 있다.

[0003] 그러나, 종래의 멀티콥터는 탑재 중량이 작고 보통 체공시간이 20분 미만으로 장시간 동안 비행하지 못하는 한계가 있다. 체공시간을 늘이기 위해서는 프로펠러의 길이 및 면적을 크게 해야 하는데, 프로펠러의 길이 등이 커지게 되면 멀티콥터의 장점인 소형화가 어렵고 민첩한 기동이 어려운 단점이 있다. 또한, 외란(바람)에 대한 강건성이 취약해지는 단점도 있다.

[0004] 정지비행(hovering)시 또는 저속운동시에는 필요 전력을 낮추어 멀티콥터 등 다중회전의 무인비행체의 체공시간을 향상시키기 위해서는 낮은 원판하중(low induced propeller wash velocity)을 유지하여 효과적으로 추력을

발생시키는 것이 바람직한데, 이를 위해서는 큰 프로펠러를 가지는 멀티콥터가 유리하다. 하지만, 큰 프로펠러는 큰 관성을 가지기 때문에 회전속도 변화를 위해서는 많은 전력이 필요할 뿐만 아니라 반응시간이 늦다는 취약성이 있다. 따라서, 심한 외란에 대한 강건성이 나빠지게 된다. 따라서, 민첩한 기동을 위해서는 작은 프로펠러가 유리하다.

[0005] 이러한 이유 때문에 가변피치 형태의 로터를 구성하거나 다수의 작은 로터들로 대체하는 기술이 나타나고 있다. 하지만, 이러한 기술은 무인비행체의 구조가 복잡해지고 고장확률이 증가한다는 문제가 있다.

[0006] 따라서, 본 출원인은, 상기와 같은 종래기술의 한계를 극복하기 위해서 체공시간은 늘이면서도 외란 대응력을 향상시킬 수 있는 다중회전의 무인비행체를 제안하게 되었으며, 종래기술과 관련된 참고문헌으로는 일본등록특허 제056114844호의 '멀티로터 헬리콥터의 횡풍 안정화 장치 및 이를 구비한 멀티로터 헬리콥터'가 있다.

발명의 내용

해결하려는 과제

[0007] 본 발명은 체공시간을 늘이면서도 외란(바람)에 대한 강건성을 높일 수 있는 다중회전의 무인비행체를 제공한다.

[0008] 본 발명은 비행체의 크기를 유지하면서도 높은 기동성을 확보할 수 있는 다중회전의 무인비행체를 제공한다.

[0009] 본 발명은 탑재 중량을 증가시킬 수 있고 관성 모멘트를 최소화할 수 있는 다중회전의 무인비행체를 제공한다.

과제의 해결 수단

[0010] 상기한 과제를 달성하기 위한 본 발명에 따른 다중회전의 무인비행체는, 다중회전의 무인비행체의 비행을 제어하는 비행제어부를 구비하는 비행본체; 상기 비행본체의 비행방향을 따라 상기 비행본체에 연결된 제1로터부; 및 상기 제1로터부의 사이에 배치되도록 상기 비행본체에 연결된 제2로터부;를 포함하며, 상기 비행본체의 중심에서부터 상기 제1로터부의 회전중심까지의 거리는 상기 비행본체의 중심에서부터 상기 제2로터부의 회전중심까지의 거리 보다 길게 형성될 수 있다.

[0011] 상기 제1로터부는 상기 비행본체에 연결된 제1구동모터 및 상기 제1구동모터에 연결되어 회전하는 제1회전익을 포함하며, 상기 제1구동모터는 상기 제1회전익을 일정한 속도로 회전시킬 수 있다.

[0012] 상기 제2로터부는 상기 비행본체에 연결된 제2구동모터 및 상기 제2구동모터에 연결되어 회전하는 제2회전익을 포함하며, 상기 제2구동모터는 상기 제2회전익의 회전 속도를 가변할 수 있는 출력을 가질 수 있다.

[0013] 상기 제1회전익은 상기 제2회전익 보다 날개수가 많게 형성될 수 있다.

[0014] 상기 제1회전익과 상기 제2회전익은 설치된 높이가 상이하게 형성될 수 있다.

[0015] 상기 제1회전익은 상기 제2회전익 보다 크게 형성될 수 있다.

[0016] 한편, 본 발명에 따른 다중회전의 무인비행체는, 다중회전의 무인비행체의 비행을 제어하는 비행제어부를 구비하는 비행본체; 상기 비행본체의 비행방향을 따라 상기 비행본체에 연결된 제1로터부; 및 상기 제1로터부의 사이에 배치되며, 상기 제1로터부 사이의 대향거리 보다 짧은 대향거리를 가지도록 상기 비행본체에 연결된 제2로터부;를 포함하며, 상기 제1로터부는 상기 제2로터부 보다 큰 회전익을 가질 수 있다.

[0017] 상기 제1로터부는 상기 비행본체에 연결된 제1구동모터 및 상기 제1구동모터에 연결되어 일정한 속도로 회전하며 비행추력 또는 양력을 담당하는 제1회전익을 포함하며, 상기 제1구동모터는 제1연결로드에 의해서 상기 비행본체에 연결될 수 있다.

[0018] 상기 제2로터부는 상기 비행본체에 연결된 제2구동모터 및 회전 속도의 조절이 가능하도록 상기 제2구동모터에 연결되어 비행제어 또는 자세제어를 담당하는 제2회전익을 포함하며, 상기 제2구동모터는 제2연결로드에 의해서 상기 비행본체에 연결될 수 있다.

[0019] 상기 제1구동모터 및 상기 제1회전익은 상기 제1연결로드의 상면에 배치되고, 상기 제2구동모터 및 상기 제2회전익은 상기 제2연결로드의 하면에 배치될 수 있다.

[0020] 상기 제1회전익 또는 상기 제2회전익은 상하 2열로 형성될 수 있다.

[0021] 상기 제1연결로드 또는 상기 제2연결로드 중 적어도 하나는 절곡되거나 휘어진 형태를 가질 수 있다.

[0022] 상기 제1회전익은 상기 비행본체의 회전방향을 따라 상기 비행본체의 전후에 각각 형성되며, 상기 비행본체의 전후에 형성된 상기 제1회전익은 서로 반대방향으로 회전할 수 있다.

발명의 효과

[0023] 본 발명에 따른 다중회전의 무인비행체는 큰 프로펠러를 가진 로터부와 작은 프로펠러를 가진 로터부를 동시에 구비하고 있기 때문에 체공시간을 늘일 수 있고 외란(바람)에 대한 강건성을 높일 수 있다.

[0024] 본 발명에 따른 다중회전의 무인비행체는 큰 프로펠러에 의해서 일정한 추력을 담당하게 함으로써 과워마진을 줄일 수 있고 비행체의 중량을 줄임으로써 비행체의 크기를 유지하면서도 높은 기동성을 확보할 수 있다.

[0025] 본 발명에 따른 다중회전의 무인비행체는 로터부를 제외한 다른 구조물 또는 기계적인 부분을 중앙의 비행본체에 모두 탑재시킴으로써 관성 모멘트를 최소화할 수 있다.

[0026] 본 발명에 따른 다중회전의 무인비행체는 진행방향에 대해서 작은 로터부에 의해 형성되는 비행체의 폭이 좁기 때문에 좁은 공간에서의 비행 또는 협로 비행에 가능하다.

도면의 간단한 설명

[0027] 도 1은 본 발명에 따른 다중회전의 무인비행체를 나타낸 사시도이다.

도 2는 도 1에 따른 다중회전의 무인비행체의 평면도이다.

도 3은 본 발명에 따른 다중회전의 무인비행체의 구동모터와 회전익의 결합 관계를 도시한 도면이다.

도 4는 본 발명의 다른 실시예에 따른 다중회전의 무인비행체의 평면도이다.

도 5는 본 발명에 따른 다중회전의 무인비행체의 비행제어부의 구성을 도시한 도면이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0028] 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.

[0029] 도 1은 본 발명에 따른 다중회전의 무인비행체를 나타낸 사시도, 도 2는 도 1에 따른 다중회전의 무인비행체의 평면도, 도 3은 본 발명에 따른 다중회전의 무인비행체의 구동모터와 회전익의 결합 관계를 도시한 도면, 도 4는 본 발명의 다른 실시예에 따른 다중회전의 무인비행체의 평면도, 도 5는 본 발명에 따른 다중회전의 무인비행체의 비행제어부의 구성을 도시한 도면이다.

[0030] 도 1 및 도 2를 참조하면, 본 발명에 따른 다중회전의 무인비행체(100)는, 다중회전의 무인비행체(100)의 비행을 제어하는 비행제어부(300, 도 5 참조)를 구비하는 비행본체(110), 비행본체(110)의 비행방향 또는 진행방향(Forward)을 따라 비행본체(110)에 연결된 제1로터부(120,130) 및 제1로터부(120,130)의 사이에 배치되도록 비행본체(110)에 연결된 제2로터부(140,150)를 포함할 수 있다.

[0031] 본 발명에 따른 다중회전의 무인비행체(100)는 멀티콥터(Multi-copter)를 포함하는 개념이다. 무인비행체(100)는 비행방향 또는 진행방향(Forward)을 따라 비행본체(110)의 앞뒤에 제1로터부(120,130)가 각각 형성되고, 진행방향에 대해서 비행본체(110)의 좌우측에 제2로터부(140,150)가 각각 형성될 수 있다. 여기서, 제2로터부(140,150)는 비행본체(110)의 좌우측에 각각 2개씩 형성되는 것이 바람직하다. 즉, 비행본체(110)에 대해서 전체적으로 6개의 로터부가 구비되는 것이 바람직하지만, 반드시 이러한 형태(헥사콥터 형태)에 한정되는 것은 아니다.

[0032] 본 발명에 따른 다중회전의 무인비행체(100)는 제1로터부(120,130)와 제2로터부(140,150)의 위치, 크기, 출력, 회전익(프로펠러)의 개수 등에 있어서 차이가 있다. 이와 같이, 차이가 있는 제1로터부(120,130)와 제2로터부(140,150)를 구비한 복합형 멀티콥터 타입의 다중회전의 무인비행체(100)를 구현함으로써, 기존 대비 체공시간을 늘이면서도 외란 대응력을 향상시킬 수 있다.

[0033] 본 발명에 따른 다중회전의 무인비행체(100)는 비행본체(100)의 중심(W, 도 2 참조)에서부터 제1로터부(120,130)의 회전중심까지의 거리가 비행본체(110)의 중심(W)에서부터 제2로터부(140,150)의 회전중심까지의 거리 보다 길게 형성될 수 있다. 제1로터부(120,130)의 제1회전익(124,134)이 제2로터부(140,150)의 제2회전익

(144, 154) 보다 크기 때문에 제1로터부(120, 130)가 제2로터부(140, 150) 보다 비행본체(110)에서 멀리 형성되는 것이 바람직하다.

- [0034] 본 발명에 따른 다중회전익 무인비행체(100)는 제1 및 제2로터부(120, 130, 140, 150)를 제외한 모든 구조물 또는 기계적인 부분을 모두 비행본체(110)에 탑재시키고 있다. 이로 인해서, 무인비행체(100)의 관성 모멘트가 최소화될 수 있고 무인비행체(100)의 기동성을 향상시킬 수도 있다.
- [0035] 제1로터부(120, 130)는 비행본체(110)에 연결된 제1구동모터(122, 132) 및 제1구동모터(122, 132)에 연결되어 회전하는 제1회전익(124, 134)을 포함할 수 있다. 여기서, 제1구동모터(122, 132)는 필요한 양력을 발생시키기 위해서 제1회전익(124, 134)을 일정한 속도로 회전시킬 수 있다.
- [0036] 제1구동모터(122, 132) 및 제1회전익(124, 134)은 무인비행체(100)의 정지비행(hovering)을 위한 양력(lift force)을 담당하는 로터부이다. 비행방향을 따라 비행본체(110)의 전후 방향에 각각 형성되는 제1회전익(124, 134)은 서로 반대방향으로 회전할 수 있고, 이로 인해, 제1회전익(124, 134)이 정지비행을 위한 양력을 발생시킬 수 있다.
- [0037] 또한, 제1회전익(124, 134)은 일정한 추력(thrust force) 또는 양력(lift force) 발생을 담당해야 하므로 항상 동일한 속도로 회전하는 것이 필요하다. 제1회전익(124, 134)은 양력을 발생시키거나 일정한 추력만 발생시키면 되므로 항상 동일한 속도로 회전하기만 하면 되고, 상황에 따라서 회전속도를 가변시킬 필요가 없다. 따라서, 제1구동모터(122, 132)도 일정한 출력 즉, 일정한 회전속도를 낼 수만 있으면 된다. 이렇기 때문에 제1구동모터(122, 132)는 작은 파워마진(installed power/hover power)를 가지며 전력 소비를 줄일 수 있다.
- [0038] 제1회전익(124, 134)은 후술할 제2회전익(144, 154)과 다른 형태를 가진다. 즉, 양력을 담당하는 제1회전익(124, 134)이 제2회전익(144, 154) 더 많은 날개를 가질 수 있다. 양력을 효율을 향상시키기 위해서 제1회전익(124, 134)은 3개의 날개를 가지고, 제2회전익(144, 154)은 작은 관성을 통해서 민첩성을 유지할 수 있도록 2개의 날개를 가지는 것이 바람직하다.
- [0039] 제1회전익(124, 134)이 상대적으로 큰 3개의 날개를 가진 3엽 프로펠러 타입으로 형성되기 때문에 동일 크기의 회전익과 비교할 때 무인비행체(100)의 탑재중량을 증가시킬 수 있고, 무인비행체(100)의 전체적인 크기를 소형화시킬 수 있다. 또한, 제2회전익(144, 154) 보다 제1회전익(124, 134)이 저속으로 회전하기 때문에 진동을 줄일 수도 있다.
- [0040] 한편, 제2로터부(140, 150)는 비행본체(110)에 연결된 제2구동모터(142, 152) 및 제2구동모터(142, 152)에 연결되어 회전하는 제2회전익(144, 154)을 포함하며, 제2구동모터(142, 152)는 무인비행체(100)의 자세 제어를 위하여 제2회전익(144, 154)의 회전 속도를 가변할 수 있는 출력을 가질 수 있다.
- [0041] 제1로터부(120, 130)가 일정한 비행추력 또는 양력 발생을 담당하는 반면에 제2로터부(140, 150)는 무인비행체(100)의 비행제어 또는 자세제어를 담당한다. 제1회전익(124, 134)에 비해서 제2로터부(140, 150)의 제2회전익(144, 154)은 작기 때문에 민첩한 기동을 가능하게 하고 내풍성(외란 대응성)을 향상시킬 수 있으며 비행속도를 높일 수 있다.
- [0042] 제2회전익(144, 154)는 날개가 2개인 2엽 프로펠러 타입으로 형성될 수 있다. 로터부를 제외한 모든 구조물 또는 부품들이 비행본체(110) 내부에 탑재되어 있기 때문에 작은 크기를 가지는 제2회전익(144, 154)이 담당해야 하는 부담을 감소시킬 수 있다. 제2로터부(140, 150)는 비행제어 또는 자세제어 즉, 외란(바람)에 대한 대응을 담당하기 때문에 제2구동모터(142, 152)는 외란의 상태에 따라 제2회전익(144, 154)의 회전속도를 조절하거나 가변시킬 수 있어야 한다. 따라서, 제1구동모터(122, 132)는 필요한 양력을 발생시키도록 일정한 회전속도를 가지는 반면에 제2구동모터(142, 152)는 자세 제어를 위해 회전속도의 가변이 가능한 타입의 모터가 사용되는 것이 바람직하다.
- [0043] 한편, 제1구동모터(122, 132)는 제1연결로드(121, 131)에 의해서 비행본체(110)에 연결될 수 있고, 제2구동모터(142, 152)는 제2연결로드(141, 151)에 의해서 비행본체(110)에 연결될 수 있다. 제1연결로드(121, 131)가 제2연결로드(141, 151) 보다 길게 형성되는 것이 바람직하다. 여기서, 제1 및 제2연결로드(121, 131, 141, 151)는 직선 형태로 곧게 형성될 뿐만 아니라, 제1연결로드(121, 131) 또는 제2연결로드(141, 151) 중 적어도 하나는 절곡되거나 휘어진 형태를 가질 수 있다. 이와 같이, 제1연결로드(121, 131) 또는 제2연결로드(141, 151)가 평행하거나 직선 형태를 가지는 것이 아니라, 일정한 각도로 굽거나 휘어진 형태를 가짐으로써 비행체(100)의 동적 안정성을 향상시킬 수 있고 항력(drag force)을 감소시켜서 비행속도를 높일 수 있다.

- [0044] 도 2를 참조하면, 본 발명에 따른 다중회전익 무인비행체(100)는 진행방향에 대해서 제2로터부(140,150)에 의한 폭이 좁기 때문에 좁은 공간에서의 비행이나 협로 비행도 용이하게 할 수 있다.
- [0045] 또한, 제1로터부(120,130)가 2개이고, 제2로터부(140,150)가 4개이기 때문에 어느 하나의 로터부에 고장이 발생하더라도 어느 정도 비행을 지속할 수 있다(redundancy 확보 가능). 뿐만 아니라, 제2로터부(140,150)의 개수 또는 배치 위치 등을 가변함으로써 쿼드콥터 또는 헥사콥터 등으로 형태를 쉽게 변경할 수 있다.
- [0046] 한편, 도 3에 도시된 바와 같이, 제1회전익(124)과 제2회전익(144)은 서로 간의 기류 간섭을 최소화하도록 설치된 높이가 상이하게 형성될 수 있다. 도 3(a)를 참조하면, 제1구동모터(122) 및 제1회전익(124)은 제1연결로드(121)의 상면에 배치되는 반면에 제2구동모터(142) 및 제2회전익(144)은 제2연결로드(141)의 하면에 배치될 수 있다.
- [0047] 도 3(a)와 같이, 제1연결로드(121)의 상면에 제1구동모터(122)와 제1회전익(124)이 형성되는 경우에 제1회전익(124)의 회전시 발생하는 하강기류(DS)는 제1연결로드(121)와 충돌하게 된다. 하지만, 도 3(b)의 경우에는 제2연결로드(141)의 하면에 제2구동모터(142)와 제2회전익(144)이 형성되기 때문에 제2회전익(144)의 회전시 발생하는 하강기류(DS)가 제2연결로드(141)와 충돌하지 않게 된다. 제1회전익(124)은 양력 또는 추력을 담당하기 때문에 하강기류가 제1연결로드(121)와 충돌하더라도 양력 또는 추력 유지에 영향을 많이 주지 않지만, 제2회전익(144)은 비행제어 또는 자세제어를 담당하기 때문에 하강기류가 제2연결로드(141)와 충돌하게 되면 비행제어 또는 자세제어에 악영향을 미칠 수 있다. 따라서, 제2구동모터(142)와 제2회전익(144)은 제2연결로드(141)의 하면에 형성되는 것이 바람직하다.
- [0048] 도 3에서 도면부호 "125", "145"는 모터축이고, "123", "143"은 회전익 허브이다.
- [0049] 또한, 제1회전익(124,134) 또는 제2회전익(144,154)은 상하 2열로 형성될 수 있다. 즉, 제1회전익(124,134) 또는 제2회전익(144,154)은 동축반전 형태인 2겹의 프로펠러로 형성될 수 있는데, 이로 인해 추력을 높일 수 있고 비행속도를 향상시킬 수 있다.
- [0050] 제1회전익(124,134)과 제2회전익(144,154)은 푸셔(pusher) 형태로 형성될 수도 있는데, 이로 인해서 비행체(100)가 민첩하게 기동할 수 있고 내풍성을 높일 수 있다.
- [0051] 도 4에는 본 발명의 다른 실시예에 따른 다중회전익 무인비행체(200)가 도시되어 있다. 도 4를 참조하면, 본 발명의 다른 실시예에 따른 다중회전익 무인비행체(200)는, 다중회전익 무인비행체(200)의 비행을 제어하는 비행제어부(300)를 구비하는 비행본체(210), 비행본체(210)의 비행방향(FD)을 따라 비행본체(210)에 연결된 제1로터부(220,230) 및 제1로터부(220,230)의 사이에 배치되며 제1로터부(220,230) 사이의 대향거리 보다 짧은 대향거리를 가지도록 비행본체(210)에 연결된 제2로터부(240,250)를 포함하며, 제1로터부(220,230)는 제2로터부(240,250) 보다 큰 회전익을 가질 수 있다.
- [0052] 제1로터부(220,230)는 비행본체(210)에 연결된 제1구동모터(222,232) 및 제1구동모터(222,232)에 연결되어 일정한 속도로 회전하며 비행추력 또는 양력을 담당하는 제1회전익(224,234)을 포함하며, 제1구동모터(222,232)는 제1연결로드(221,231)에 의해서 비행본체(210)에 연결될 수 있다.
- [0053] 또한, 제2로터부(240,250)는 비행본체(210)에 연결된 제2구동모터(242,252) 및 회전 속도의 조절이 가능하도록 제2구동모터(242,252)에 연결되어 비행제어 또는 자세제어를 담당하는 제2회전익(244,254)을 포함하며, 제2구동모터(242,252)는 제2연결로드(241,251)에 의해서 비행본체(210)에 연결될 수 있다.
- [0054] 도 4에 도시된 무인비행체(200)는 도 2에 도시된 무인비행체(100)와 비교할 때, 비행본체(210)의 형태, 비행본체(210)와 제2연결로드(241,251)의 연결 형태만 상이하고 나머지는 동일하다. 동일한 부분에 대한 반복적인 설명은 생략한다.
- [0055] 비행본체(210)는 다중회전익 무인비행체(200)의 가운데 부분에 보다 집중되는 형태를 가지는 것이 바람직하다. 또한, 제1연결로드(221,231)와 제2연결로드(241,251)는 비행본체(210)의 중심(W)에 대해서 방사상으로 비행본체(210)에 연결될 수 있다. 여기서, 서로 이웃하는 연결로드 사이의 각도는 동일한 것이 바람직하는데, 반드시 이웃하는 연결로드 사이의 각도가 동일해야만 하는 것은 아니다.
- [0056] 한편, 비행본체(110)의 내부에는 구동모터(122,132,142,152)의 구동을 제어하기 위한 비행제어부(300, 도 5 참조)가 형성될 수 있다. 비행제어부(300)는 무인비행체(100)의 비행을 제어하기 위한 각종 센서 및 소자들이 장착된 기판 형태로 형성될 수 있다.

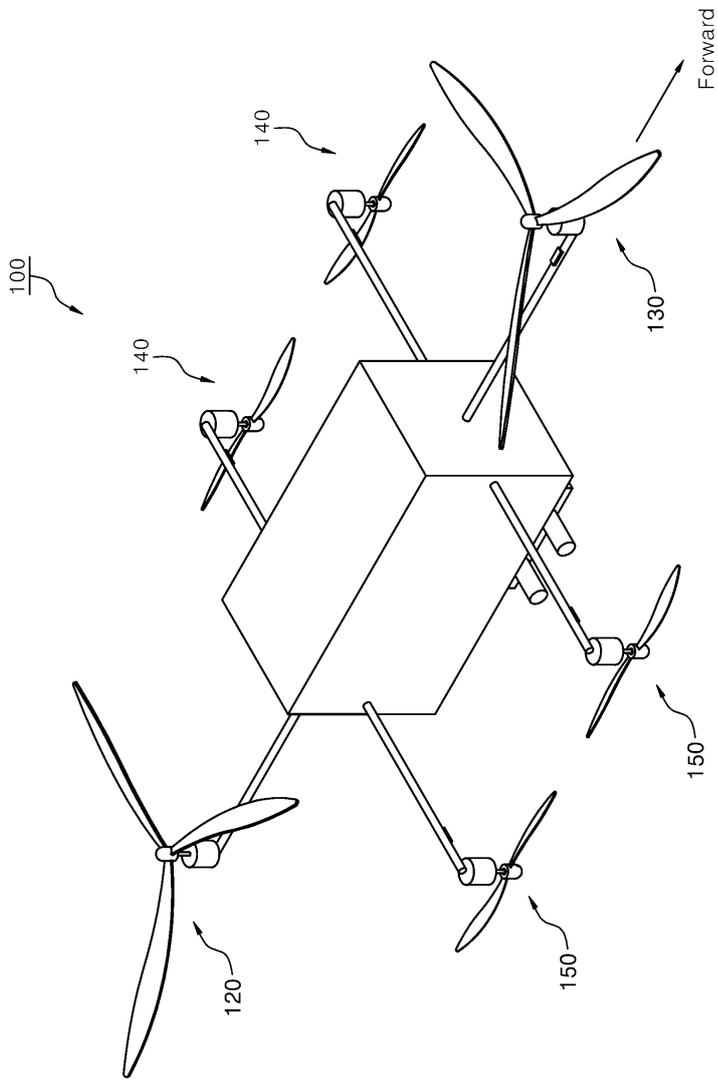
- [0057] 비행제어부(300)는 조작자가 작동하는 원격제어부(301)에서 신호를 수신하는 수신기모듈(311), 무인비행체(100)의 고도정보를 감지하는 초음파센서(미도시) 또는 압력센서(미도시), 무인비행체(100)의 이착륙에 필요한 위치정보를 감지하는 비전센서(333) 및 상기 위치정보를 이용하여 구동모터(122, 132, 142, 152)의 회전속도 또는 구동상태를 제어하는 비행제어컴퓨터(321)를 포함할 수 있다.
- [0058] 제1로터부(120, 130)는 제1구동제어모듈(380)을 통해서 비행제어컴퓨터(321)의 제어를 받고, 제2로터부(140, 150)는 제2구동제어모듈(390)을 통해서 비행제어컴퓨터(321)의 제어를 받을 수 있다.
- [0059] 원격제어부(301)는 무인비행체(100)를 원격으로 조정하기 위한 조이스틱과 같은 조종수단이라고 할 수 있다. 원격제어부(301)는 무인비행체(100)와 무선으로 통신하고, 원격제어부(301)의 제어신호 또는 제어명령은 비행제어부(300)의 수신기모듈(311)을 통해 수신된 후 비행제어컴퓨터(321)로 전달될 수 있다.
- [0060] 또한, 비행제어컴퓨터(321)에는 비전센서모듈(330)의 정보가 전달될 수 있다. 비전센서모듈(330)은 비행본체(110)에 대해서 2자유도로 운동 가능하도록 장착되는 비전센서(333) 및 비전센서(333)를 구동시키는 서보모터(331, 332)를 포함할 수 있다.
- [0061] 무인비행체(100)의 GPS시스템(351), AHRS(360, 자세방향기준장치)를 포함하며, 자세방향기준장치(360)의 정보를 전달 받아 무인비행체(100)의 위치, 자세, 방향 등을 제어할 수 있다. AHRS(360, Attitude and Heading Reference System)는 자이로센서(361), 가속도계(362, Accelerometer), 자력계(363, Magnetometer)를 포함할 수 있다.
- [0062] 비행제어컴퓨터(321)는 지상제어부(400)의 관제명령 또는 관제신호를 무선으로 전달받는 무선모듈(370)로부터 관제명령 또는 관제신호를 전달 받을 수 있다.
- [0063] 상기한 바와 같은 형태를 가지는 본 발명에 따른 다중회전익 무인비행체(100, 200)는 동일한 폭을 가지는 쿼드콥터(동일 탑재량, 동일 배터리 용량)와 비교하여 체공시간이 60% 이상 향상됨을 확인하였다.
- [0064] 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 특허청구범위뿐 아니라 이 특허청구범위와 균등하거나 등가적 변형이 있는 모든 것들은 본 발명 사상의 범주에 속한다고 할 것이다.

부호의 설명

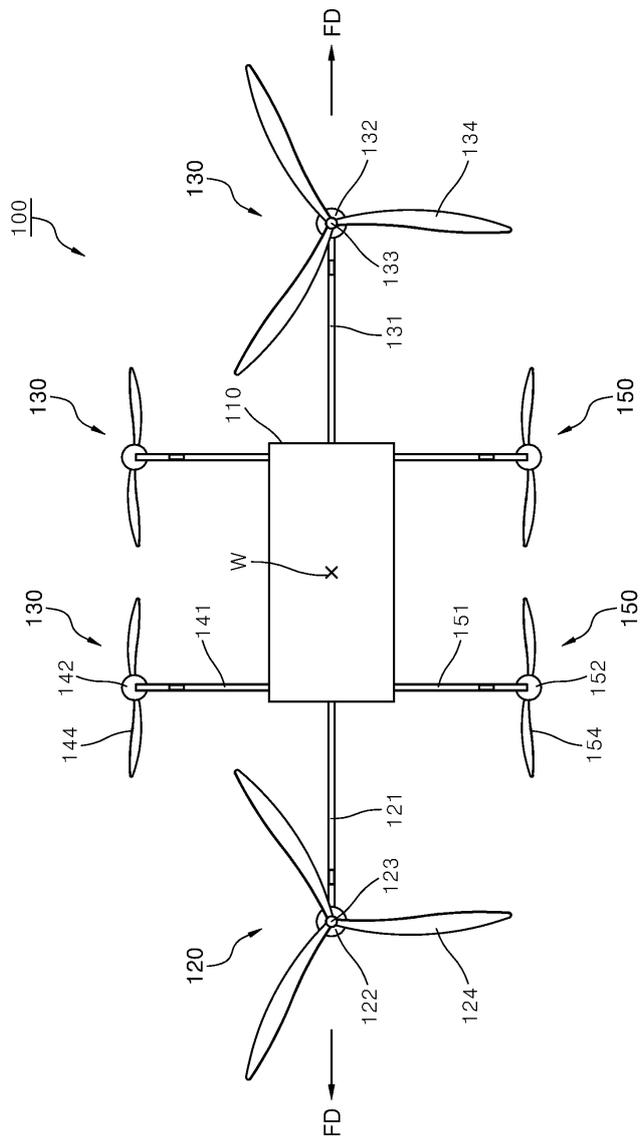
- [0065] 100, 200: 다중회전익 무인비행체
- 110, 210: 비행본체
- 120, 130, 220, 230: 제1로터부
- 121, 131, 221, 231: 제1연결로드
- 122, 132, 222, 232: 제1구동모터
- 124, 134, 224, 234: 제1회전익
- 140, 150, 240, 250: 제2로터부
- 141, 151, 241, 251: 제2연결로드
- 142, 152, 242, 252: 제2구동모터
- 144, 154, 244, 254: 제2회전익

도면

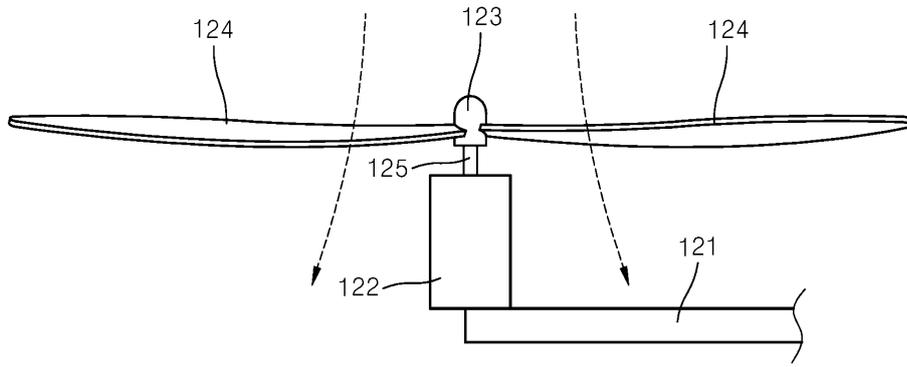
도면1



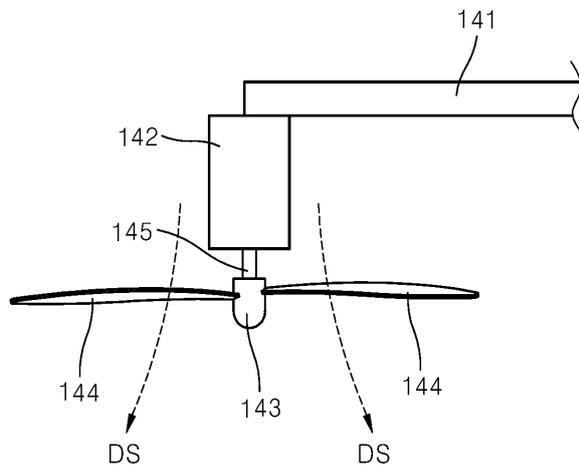
도면2



도면3

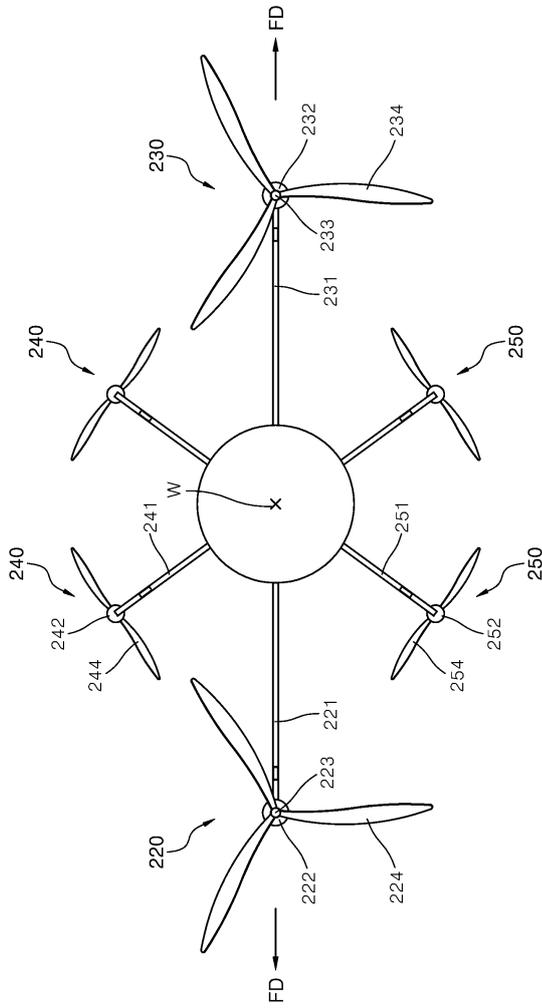


(a)



(b)

도면4



도면5

