

(12) 특허협력조약에 의하여 공개된 국제출원

(19) 세계지식재산권기구
국제사무국

(43) 국제공개일
2017년 9월 28일 (28.09.2017)



(10) 국제공개번호
WO 2017/164666 A1

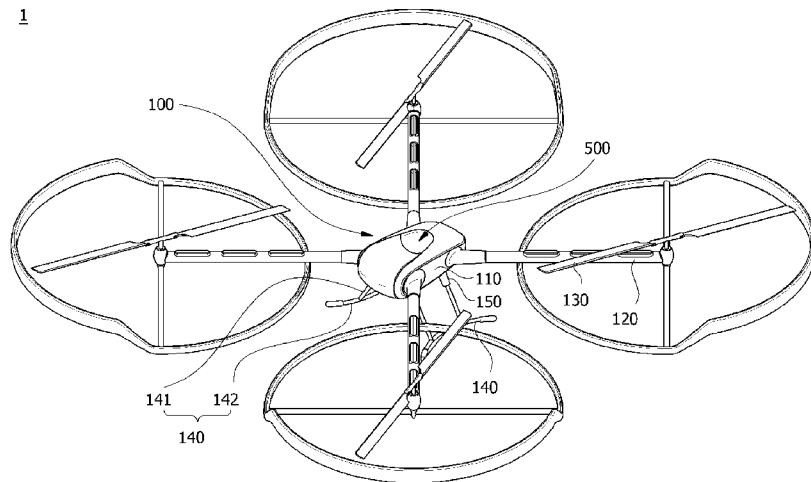
- (51) 국제특허분류:
B64C 39/02 (2006.01) B64D 17/72 (2006.01)
B64D 45/04 (2006.01) B64C 25/56 (2006.01)
B64D 45/00 (2006.01) B64C 25/58 (2006.01)
B64D 17/80 (2006.01)
- (21) 국제출원번호: PCT/KR2017/003128
- (22) 국제출원일: 2017년 3월 23일 (23.03.2017)
- (25) 출원언어: 한국어
- (26) 공개언어: 한국어
- (30) 우선권정보:
10-2016-0036133 2016년 3월 25일 (25.03.2016) KR
- (71) 출원인: 엘지이노텍 주식회사 (LG INNOTEK CO., LTD.) [KR/KR]; 04637 서울시 중구 후암로 98, LG 서울역빌딩 17층, Seoul (KR).
- (72) 발명자: 최재훈 (CHOI, Jae Hoon); 04637 서울시 중구 후암로 98, LG 서울역빌딩 17층, Seoul (KR). 김성훈 (KIM, Sung Hoon); 04637 서울시 중구 후암로 98, LG 서울역빌딩 17층, Seoul (KR). 김세진 (KIM, Se Jin); 04637 서울시 중구 후암로 98, LG 서울역빌딩 17층, Seoul (KR). 홍승권 (HONG, Seung Kwon); 04637 서울시 중구 후암로 98, LG 서울역빌딩 17층, Seoul (KR).

- (74) 대리인: 특허법인 다나 (DANA PATENT LAW FIRM); 06242 서울시 강남구 역삼로 3길 11 광성빌딩 신관 4~6층, Seoul (KR).
- (81) 지정국 (별도의 표시가 없는 한, 가능한 모든 종류의 국내 권리의 보호를 위하여): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.
- (84) 지정국 (별도의 표시가 없는 한, 가능한 모든 종류의 역내 권리의 보호를 위하여): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 유라시아 (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), 유럽 (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

[다음 쪽 계속]

(54) Title: UNMANNED AERIAL VEHICLE

(54) 발명의 명칭: 무인 비행체



100 : 110,120,130,140,150

(57) Abstract: An embodiment relates to an unmanned aerial vehicle comprising: a body; an imaging device mounted in the body; a sensing unit for sensing a current state of the body; and a controller communicating with the imaging device and the sensing unit, wherein, when determining an abnormal state of the body, the controller selects at least one safe position by using a ground image acquired by the imaging device and moves the body to the safe position. Therefore, the unmanned aerial vehicle identifies, through mapping by an imaging device, a safe position for enabling a safe landing and lands at the safe position such that the unmanned aerial vehicle can be safe and damage to people and property can be prevented.

(57) 요약서:

[다음 쪽 계속]



WO 2017/164666 A1

**공개:**

— 국제조사보고서와 함께 (조약 제 21 조(3))

실시예는 본체; 상기 본체에 장착되는 활상 장치; 상기 본체의 현재 상태를 감지하는 감지 유닛; 및 상기 활상 장치 및 감지 유닛과 통신하는 컨트롤러를 포함하며, 상기 컨트롤러는 상기 본체의 이상 상태 판단시 상기 활상 장치에서 획득한 지상 이미지를 이용하여 적어도 하나의 안전 위치를 선정하고, 상기 본체를 상기 안전 위치로 이동시키는 무인 비행체에 관한 것이다. 이에 따라, 무인 비행체는 활상장치에 의한 매핑을 통해 안전하게 착륙할 수 있는 안전 위치를 파악하고 안전 위치에 착륙함으로써, 무인 비행체의 기체 안전과 대인, 대물에 대한 피해를 방지할 수 있다.

명세서

발명의 명칭: 무인 비행체

기술분야

- [1] 실시 예는 무인 비행체인 드론에 관한 것이다.

배경기술

- [2] 근래 들어, 무인 비행체(예: 드론)는, 간편성, 신속성, 경제성 등 여러 이점 때문에, 군사용 외에도 물류 배송, 재난 구조, 방송 레저 등과 같은 다양한 분야에서 활용되고 있다. 그에 따라, 무인 비행체의 수요는 폭발적으로 늘어나고 있다.
- [3] 무인 비행체는 여러 많은 장점들을 구비하고 있지만, 바람 등 외부 환경의 변화와 운전 조작의 미숙으로 인해 추락의 우려가 높다.
- [4] 예컨대, 이러한 무인 비행체의 추락의 경우 무인 비행체의 조작 미숙이나 운용 미숙이 가장 큰 비중을 차지하고 있다. 다음으로는 무인 비행체의 전자적인 오류로 통제불능 상태인 경우가 발생하여 무인 비행체가 추락한다. 그리고, 풍속이나 기상적 원인에 의하여 무인 비행체가 추락하는 경우가 발생한다.
- [5] 그에 따라, 무인 비행체 및 무인 비행체에 설치되는 다양한 부품들이 고가이기 때문에, 무인 비행체의 추락에 따른 파손으로 인한 경제적 피해는 심각할 수밖에 없다.
- [6] 더욱이, 무인 비행체가 추락하는 경우, 무인 비행체 자체의 파손으로 인한 엄청난 경제적 피해뿐만 아니라, 대인 및 대물에 대한 2차 피해의 위험성 또한 심각하다.
- [7] 이처럼 무인 비행체의 추락으로 발생하는 피해를 최소화하고 무인 비행체를 상용화하기 위해서는 비행체의 안정적인 운용방안이 필요하고, 무인 비행체의 통제가 불가능하여 자유낙하시 안정적인 착륙을 도모할 수 있는 안전장치가 요구되고 있는 실정이다.

발명의 상세한 설명

기술적 과제

- [8] 통제불능 또는 긴급상황에 따른 무인 비행체의 기체 안전과 대인, 대물에 대한 피해를 방지할 수 있는 무인 비행체를 제공한다.
- [9] 또한, 착상장치에 의한 매핑을 통해 긴급 착륙 또는 추락시 안전하게 착륙할 수 있는 안전 위치를 파악하고, 안전 위치로 유도되는 무인 비행체를 제공한다.
- [10] 또한, 대인의 대피 시간을 확보하고, 안전 위치로 무인 비행체가 유도되도록 제어할 수 있는 시간을 확보하기 위해 낙하 속도를 지연시킬 수 있는 무인 비행체를 제공한다.
- [11] 또한, 무인 비행체 자체의 파손을 방지하고, 대인 또는 대물에 대한 2차 피해를 방지하도록 안전 장치를 구비하는 무인 비행체를 제공한다.

- [12] 실시예가 해결하고자 하는 과제는 이상에서 언급된 과제에 국한되지 않으며 여기서 언급되지 않은 또 다른 과제들은 아래의 기재로부터 당업자에게 명확하게 이해될 수 있을 것이다.

과제 해결 수단

- [13] 상기 과제는 실시예에 따라, 본체; 상기 본체에 장착되는 촬상 장치; 상기 본체의 현재 상태를 감지하는 감지 유닛; 및 상기 촬상 장치 및 감지 유닛과 통신하는 컨트롤러를 포함하며, 상기 컨트롤러는 상기 본체의 이상 상태 판단시 상기 촬상 장치에서 획득한 지상 이미지를 이용하여 적어도 하나의 안전 위치를 선정하고, 상기 본체를 상기 안전 위치로 이동시키는 무인 비행체에 의하여 달성된다.
- [14] 상기 컨트롤러는 상기 감지 유닛의 정보를 이용하여 이동 가능한 거리를 산출할 수 있다.
- [15] 그리고, 상기 컨트롤러는 상기 안전 위치가 복수 개인 경우, 상기 이동 가능한 거리 내에서 착륙 안전도가 가장 높은 지점을 착륙 지점으로 선택할 수 있다.
- [16] 여기서, 상기 착륙 안전도는 상기 촬상 장치에 의한 상기 지상의 물체 존재 여부, 상기 물체의 집중도, 상기 물체의 움직임 여부 및 상기 지상의 평탄도 중 적어도 어느 하나 또는 둘 이상의 조합을 포함할 수 있다.
- [17] 또한, 상기 감지 유닛은 가속도 센서, 자이로 센서, 방향 센서, 적외선 센서, 초음파 센서, 진동 센서, 충격 센서, 고도 센서, 풍향 센서, 풍속 센서, 전원감지센서 중 적어도 하나 또는 둘 이상의 조합을 포함할 수 있다.
- [18] 한편, 상기 무인 비행체는 상기 본체의 상부에 탈착 가능하게 배치되는 낙하산 유닛을 더 포함할 수 있다.
- [19] 상기 낙하산 유닛은, 내부에 기체가 공급되어 전개되는 튜브형 낙하산 본체와, 상기 본체와 상기 튜브형 낙하산 본체 사이에 배치되는 복수 개의 로프를 포함하며, 상기 컨트롤러는 상기 로프의 각각의 길이를 조절하여 상기 본체가 상기 안전 위치로 유도되게 할 수 있다.
- [20] 상기 기체는 질소보다 질량이 낮은 불활성 가스로 제공될 수 있다.
- [21] 또한, 상기 본체는, 몸체; 상기 몸체에서 돌출되게 배치되는 복수 개의 아암; 상기 아암의 단부에 배치되는 추진체; 및 상기 몸체의 하부에 배치되는 스키드를 포함할 수 있다.
- [22] 또한, 상기 무인 비행체는 상기 스키드에 탈착 가능하게 설치되는 복수 개의 에어백 유닛을 더 포함할 수 있다.
- [23] 여기서, 상기 에어백 유닛은, 에어백; 상기 에어백에 기체를 공급하는 에어백 캡슐; 및 상기 에어백에 배치되는 복수 개의 토출구를 포함할 수 있다.
- [24] 그리고, 상기 기체는 질소보다 질량이 낮은 불활성 가스로 제공될 수 있다.
- [25] 또한, 상기 토출구는 전개된 상기 에어백의 측면에 복수 개가 배치될 수 있다.
- [26] 또한, 상기 토출구는 전개된 상기 에어백의 하면에 복수 개가 배치될 수 있다.

- [27] 그리고, 상기 토출구는 조리개 타입(diaphragm type)으로 제공될 수 있다.
- [28] 또한, 상기 컨트롤러는 상기 에어백 유닛 중 적어도 어느 하나에 배치되는 상기 토출구를 통해 상기 에어백 내부의 기체를 토출하여 상기 본체의 자세를 제어할 수 있다.
- [29] 또한, 상기 무인 비행체는 상기 몸체와 상기 스킵드 사이에는 충격을 완화하는 충격 완화 서스펜션이 배치될 수 있다.
- [30] 한편, 상기 무인 비행체는 상기 본체의 이상 상태시, 상기 이상 상태를 인지시키는 인지 유닛을 더 포함할 수 있다.
- [31] 여기서, 상기 인지 유닛은 피코 프로젝터 또는 레이저 포인터로 제공될 수 있다.
- [32] 또한, 상기 인지 유닛은 지향성 스피커로 제공될 수 있다.
- [33] 그리고, 상기 무인 비행체는 주변 소음을 감지하여 상기 지향성 스피커의 소리 크기를 결정하는 마이크를 더 포함할 수 있다.

발명의 효과

- [34] 실시예에 따른 무인 비행체는 활상장치에 의한 매핑을 통해 안전하게 착륙할 수 있는 안전 위치를 파악하고 안전 위치에 착륙함으로써, 무인 비행체의 기체 안전과 대인, 대물에 대한 피해를 방지할 수 있다.
- [35] 또한, 상기 무인 비행체는 감지 유닛과 활상 장치를 이용하여 복수 개의 안전 위치(S)를 지속적으로 선별하고, 상기 무인 비행체의 이상 상태시 낙하산 본체와 에어백을 전개하고 선별된 안전 위치(S)를 기반으로 착륙하고자 하는 안전 위치(S)를 재선정할 수 있다.
- [36] 또한, 상기 무인 비행체의 이상 상태 발생시, 상기 무인 비행체는 낙하산 유닛을 이용하여 낙하 속도를 지연시키면서 안전 위치로 유도될 수 있다.
- [37] 또한, 상기 무인 비행체의 이상 상태 발생시, 상기 무인 비행체는 에어백 유닛을 이용하여 낙하 속도를 지연시키고 안전 위치로 유도함과 동시에 대인, 대물에 대한 피해 및 기체 손상을 방지할 수 있다.
- [38] 이때, 상기 무인 비행체는 에어백 유닛의 토출구를 통해 분사되는 기체의 양을 조절하여 착륙하고자 하는 안전 위치(S)로 유도될 수 있다.
- [39] 특히, 상기 무인 비행체의 에어백 유닛은 상기 무인 비행체의 하부에서 전개되기 때문에, 무인 비행체의 기체 안전과 대인, 대물에 대한 피해를 방지할 수 있다.
- [40] 이를 위해, 낙하산 본체의 전개 상태에 의하여 상기 무인 비행체의 본체는 낙하산의 하부측에 위치하게 되며, 그에 따라 전개된 에어백은 본체의 하부에 배치된다. 설사, 상기 무인 비행체의 이동시 자세가 불균형하게 되더라도, 감지 유닛을 통한 정보를 기반으로 하여 컨트롤러는 토출구를 통해 에어백 내부에 공급된 기체를 토출하여 자세를 제어할 수 있다. 이에, 전개된 에어백이 우선적으로 지면 또는 지상에 위치하는 물체와 충돌하게 되어 충돌에 따른 피해를 최소화할 수 있다.

- [41] 그리고, 상기 무인 비행체는 인지 유닛을 이용하여 대인에게 상기 무인 비행체가 이상 상태임을 인지시키고, 상기 무인 비행체가 착륙하기 위한 이동 경로상 또는 착륙 지점으로 대인이 진입하는 것을 방지할 수 있다.

도면의 간단한 설명

- [42] 도 1은 실시예에 따른 무인 비행체를 나타내는 사시도이고,
 [43] 도 2는 실시예에 따른 무인 비행체를 나타내는 저면도이고,
 [44] 도 3은 실시예에 따른 무인 비행체를 나타내는 정면도이고,
 [45] 도 4는 실시예에 따른 무인 비행체의 컨트롤러의 제어 관계를 나타내는 블록도이고,
 [46] 도 5는 실시예에 따른 무인 비행체가 착륙하도록 선별된 안전 위치를 나타내는 도면이고,
 [47] 도 6은 실시예에 따른 무인 비행체의 낙하산 유닛을 나타내는 도면이고,
 [48] 도 7은 실시예에 따른 무인 비행체의 전개된 에어백 유닛을 나타내는 사시도이고,
 [49] 도 8은 실시예에 따른 무인 비행체의 전개된 에어백 유닛을 나타내는 저면도이고,
 [50] 도 9 및 10은 실시예에 따른 에어백 유닛의 토출구의 동작을 나타내는 도면이고,
 [51] 도 11는 실시예에 따른 무인 비행체의 인지 유닛의 광 조사를 나타내는 도면이고,
 [52] 도 12은 실시예에 따른 무인 비행체의 낙하산 본체와 에어백이 전개된 상태에서 산출된 이동 거리를 나타내는 도면이고,
 [53] 도 13는 실시예에 따른 무인 비행체의 착륙 지점 선정을 나타내는 도면이고,
 [54] 도 14는 실시예에 따른 무인 비행체가 착륙 지점으로 이동하는 도면이고,
 [55] 도 15는 실시예에 따른 무인 비행체의 동작을 나타내는 블록도이다.

발명의 실시를 위한 형태

- [56] 본 발명은 다양한 변경을 가할 수 있고 여러 가지 실시예를 가질 수 있는 바, 특정 실시예들을 도면에 예시하고 설명하고자 한다. 그러나, 이는 본 발명을 특정한 실시 형태에 대해 한정하려는 것이 아니며, 본 발명의 사상 및 기술 범위에 포함되는 모든 변경, 균등물 내지 대체물을 포함하는 것으로 이해되어야 한다.
- [57] 제1, 제2 등과 같이 서수를 포함하는 용어는 다양한 구성요소들을 설명하는데 사용될 수 있지만, 상기 구성요소들은 상기 용어들에 의해 한정되지는 않는다. 상기 용어들은 하나의 구성요소를 다른 구성요소로부터 구별하는 목적으로만 사용된다. 예를 들어, 본 발명의 권리 범위를 벗어나지 않으면서 제2 구성요소는 제1 구성요소로 명명될 수 있고, 유사하게 제1 구성요소도 제2 구성요소로 명명될 수 있다. 및/또는 이라는 용어는 복수의 관련된 기재된 항목들의 조합

또는 복수의 관련된 기재된 항목들 중의 어느 항목을 포함한다.

- [58] 어떤 구성요소가 다른 구성요소에 "연결되어" 있다거나 "접속되어" 있다고 언급된 때에는, 그 다른 구성요소에 직접적으로 연결되어 있거나 또는 접속되어 있을 수도 있지만, 중간에 다른 구성요소가 존재할 수도 있다고 이해되어야 할 것이다. 반면에, 어떤 구성요소가 다른 구성요소에 "직접 연결되어" 있다거나 "직접 접속되어" 있다고 언급된 때에는, 중간에 다른 구성요소가 존재하지 않는 것으로 이해되어야 할 것이다.
- [59] 실시 예의 설명에 있어서, 어느 한 구성요소가 다른 구성요소의 "상(위) 또는 하(아래)(on or under)"에 형성되는 것으로 기재되는 경우에 있어, 상(위) 또는 하(아래)(on or under)는 두 개의 구성요소가 서로 직접(directly)접속되거나 하나 이상의 다른 구성요소가 상기 두 구성요소 사이에 배치되어(indirectly) 형성되는 것을 모두 포함한다. 또한 '상(위) 또는 하(아래)(on or under)'로 표현되는 경우 하나의 구성요소를 기준으로 위쪽 방향뿐만 아니라 아래쪽 방향의 의미도 포함할 수 있다.
- [60] 본 출원에서 사용한 용어는 단지 특정한 실시예를 설명하기 위해 사용된 것으로, 본 발명을 한정하려는 의도가 아니다. 단수의 표현은 문맥상 명백하게 다르게 뜻하지 않는 한, 복수의 표현을 포함한다. 본 출원에서, "포함하다" 또는 "가지다" 등의 용어는 명세서상에 기재된 특징, 숫자, 단계, 동작, 구성요소, 부품 또는 이들을 조합한 것이 존재함을 지정하려는 것이지, 하나 또는 그 이상의 다른 특징들이나 숫자, 단계, 동작, 구성요소, 부품 또는 이들을 조합한 것들의 존재 또는 부가 가능성을 미리 배제하지 않는 것으로 이해되어야 한다.
- [61] 다르게 정의되지 않는 한, 기술적이거나 과학적인 용어를 포함해서 여기서 사용되는 모든 용어들은 본 발명이 속하는 기술 분야에서 통상의 지식을 가진 자에 의해 일반적으로 이해되는 것과 동일한 의미를 가지게 된다. 일반적으로 사용되는 사전에 정의되어 있는 것과 같은 용어들은 관련 기술의 문맥상 가지는 의미와 일치하는 의미를 가지는 것으로 해석되어야 하며, 본 출원에서 명백하게 정의하지 않는 한, 이상적이거나 과도하게 형식적인 의미로 해석되지 않는다.
- [62] 이하, 첨부된 도면을 참조하여 실시예를 상세히 설명하되, 도면 부호에 관계없이 동일하거나 대응하는 구성 요소는 동일한 참조 번호를 부여하고 이에 대한 중복되는 설명은 생략하기로 한다.
- [63] 도 1 내지 도 14를 참조하여 살펴보면, 실시예에 따른 무인 비행체(1)는 본체(100), 동력공급원(200), 본체(100)의 상태를 감지하는 감지 유닛(300), 활상 장치(400), 낙하산 유닛(500), 에어백 유닛(600), 인지 유닛(700) 및 컨트롤러(800)를 포함할 수 있다. 여기서, 컨트롤러(800)는 감지 유닛(300) 및 활상 장치(400)와 통신할 수 있다.
- [64] 본체(100)는 상기 무인 비행체(1)의 외형을 형성할 수 있다. 그리고, 감지 유닛(300), 활상 장치(400), 낙하산 유닛(500), 에어백 유닛(600), 인지 유닛(700) 및 컨트롤러(800) 각각이 본체(100)의 일측 또는 내부에 배치될 수 있다.

- [65] 본체(100)는 몸체(110), 아암(120), 복수 개의 추진체(130) 및 스키드(140)를 포함할 수 있다. 여기서, 추진체(130)로는, 도 1 내지 3에 도시된 바와 같이, 회전익이 이용될 수 있는바, 이하 회전익(130)으로 설명하기로 한다.
- [66] 몸체(110)의 일측에서 돌출되게 배치되는 아암(120)의 단부에는 회전익(130)이 설치될 수 있다. 그리고, 몸체(110)에서 돌출되게 배치되는 아암(120)은 복수 개가 구비될 수 있다.
- [67] 회전익(130)은 구동 모터(미도시)에 의해 회전하여 상기 무인 비행체(1)의 이륙, 착륙 또는 이동(수평 방향: x, 수직 방향: y)을 가능하게 한다. 여기서, 상기 구동 모터는 동력공급원(200)에서 공급되는 전원에 의해 구동된다. 도 1에 도시된 바와 같이, 본체(100)는 4개의 회전익(130)을 구비할 수 있으나 반드시 이에 한정되지 않는다.
- [68] 회전익(130)은 비행이 가능하도록 다양한 개수로 배치될 수 있고, 다양한 위치에 장착될 수 있다. 또한, 본체(100)를 이동시킬 수 있는 구성이라면 다양한 구조로 변형될 수도 있다.
- [69] 스키드(140)는 적어도 한 쌍이 몸체(110)의 하부에 배치될 수 있다. 그리고, 스키드(140)는 착륙시 지면에 먼저 닿게 되어 몸체(110)가 지면과의 직접적인 충돌을 방지할 수 있다.
- [70] 스키드(140)는, 도 1 내지 도 3에 도시된 바와 같이, 외측을 향하여 소정의 각도(θ)로 경사지게 형성된 지지 프레임(141)과 착륙 프레임(142)을 포함할 수 있다.
- [71] 착륙 프레임(142)은 봉 형상으로 형성되되, 지지 프레임(141)의 단부에서 소정의 곡률(R)을 갖도록 내측을 향하여 만곡되게 형성될 수 있다.
- [72] 여기서 '외측'이라 함은 몸체(110)를 기준으로 바깥쪽을 의미하며, '내측'이라 함은 몸체(110)를 기준으로 안쪽을 의미한다.
- [73] 소정의 각도(θ)로 경사지게 형성된 지지 프레임(141)은 상기 무인 비행체(1)의 착륙시 가해지는 충격의 방향을 전환하여 몸체(110)에 직접적으로 가해지는 충격을 완화시킬 수 있다.
- [74] 또한, 내측으로 만곡되게 형성된 착륙 프레임(142)은 몸체(110)의 하부에 가해질 수 있는 외력 또는 충격으로부터 몸체(110)를 보호할 수 있다.
- [75] 즉, 지지 프레임(141)과 착륙 프레임(142)으로 이루어지는 스키드(140)는, 상술된 바와 같이, 몸체(110)가 받는 충격을 완화하면서도 몸체(110)를 보호할 수 있다.
- [76] 본 실시예는 본체(100)의 착륙시 스키드(140)가 지면에 안착하는 것을 그 예로 하고 있으나 반드시 이에 한정되는 것은 아니고, 스키드(140)의 구성은 필요에 따라 생략되거나 다른 착지 수단으로 대체될 수 있다.
- [77] 한편, 본체(100)는 몸체(110)와 스키드(140) 사이에 배치되는 충격 완화 서스펜션(150)을 더 포함할 수 있다.
- [78] 충격 완화 서스펜션(150)은 속업소버 또는 댐퍼의 구조를 포함하며, 착륙시

본체(100)에 가해지는 충격을 완화시킬 수 있다.

- [79] 도 4를 참조하여 살펴보면, 동력공급원(200)은 컨트롤러(800)에 의해 제어되어 상기 구동 모터 이외에 감지 유닛(300), 활상 장치(400), 낙하산 유닛(500), 에어백 유닛(600), 인지 유닛(700) 및 컨트롤러(800)에 전원을 공급할 수 있도록 전기적으로 연결될 수 있다.
- [80] 동력공급원(200)은 주 배터리(210)와 보조 배터리(220)를 포함할 수 있다.
- [81] 주 배터리(210)는 상기 무인 비행체(1)의 일반적인 동작 상태에서 전원을 공급한다.
- [82] 보조 배터리(220)는 주 배터리(210)가 방전되거나 주 배터리(210)가 전원을 공급할 수 없는 상태일 때 상기 무인 비행체(1)의 각 구성 요소에 전원을 공급한다.
- [83] 따라서, 감지 유닛(300) 중 전원감지센서에 의해 주 배터리(210)가 전원을 공급할 수 없다고 감지되는 경우, 컨트롤러(800)는 보조 배터리(220)를 이용하여 주 배터리(210) 대신에 전원을 공급하도록 제어할 수 있다.
- [84] 도 4를 참조하여 살펴보면, 감지 유닛(300)은 상기 무인 비행체(1)의 현재 상태를 감지하여 컨트롤러(800)에 신호를 송출할 수 있다. 여기서, 감지 유닛(300)은 본체(100)에 설치될 수 있다.
- [85] 감지 유닛(300)은 상기 무인 비행체(1)의 가속도를 측정하는 가속도 센서, 회전각을 측정하는 자이로 센서, 방향센서, 적외선 센서, 초음파 센서, 진동 센서, 충격 센서, 고도를 측정하는 고도 센서, 바람의 방향을 감지하는 풍향 센서, 바람의 속도를 감지하는 풍속 센서, 전원을 감지하는 전원감지센서 중 적어도 하나 또는 둘 이상의 조합으로 구성될 수 있다.
- [86] 가속도 센서, 자이로 센서, 방향 센서 및 고도 센서는 측정된 값 및 값의 변화량을 감지한다. 또한, 적외선 센서는 고온부와의 거리를 측정할 수 있다. 또한, 초음파 센서는 물체와의 거리를 측정할 수 있다. 또한, 진동 센서는 일정 진동수 이상으로 진동시 운항에 장애가될 경우를 감지한다.
- [87] 또한, 충격 센서는 비행 중 어떠한 물체와의 충격을 감지한다.
- [88] 그에 따라, 컨트롤러(800)는 감지 유닛(300)에서 송출되는 신호를 수신하여 상기 무인 비행체(1)의 현재 상태가 동작할 수 있는 정상 상태인지 아니면 상기 무인 비행체(1)에 문제가 발생한 이상 상태인지를 파악할 수 있다.
- [89] 활상 장치(400)는 본체(100)의 하부에 설치되어 지상의 물체(대인, 대물)에 대한 영상 또는 이미지를 촬상할 수 있다.
- [90] 예컨대, 활상 장치(400)로 360도 카메라가 제공될 수 있으며, 상기 카메라는 지상의 건물형상, 도로형상, 나무형상, 사람 등을 촬상하고 이를 포함하는 이미지 정보를 컨트롤러(800)로 전송할 수 있다.
- [91] 상기 이미지 정보를 수신한 컨트롤러(800)는 맵핑 소프트웨어를 구비할 수 있는바, 가속도 센서, 자이로 센서, 방향센서, 고도 센서, 초음파 센서 등에서 측정된 값 및 값의 변화량과, 상기 이미지 정보를 이용하여 3차원 지형, 지물에

대한 매핑을 수행할 수 있다.

[92] 그에 따라, 컨트롤러(800)는, 도 5에 도시된 바와 같이, 상기 무인 비행체(1)의 상태를 파악하고, 상기 이미지 분석을 통해 상기 무인 비행체(1)가 안전하게 착륙할 수 있는 복수 개의 안전 위치(S)를 선정한다. 그리고, 컨트롤러(800)는 활상 장치(400)에 의한 착륙 안전도를 고려하여 안전 위치(S1, S2, S3 ... Sn)를 순위별로 선정한다.

[93] 여기서, 상기 안전 위치(S)는 상기 무인 비행체(1)가 이동할 수 있는 범위(이동 거리(d1))를 기반으로 사람이 없는 곳이나 적은 곳 또는 지상의 물체 존재 여부, 상기 물체의 집중도, 활상된 물체의 움직임 여부, 지상의 평탄도 및 상기 무인 비행체(1)의 상태 등에서 적어도 하나 또는 둘 이상의 조합을 고려한 착륙 안정도를 기반으로 지속적으로 업데이트될 수 있다.

[94] 따라서, 상기 무인 비행체(1)의 컨트롤러(800)는, 상기 무인 비행체(1)의 이상 상태 발생시, 이상 상태의 상기 무인 비행체(1)의 상태를 파악하고 정상 상태에서 선정된 안전 위치(S)의 순위별로 안전 위치(S1, S2, S3 ... Sn)를 재선별하게 된다.

[95] 그리고, 컨트롤러(800)는 재선별되어 선정된 안전 위치(S1, S2, S3 ... Sn) 중 착륙 안전도를 고려하여 착륙 안정도가 가장 높은 착륙 지점(H)을 선정하고, 상기 무인 비행체(1)를 상기 착륙 지점(H)으로 유도하여 상기 무인 비행체(1)의 안전과 대인, 대물에 대한 피해를 방지할 수 있다.

[96] 즉, 상기 무인 비행체(1)는 기 설정된 시간마다 지속적으로 안전 위치(S)를 업데이트 하기 때문에, 상기 무인 비행체(1)의 이상 상태 발생시 맵핑(Mapping)에 걸리는 시간을 단축하여 빠르게 대처할 수 있다. 그에 따라, 상기 무인 비행체(1)는 이상 상태시에도 안전 위치(S) 중 선정된 착륙 지점(H)으로 빠르게 유도될 수 있다.

[97] 활상 장치(500)를 이용하여 안전 위치(S)를 선정하는 실시예에 있어서, 정상 상태에서 맵핑으로 안전 위치(S)를 지속적으로 업데이트 하는 것을 그 예로 하고 있으나 반드시 이에 한정되는 것은 아니다. 예컨대, 상기 무인 비행체(1)의 이상 상태를 발견함과 동시에 컨트롤러(800)는 감시 유닛(300)과 활상 장치(400)를 이용하여 복수 개의 안전 위치(S)를 선정하고 상기 무인 비행체(1)를 안전 위치(S) 중 선정된 착륙 지점(H)으로 빠르게 유도되게 할 수도 있다.

[98] 한편, 상기 무인 비행체(1)는 낙하산 유닛(500)을 더 포함할 수 있다.

[99] 낙하산 유닛(500)은 본체(100)의 상부에 탈착 가능하게 설치될 수 있다. 그에 따라, 낙하산 유닛(500)의 사용 또는 손상 등에 따른 교체를 용이하게 할 수 있다.

[100] 상기 무인 비행체(1)의 이상 상태시, 낙하산 유닛(500)은 상기 무인 비행체(1)의 낙하 속도를 지연시켜 선정된 안전 위치(S)로 상기 무인 비행체(1)가 유도되도록 제어할 수 있는 시간을 확보케 한다.

[101] 낙하산 유닛(500)은 본체(100)의 상부에 배치될 수 있다.

[102] 상기 무인 비행체(1)의 이상 상태시, 컨트롤러(800)는 낙하산 유닛(500)을 작동시켜 낙하산을 펼친다.

- [103] 낙하산 유닛(500)은 튜브형 낙하산 본체(510), 복수 개의 로프(520) 및 로프(520) 각각의 길이를 조절하는 로프 조절부(미도시)를 포함할 수 있다.
- [104] 튜브형 낙하산 본체(510)에는 내부에 기체를 공급할 수 있는 캡슐(미도시)이 설치될 수 있다. 따라서, 상기 무인 비행체(1)의 이상 상태시, 상기 캡슐은 튜브형 낙하산 본체(510)에 기체를 공급하여 낙하산으로서의 역할을 수행케 한다.
- [105] 여기서, 상기 기체로는 질소보다 질량이 낮은 기체가 주입될 수 있다. 예를 들어, 안정성과 낙하 속도 지연을 만족하도록 다른 원소와 화합하지 않는 불활성 가스 중 헬륨이 공급될 수 있다.
- [106] 따라서, 상기 헬륨이 공급된 튜브형 낙하산 본체(510)는 본체(100)의 낙하 속도를 지연시킨다. 그에 따라, 튜브형 낙하산 본체(510)는 안전 위치(S)로 상기 무인 비행체(1)가 유도되도록 제어할 수 있는 시간을 일반 낙하산보다 더 확보할 수 있게 한다.
- [107] 복수 개의 로프(520)는 본체(100)의 몸체(110)와 튜브형 낙하산 본체(510) 사이에 설치될 수 있다.
- [108] 그리고, 복수 개의 로프(520) 각각의 길이는 컨트롤러(800)에 의해 제어되는 상기 로프 조절부에 의해 조절될 수 있다.
- [109] 그에 따라, 상기 무인 비행체(1)의 비상 착륙시, 컨트롤러(800)는 상기 로프 조절부를 이용하여 로프(520) 각각의 길이를 개별적으로 제어함으로써 상기 무인 비행체(1)가 선정된 안전 위치(S)로 유도될 수 있게 한다.
- [110] 실시예에 있어서, 낙하산 유닛(500)이 방향을 조절할 수 있는 글라이딩 방식으로 제공되는 것을 그 예로 하고 있으나 반드시 이에 한정되는 것은 아니며, 낙하 속도를 지연시킬 수 있는 일반적인 낙하산이 이용될 수 있음은 물론이다.
- [111] 상기 무인 비행체(1)는 본체(100) 자체의 파손을 방지하고, 대인 또는 대물에 대한 2차 피해를 방지하는 안전 장치를 더 포함할 수 있다.
- [112] 상기 안전 장치로 에어백 유닛(600)이 제공될 수 있다.
- [113] 도 2 및 도 7을 참조하여 살펴보면, 에어백 유닛(600)은 스키드(140)에 탈착 가능하게 설치될 수 있다. 즉, 에어백 유닛(600)은 착륙 프레임(142) 각각의 양 단부에 각각 탈착 가능하게 배치될 수 있다.
- [114] 에어백 유닛(600)은 에어백(610), 에어백(610)의 일측에 배치되는 복수 개의 토출구(620) 및 내부에 기체를 공급할 수 있는 에어백 캡슐(630)을 포함할 수 있다.
- [115] 따라서, 상기 무인 비행체(1)의 이상 상태시, 에어백 캡슐(630)은 에어백(610)에 기체를 공급하여 본체(100) 자체의 파손을 방지하고, 대인 또는 대물에 대한 2차 피해를 방지할 수 있다.
- [116] 여기서, 상기 기체로는 질소보다 질량이 낮은 기체가 주입될 수 있다. 예를 들어, 안정성과 낙하 속도 지연을 만족하도록 다른 원소와 화합하지 않는 불활성 가스 중 헬륨이 에어백(610)에 공급될 수 있다.

- [117] 따라서, 상기 헬륨이 공급된 튜브형 에어백(610)은 본체(100)의 낙하 속도를 지연시킨다. 그에 따라, 상기 에어백(610)은 안전 위치(S)로 상기 무인 비행체(1)가 유도되도록 제어할 수 있는 시간을 더 확보할 수 있다.
- [118] 또한, 전개된 에어백(610)은 긴급 착륙 또는 추락시에도 본체(100) 자체의 파손을 방지하고, 대인 또는 대물에 대한 2차 피해를 방지할 수 있다.
- [119] 도 7에 도시된 바와 같이, 에어백(610)의 전개시, 본체(100)의 하부에는 도넛 형상으로 전개되는 에어백이 형성될 수 있다. 여기서, 상기 에어백(610)은 네 개로 분할된 형태로 구현될 수 있다.
- [120] 네 개로 분할된 에어백(610) 각각에는 토출구(620)가 마련되기 때문에, 컨트롤러(800)는 에어백(610) 각각에 마련된 토출구(620)를 개폐하여 에어백(610) 각각의 기체량을 조절할 수 있다. 따라서, 컨트롤러(800)는 에어백(610) 각각의 내부에 기체량을 조절하여 상기 무인 비행체(1)의 비행 균형(자세 제어)을 조절할 수 있다. 그에 따라, 상기 무인 비행체(1)는 착상 장치(400)의 착상 이미지를 이용하여 대인 또는 대물에 대한 충돌을 방지할 수도 있으며, 충돌시에도 에어백(610) 내부의 기체량을 조절하여 충돌에 따른 피해를 최소화할 수 있다.
- [121] 예컨대, 물체와의 충돌시, 완전히 팽창된 에어백(610) 보다 불완전 팽창된 에어백(610)은 충격을 감소시킬 수 있다.
- [122] 에어백(610)의 실시예에 있어서, 네 개로 분할된 형상을 그 예로 하고 있으나, 반드시 이에 한정되는 것은 아니며 도넛 형상을 유지하되 세 개 또는 다수 개의 에어백(610)이 사용될 수 있음은 물론이다.
- [123] 토출구(620)는 에어백(610)의 하면과 측면에 각각 배치될 수 있다. 여기서, 토출구(620)의 개폐 및 개폐 정도는 컨트롤러(800)에 의해 제어된다.
- [124] 하면에 배치된 토출구(620)를 통해 에어백(610) 내부의 기체를 토출함으로써, 상기 무인 비행체(1)는 상승하거나 또는 낙하 속도를 더욱 지연시킬 수 있다.
- [125] 또한, 상기 무인 비행체(1)는 하면에 배치된 토출구(620)를 통해 배출되는 기체량을 조절하여 상기 무인 비행체(1)의 균형을 조절할 수 있다.
- [126] 측면에 배치된 토출구(620)를 통해 에어백(610) 내부의 기체를 토출함으로써, 상기 무인 비행체(1)는 이동 방향 및 이동 거리를 조절할 수 있다. 또한, 상기 무인 비행체(1)는 측면에 배치된 토출구(620)를 통해 배출되는 기체량을 조절하여 상기 무인 비행체(1)의 비행 균형을 조절할 수 있다.
- [127] 토출구(620)의 실시예에 있어서, 에어백(610)의 측면과 하면에 각각 토출구(620)가 배치된 것을 그 예로 하고 있으나 반드시 이에 한정되는 것은 아니며, 이동 방향 및 이동 거리와 균형 및 낙하 속도 지연을 고려하여 에어백(610)의 다양한 위치에 토출구(620)가 배치될 수 있음은 물론이다.
- [128] 다만, 상기 무인 비행체(1)는 에어백(610)의 측면과 하면에 각각 별도의 토출구(620)를 배치하여 이동 방향 및 이동 거리의 조절과 낙하 속도 지연을 각각 개별적으로 제어할 수 있다. 그에 따라, 컨트롤러(800)는 정밀하게 상기 무인

비행체(1)의 이동 및 비행 균형을 제어할 수 있다.

[129] 에어백(610) 내부의 기체가 토출되는 토출구(620)는 조리개 타입(diaphragm type)으로 제공될 수 있다.

[130] 도 9 및 도 10을 참조하여 살펴보면, 토출구(620)는 받침판(621), 복수 개의 날개(622) 및 조절 기어(623)를 포함할 수 있다.

[131] 환형의 받침판(621)에는 판상에 다수의 유선행의 날개(622)가 소용돌이 형상으로 회전이 가능하도록 배치될 수 있다.

[132] 그리고, 조절 기어(623)는 받침판(621)과 같은 환형으로 형성될 수 있다.

[133] 그에 따라, 받침판(621)에 연결된 다수의 날개(622)가 받침판(621)과 조절 기어(623) 사이에 배치되고, 받침판(621)이 에어백(610)에 설치됨으로써 토출구(620)를 형성하게 된다.

[134] 여기서, 조절 기어(623)의 외측 둘레에는 기어치가 형성될 수 있으며, 상기 기어치는 조절 기어(623)의 회동 조절을 정확하게 조절되게 한다. 그리고, 상기 기어치는 상기 구동원으로 이용되는 모터의 축에 연결된 기어와 형합할 수 있다.

[135] 따라서, 상기 모터에 의해 조절 기어(623)가 회전함에 따라 복수 개의 날개(622)는 소용돌이 형상으로 회전할 수 있다. 그에 따라, 토출되는 기체의 양은 조절될 수 있다.

[136] 이하, 도 9 및 도 10을 참조하여 상기와 같은 구조로 되어 있는 토출구(620)의 작동원리를 설명한다.

[137] 조절 기어(623)가 일 방향으로 움직이게 되면, 도 9에 도시된 바와 같이, 에어백(610) 내의 유량을 감소시키기 위해 날개(622)가 원심방향으로 소용돌이처럼 회전하게 되고, 다수의 날개(622)가 원심방향으로 돌출되어 카메라 렌즈의 조리개와 같이 움직임으로써 토출 면적을 줄일 수 있게 된다. 필요에 따라서는 날개(622)의 회전 반경을 최대로 하여 유로를 완전히 차단할 수 있다.

[138] 도 10에 도시된 바와 같이, 반대로 유량의 증가하기 위해서는 조절 기어(623)를 타 방향으로 움직여 날개(622)를 원심방향의 반대로 회전시킴으로써, 토출구(620)를 개방할 수 있게 된다.

[139] 상기와 같이 받침판(621)에 연결된 다수의 날개(622)는 조리개 타입으로 동작을 하기 때문에 기체와 날개(622)가 접촉하는 부분이 전체적으로 균일하게 되어 기체의 양은 균일하게 토출이 된다.

[140] 상기와 같은 작동원리에 따라, 토출부(620)는 카메라 렌즈의 조리개처럼 작동하기 때문에 기체의 토출량을 조절하면서도 기체가 균일하게 토출되게 한다.

[141] 한편, 본체(100)의 상부에서 전개된 낙하산 본체(510)와 함께 본체(100)의 하부에서 전개된 에어백 유닛(600)은 상기 무인 비행체(1)의 비행 균형(자세 제어)을 유지케 한다.

[142] 예컨대, 낙하산 본체(510)가 전개된 상태에 의하여 본체(100)는 낙하산

본체(510)의 하부측에 위치하게 된다. 그에 따라, 에어백(610)은 본체(100)의 하부에서 전개되기 때문에, 무인 비행체의 기체 안전과 대인, 대물에 대한 피해를 방지할 수 있다.

- [143] 즉, 낙하산 본체(510)가 전개된 상태에 의하여 상기 무인 비행체(1)의 본체(100)는 낙하산의 하부측에 위치하게 되며, 그에 따라 전개된 에어백(610)은 본체(100)의 하부에 배치된다. 설사, 상기 무인 비행체(1)의 이동시 자세가 불균형하게 되더라도, 감지 유닛(300)을 통한 정보를 기반으로 하여 컨트롤러(800)는 토출구(620)를 통해 에어백(610) 내부에 공급된 기체를 외부로 토출하여 자세를 제어할 수 있다. 이에, 전개된 에어백(610)이 우선적으로 지면 또는 지상에 위치하는 물체와 충돌하게 되어 충돌에 따른 피해를 최소화할 수 있다.
- [144] 도 2 및 도 11를 참조하여 살펴보면, 상기 무인 비행체(1)는 상기 무인 비행체(1)가 이상 상태에 따라 비상 착륙, 추락 등임을 인지시키는 인지 유닛(700)을 포함할 수 있다.
- [145] 상기 무인 비행체(1)는 정상 상태에서 선별된 복수 개의 안전 위치(S)를 기반으로, 상기 무인 비행체(1)의 이상 상태시 낙하산 본체(510)와 에어백(610)의 전개 후 착륙 안전도를 고려하여 안전 위치(S)를 재선정할 수 있다.
- [146] 물론, 정상 상태에서 선별된 복수 개의 안전 위치(S) 없이 낙하산 본체(510)와 에어백(610)의 전개 후 착륙 안전도를 고려하여 안전 위치(S)를 선정할 수도 있다.
- [147] 그에 따라, 상기 무인 비행체(1)의 인지 유닛(700)은 안전 위치(S) 중 착륙하고자 하는 착륙 지점(H)의 주변에 위치하는 대인에게 상기 무인 비행체(1)가 이상 상태임을 인지시킨다.
- [148] 상기 무인 비행체(1)의 인지 유닛(700)은 선정된 착륙 지점(H)을 대인이 인지할 수 있도록 광을 조사하는 피코 프로젝터 또는 레이저 포인터로 제공될 수 있다.
- [149] 상기 레이저 포인터의 경우 지면에 착륙 지점(H)을 표시하여 대인에게 인지시킴으로써, 대인이 상기 무인 비행체(1)가 착륙하고자 하는 착륙 지점(H)으로 이동하는 것을 방지한다.
- [150] 또한, 상기 피코 프로젝터의 경우 지면에 착륙 지점(H)을 표시함과 동시에 상기 무인 비행체(S)가 이동부터 착륙까지의 이동 경로를 대인에게 인지시킴으로써 대인이 상기 무인 비행체(S)의 이동 경로 또는 착륙 지점(H)으로 진입하는 것을 방지할 수 있다.
- [151] 한편, 인지 유닛(700)은 지향성 스피커로 제공될 수 있다.
- [152] 상기 지향성 스피커는 상기 무인 비행체(1)의 하방에 위치하는 대인에게 소리를 이용하여 상기 무인 비행체(1)의 이상 상태를 인지시킴으로써, 대인이 상기 무인 비행체(1)의 하방에서 대피할 수 있게 한다.
- [153] 이때, 상기 무인 비행체(1)는 주변 소음을 감지하는 마이크를 더 포함할 수 있다.

- [154] 따라서, 컨트롤러(800)는 상기 마이크를 통해 감지된 소음을 분석하여 상기 지향성 스피커의 소리 크기를 결정할 수 있다.
- [155] 인지 유닛(700)을 설명함에 있어서, 피코 프로젝터, 레이저 포인터 또는 지향성 스피커로 제공되는 것을 그 예로 하고 있으나 반드시 이에 한정되는 것은 아니며, 이들 중 적어도 하나 또는 이들의 조합으로 제공될 수도 있다.
- [156] 이하, 도 12 내지 도 14를 참조하여, 상기 무인 비행체(1)의 동작에 대하여 살펴보기로 한다.
- [157] 도 12에 도시된 바와 같이, 낙하산 본체(510)와 에어백(610)이 전개된 상태에서, 상기 무인 비행체(1)의 컨트롤러(800)는 감지 유닛(300)과 활상 장치(400)에서 획득한 지상 이미지를 이용하여 상기 무인 비행체(1)가 이동할 수 있는 거리(d2)를 산출한다.
- [158] 예컨대, 상기 무인 비행체(1)의 낙하 속도, 풍향, 풍속, 토출구(620)를 통해 토출되는 토출 가능량 등을 이용하여 컨트롤러(800)는 상기 무인 비행체(1)가 이동할 수 있는 거리(d2)를 산출한다.
- [159] 도 13에 도시된 바와 같이, 컨트롤러(800)는 이동할 수 있는 거리(d2) 내에서 복수 개의 안전 위치(S)를 선정하고, 착륙 안정도를 고려하여 선정된 안전 위치(S)를 순위별로 선별하여 착륙 지점(H)을 선정한다. 즉, 컨트롤러(800)는 착륙 안정도에 의해 선정된 안전 위치(S) 중 일순위를 착륙 지점(H)으로 선정한다.
- [160] 이때, 안전 위치(S)는 지상의 물체 존재 여부, 지상의 평탄도 등을 고려하여 복수 개가 선정될 수 있다. 그리고, 컨트롤러(800)는 대인의 집중도와 대인의 이동 경로 등을 고려하여 순위별로 안전 위치(S1, S2, S3 ...)를 선별하고 착륙 지점(H)을 선정할 수 있다.
- [161] 이때, 정상 상태에서 선정된 복수 개의 안전 위치(S)를 이용하여 안전 위치(S)를 재선정함으로써 착륙 지점(H)을 빠르게 선정할 수도 있다.
- [162] 여기서, 대인의 이동 경로는 활상 장치(400)를 통해 기 설정된 시간 간격으로 획득되는 이미지를 비교하여 예측될 수 있다.
- [163] 도 14를 참조하여 살펴보면, 상기 무인 비행체(1)는 인지 유닛(700)을 이용하여 상기 무인 비행체(1)가 이상 상태임을 인지시킬 수 있다.
- [164] 특히, 레이저 포인터 또는 피코 프로젝터를 이용하여 착륙 지점(H)으로 대인이 진입하는 것을 방지할 수 있다.
- [165] 그리고, 상기 무인 비행체(1)는 착륙 지점(H)으로 이동하여 기체 안전과 대인, 대물에 대한 피해를 방지할 수 있다.
- [166] 도 15를 참조하여 무인 비행체 제어방법을 살펴보면, 상기 무인 비행체 제어방법(S1)은 무인 비행체(1)의 동작을 인지하는 단계(S10), 무인 비행체(1)의 상태를 확인하는 단계(S20), 활상 장치를 이용하여 활상하는 단계(S30), 착륙 지점을 선정하는 단계(S40), 무인 비행체(1)의 이상 상태를 감지하는 단계(S50), 안전 시스템을 가동하는 단계(S60) 및 착륙(S70)을 포함할 수 있다.

- [167] 무인 비행체(1)의 동작을 인지하는 단계(S10)에서는 감지 유닛(300)을 이용하여 무인 비행체(1)가 동작하는지 여부를 인지할 수 있다.
- [168] 무인 비행체(1)의 상태를 확인하는 단계(S20)에서는 감지 유닛(300)을 이용하여 무인 비행체(1)의 상태를 확인할 수 있다. 예를 들어, 감지 유닛(300)을 이용하여 무인 비행체(1)의 고도, 기울기, 속도, 가속도 등을 지속적으로 확인함으로써, 무인 비행체(1)의 현재 상태를 확인할 수 있다.
- [169] 촬상 장치를 이용하여 촬상하는 단계(S30)에서는 촬상 장치(400)를 이용하여, 지상의 물체(대인, 대물)에 대한 영상 또는 이미지를 촬상할 수 있다.
- [170] 착륙 지점을 선정하는 단계(S40)에서는 감지 유닛(300)과 촬상 장치(400)를 통해 얻은 이미지를 이용하여 복수 개의 안전 위치(S)를 선별한다. 그리고, 선정된 안전 위치(S)를 기반으로 착륙 안전도를 고려하여 착륙하고자 하는 착륙 지점(H)을 선정할 수 있다.
- [171] 무인 비행체(1)의 이상 상태를 감지하는 단계(S50)에서는 감지 유닛(300)을 이용하여 무인 비행체(1)가 정상 상태 인지 아니면 이상 상태인지를 확인할 수 있다.
- [172] 무인 비행체(1)가 정상 상태라면 S20 단계부터 S50 단계를 반복하여 수행하게 된다.
- [173] 만일, 상기 무인 비행체(1)가 이상 상태라고 확인되면, 안전 시스템을 가동(S60)하는 단계를 수행한 후 정상 상태에서 선별된 복수 개의 안전 위치(S)를 기반으로 착륙 안전도를 고려하여 안전 위치(S)를 재선정할 수 있다. 여기서, 이상 상태로는 배터리 방전, 회전익(130) 고장, 자유낙하감지, 통신 에러, 충돌 등과 같은 이상 상황이 감지된 상태를 의미할 수 있다.
- [174] 안전 시스템을 가동하는 단계(S60)에서는 낙하산 본체(510)와 에어백(610)을 전개하여 무인 비행체(1)의 낙하 속도를 지연시킬 수 있다.
- [175] 이때, 상기 무인 비행체(1)는 에어백 유닛(600)의 토출구(620)를 통해 분사되는 기체의 양을 조절하여 착륙하고자 하는 착륙 지점(H)으로 유도될 수 있다.
- [176] 또한, 상기 무인 비행체(1)는 로프(520) 각각의 길이를 개별적으로 제어하여 착륙하고자 하는 착륙 지점(H)으로 유도될 수 있다.
- [177] 또한, 인지 유닛(700)을 이용하여 대인에게 상기 무인 비행체(1)가 이상 상태임을 인지시키고, 상기 무인 비행체(1)가 착륙하기 위한 이동 경로상 또는 착륙 지점(H)으로 대인이 진입하는 것을 방지할 수 있다.
- [178] 만일, 상기 무인 비행체(1)의 회전익(130) 중 일부가 구동 가능한 상태라면 상기 무인 비행체(1)는 구동 가능한 회전익(130)을 파악하고, 구동 가능한 회전익(130)을 구동하여 낙하 속도를 지연시키면서 착륙 지점(H)에 착륙할 수 있다.
- [179] 그에 따라, 상기 무인 비행체(1)는 안전하게 착륙 지점(H)으로 착륙할 수 있다(S70).
- [180] 한편, 상기 무인 비행체(1)는 회전익(130)이 구동될 수 없을 때, 낙하산

유닛(500) 또는 에어백 유닛(600)을 이용하여 상기 무인 비행체(1)를 구동하는 것을 그 예로 하고 있으나 반드시 이에 한정되지 않는다. 즉, 별도의 보조 추진체를 구비하여 상기 무인 비행체(1)를 착륙 지점(H)으로 안전하게 착륙시킬 수도 있다.

- [181] 상기에서는 본 발명의 실시예를 참조하여 설명하였지만, 해당 기술 분야의 통상의 지식을 가진자는 하기의 특허 청구의 범위에 기재된 본 발명의 사상 및 영역으로부터 벗어나지 않는 범위 내에서 본 발명을 다양하게 수정 및 변경시킬 수 있음을 이해할 수 있을 것이다. 그리고, 이러한 수정과 변경에 관계된 차이점들을 첨부된 청구 범위에서 규정하는 본 발명의 범위에 포함되는 것으로 해석되어야 할 것이다.

[182] <부호의 설명>

- [183] 1: 무인 비행체, 100: 본체, 200: 동력공급원, 300: 감지 유닛, 400: 활상 장치, 500: 낙하산 유닛, 600: 에어백 유닛, 700: 인지 유닛, 800: 컨트롤러, S: 안전 위치, H: 착륙 지점

청구범위

- [청구항 1] 본체;
 상기 본체에 장착되는 활상 장치;
 상기 본체의 현재 상태를 감지하는 감지 유닛; 및
 상기 활상 장치 및 감지 유닛과 통신하는 컨트롤러를 포함하며,
 상기 컨트롤러는 상기 본체의 이상 상태 판단시 상기 활상 장치에서
 획득한 지상 이미지를 이용하여 적어도 하나의 안전 위치를 선정하고,
 상기 본체를 상기 안전 위치로 이동시키는 무인 비행체.
- [청구항 2] 제1항에 있어서,
 상기 컨트롤러는 상기 감지 유닛의 정보를 이용하여 이동 가능한 거리를
 산출하는 무인 비행체.
- [청구항 3] 제2항에 있어서,
 상기 컨트롤러는 상기 안전 위치가 복수 개인 경우, 상기 이동 가능한
 거리 내에서 착륙 안전도가 가장 높은 지점을 착륙 지점으로 선택하는
 무인 비행체.
- [청구항 4] 제3항에 있어서,
 상기 착륙 안정도는,
 상기 활상 장치에 의한 지상의 물체 존재 여부, 상기 물체의 집중도, 상기
 물체의 움직임 여부 및 상기 지상의 평탄도 중 적어도 어느 하나 또는 둘
 이상의 조합을 포함하는 무인 비행체.
- [청구항 5] 제1항에 있어서,
 상기 감지 유닛은
 가속도 센서, 자이로 센서, 방향 센서, 적외선 센서, 초음파 센서, 진동
 센서, 충격 센서, 고도 센서, 풍향 센서, 풍속 센서, 전원감지센서 중
 적어도 하나 또는 둘 이상의 조합을 포함하는 무인 비행체.
- [청구항 6] 제1항에 있어서,
 상기 본체의 상부에 탈착 가능하게 배치되는 낙하산 유닛을 더 포함하는
 무인 비행체.
- [청구항 7] 제6항에 있어서,
 상기 낙하산 유닛은,
 내부에 기체가 공급되어 전개되는 튜브형 낙하산 본체와,
 상기 본체와 상기 튜브형 낙하산 본체 사이에 배치되는 복수 개의 로프를
 포함하며,
 상기 컨트롤러는 상기 로프의 각각의 길이를 조절하여 상기 본체가 상기
 안전 위치로 유도되게 하는 무인 비행체.
- [청구항 8] 제1항에 있어서,
 상기 본체는,

몸체;

상기 몸체에서 돌출되게 배치되는 복수 개의 아암;

상기 아암의 단부에 배치되는 추진체; 및

상기 몸체의 하부에 배치되는 스킵드를 포함하는 무인 비행체.

[청구항 9] 제8항에 있어서,

상기 스킵드에 탈착 가능하게 설치되는 복수 개의 에어백 유닛을 더 포함하는 무인 비행체.

[청구항 10] 제9항에 있어서,

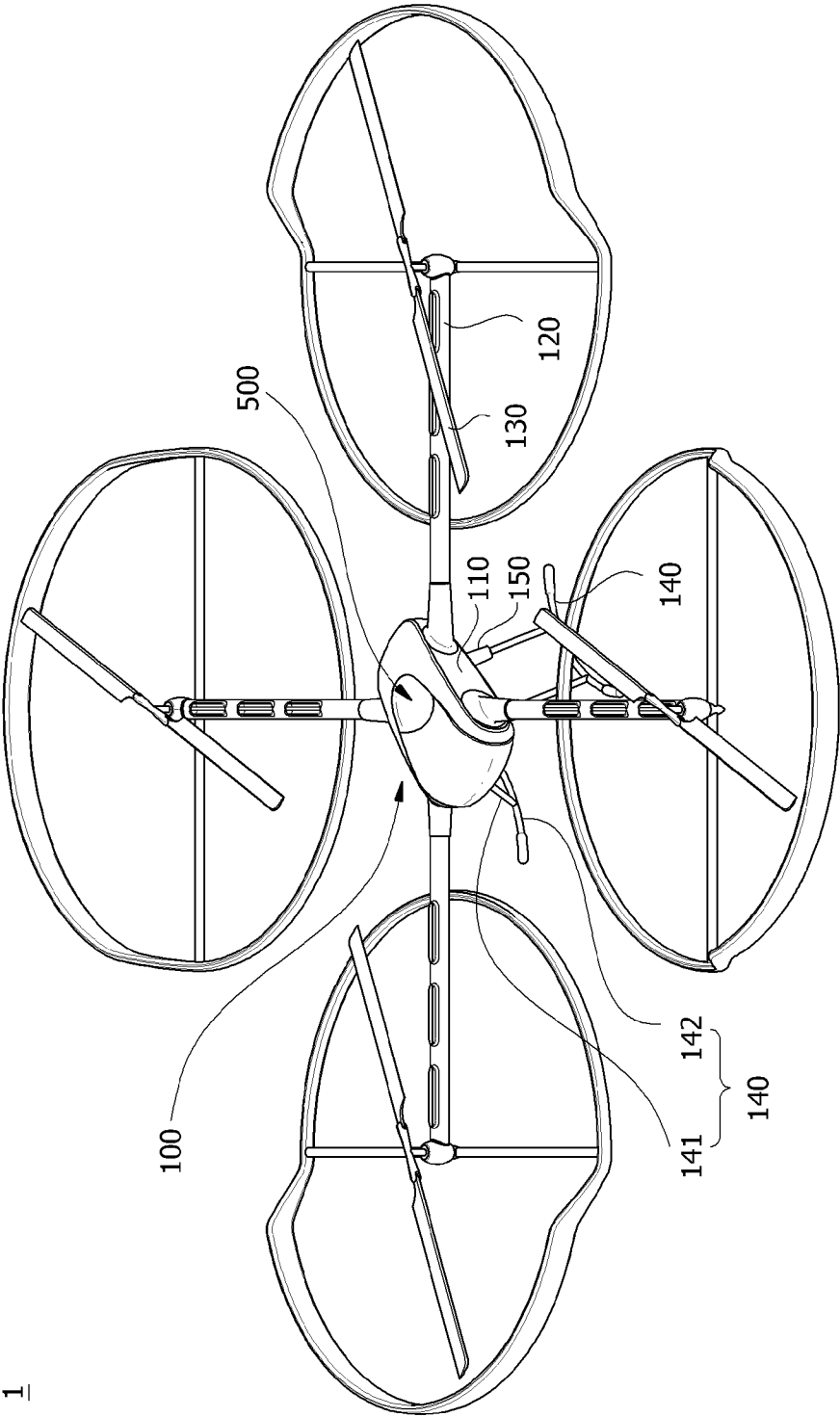
상기 에어백 유닛은,

에어백;

상기 에어백에 기체를 공급하는 에어백 캡슐; 및

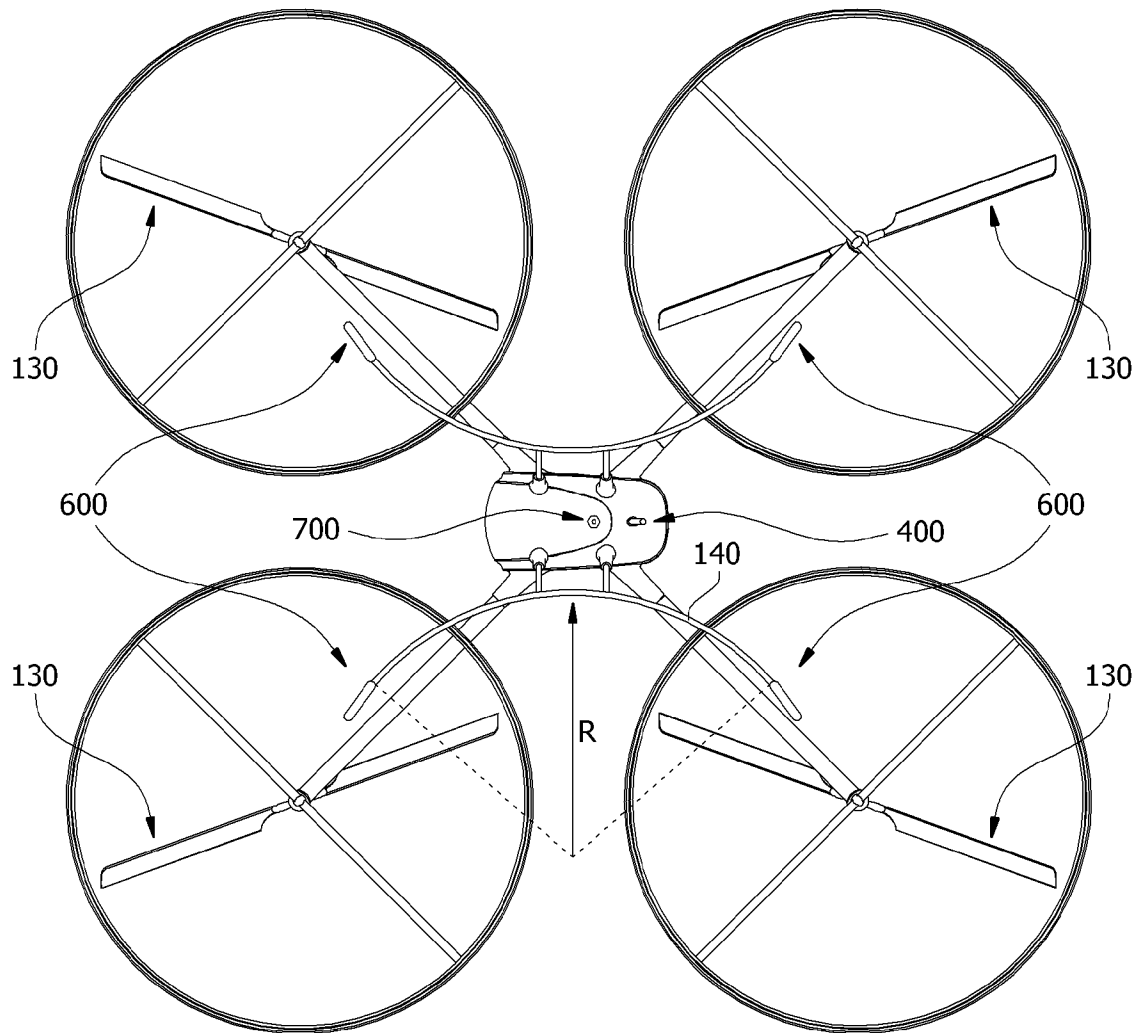
상기 에어백에 배치되는 복수 개의 토출구를 포함하는 무인 비행체.

[도1]

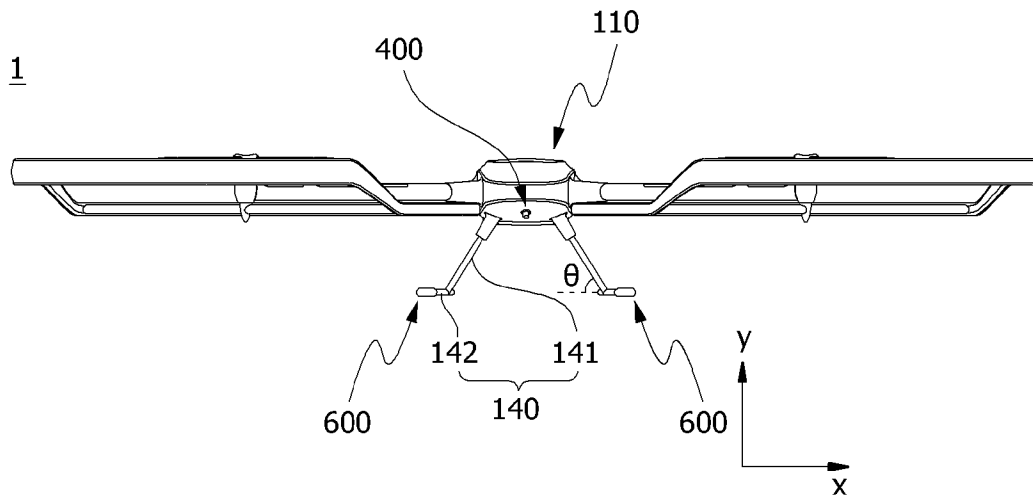


100 : 110,120,130,140,150

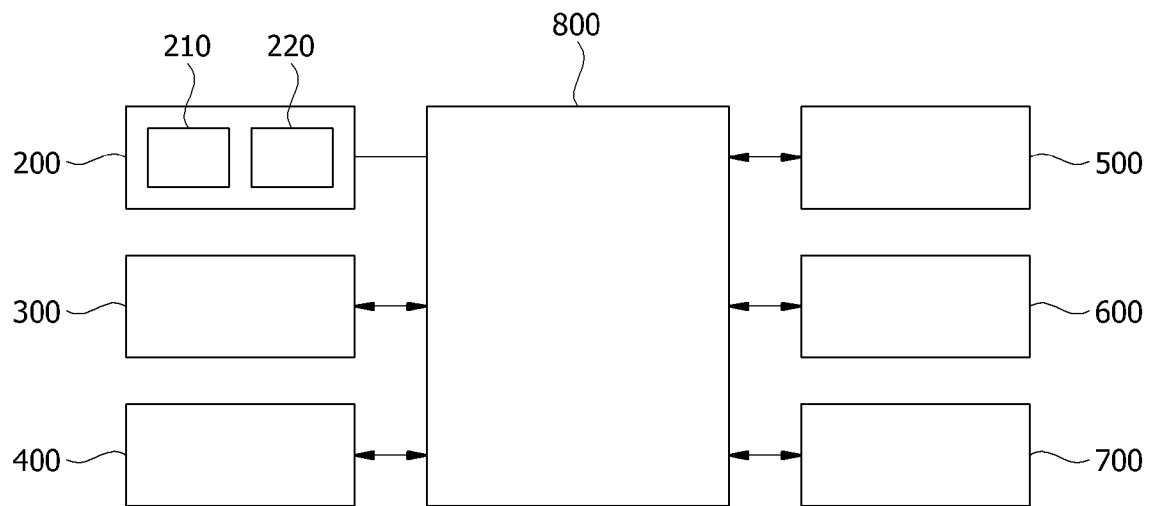
[도2]

1

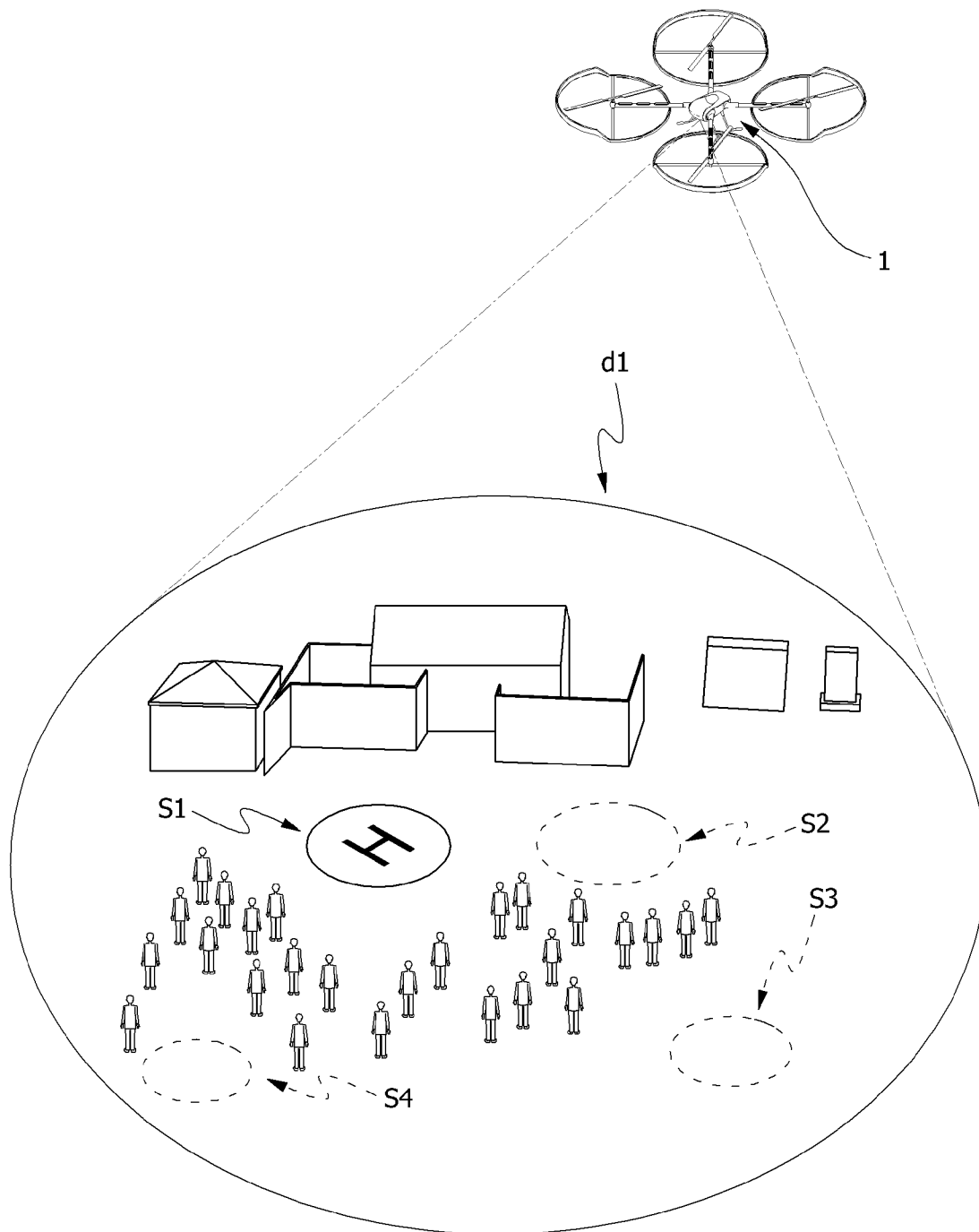
[도3]



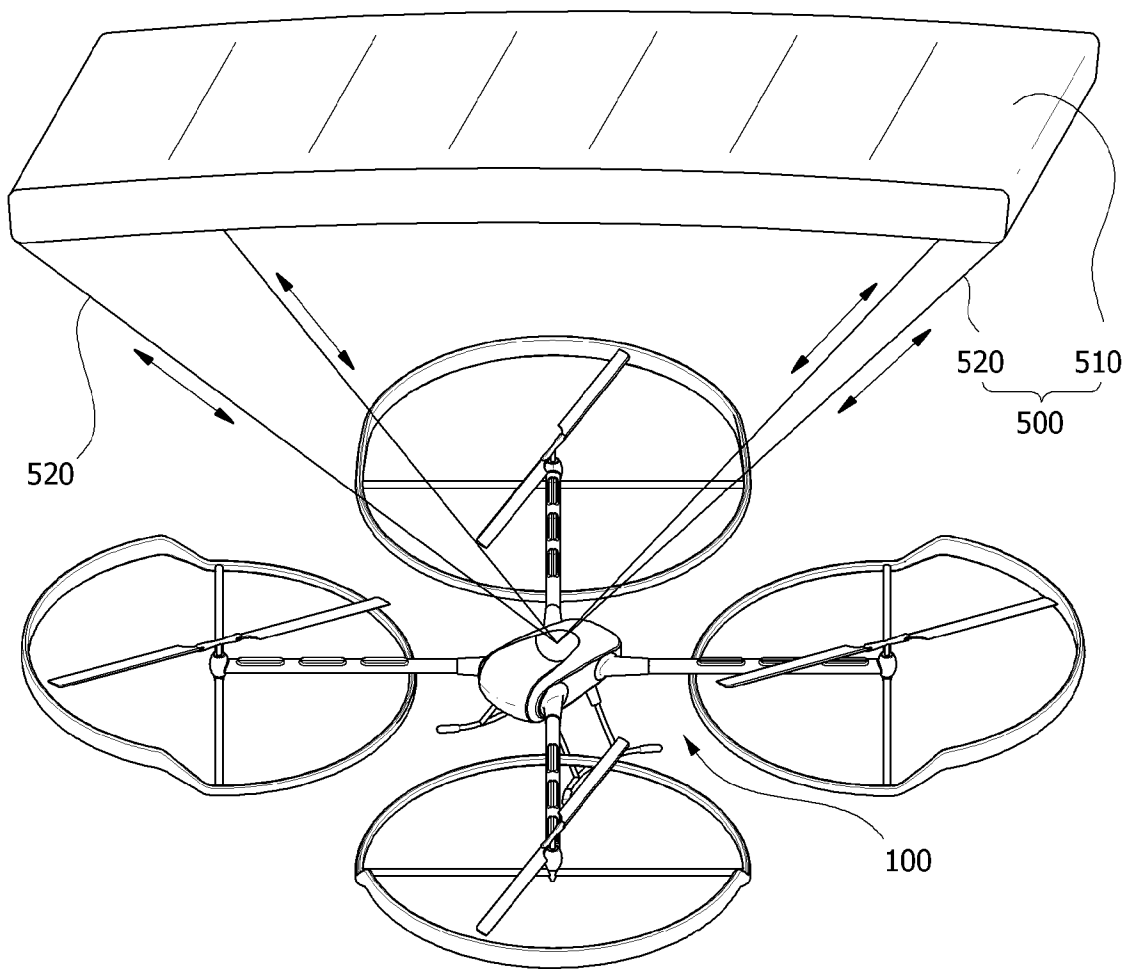
[도4]



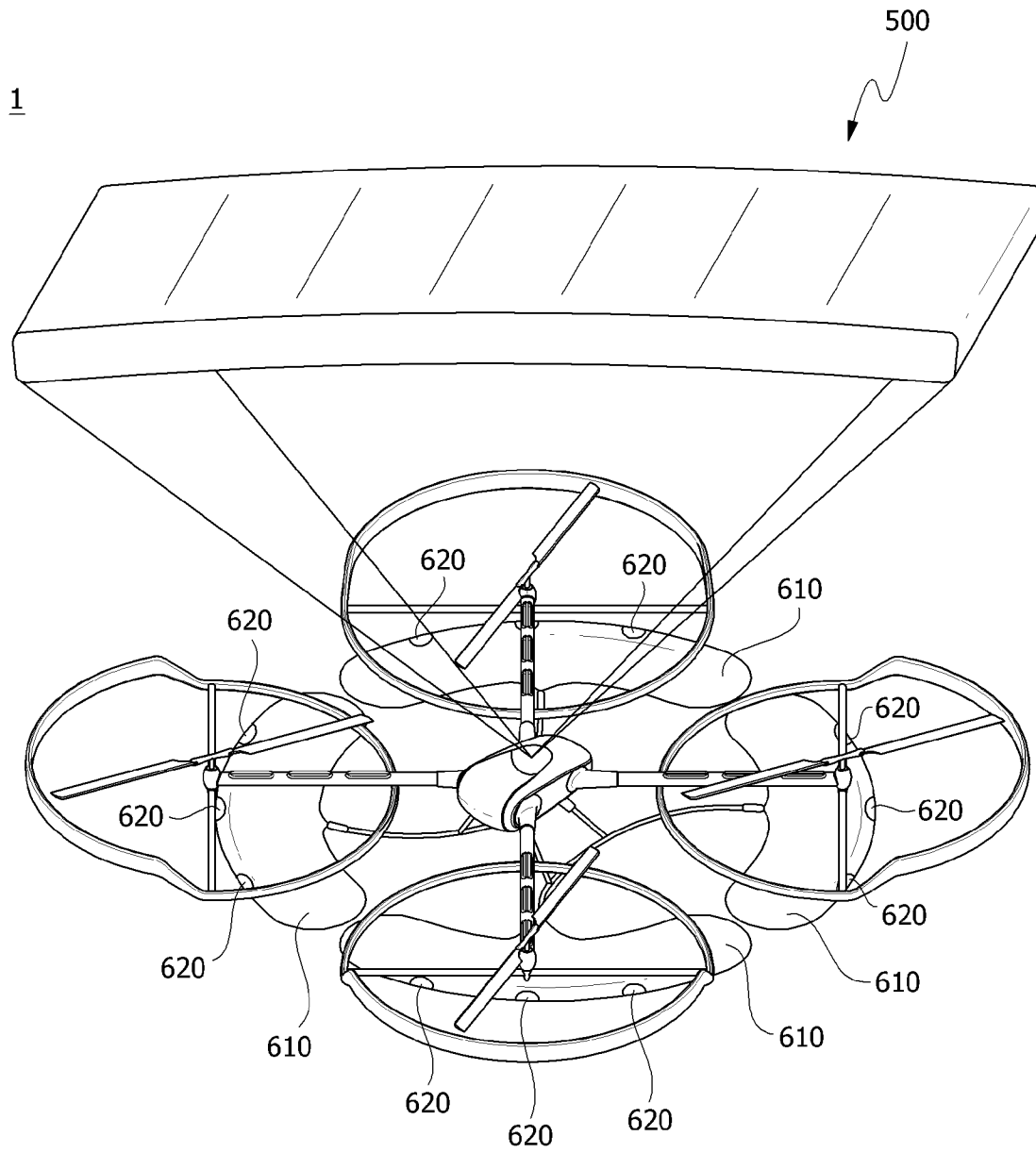
[도5]



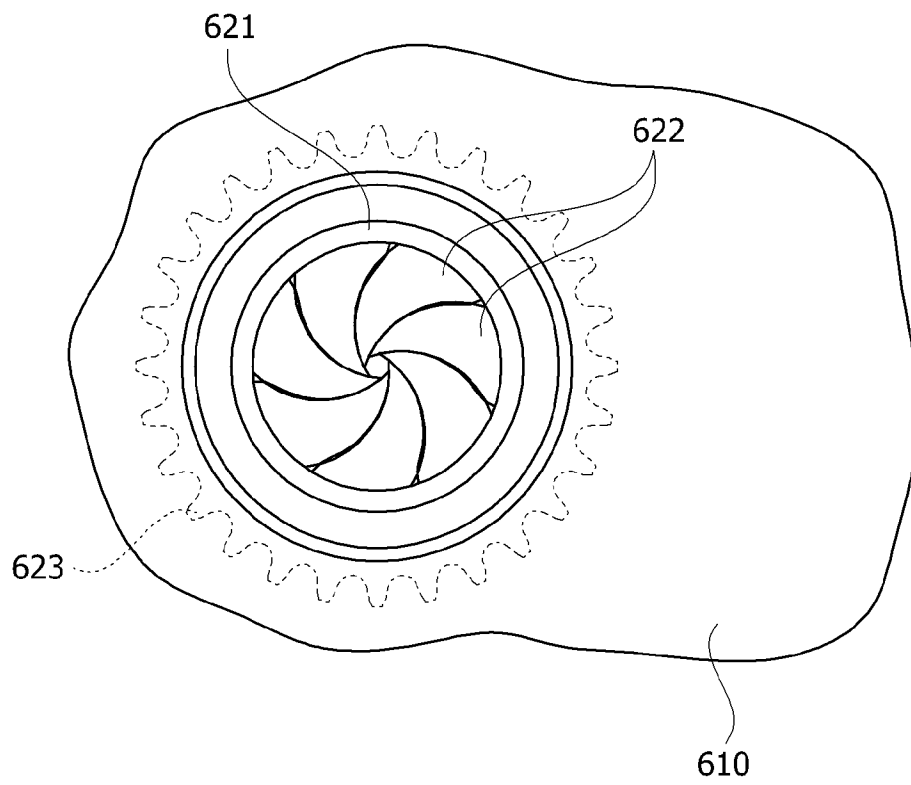
[도6]

1

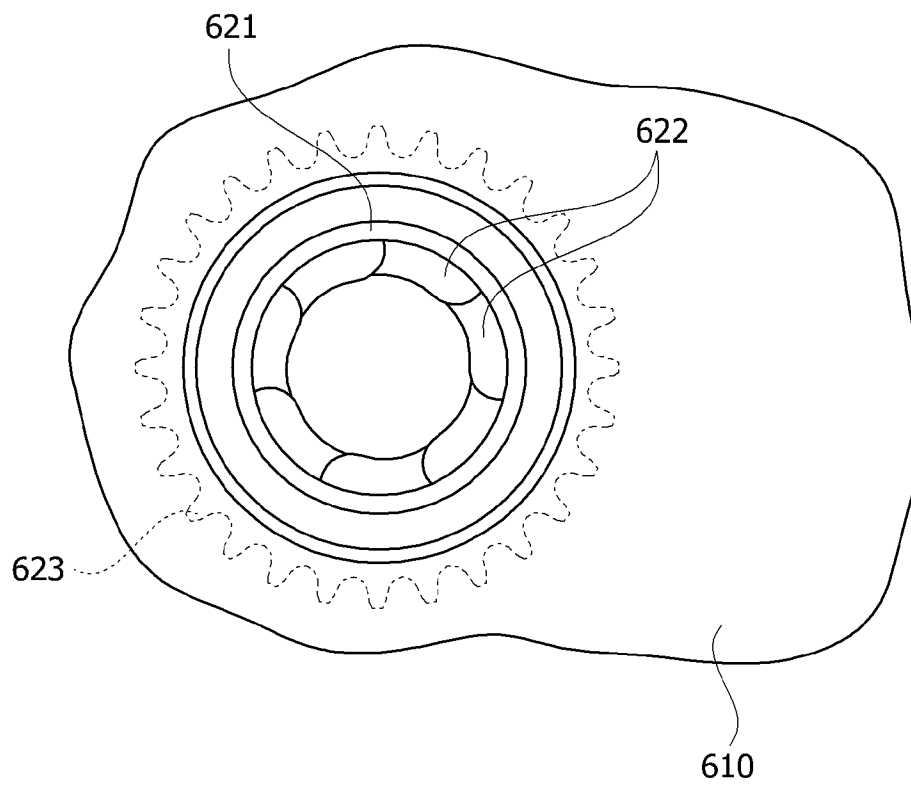
[도7]



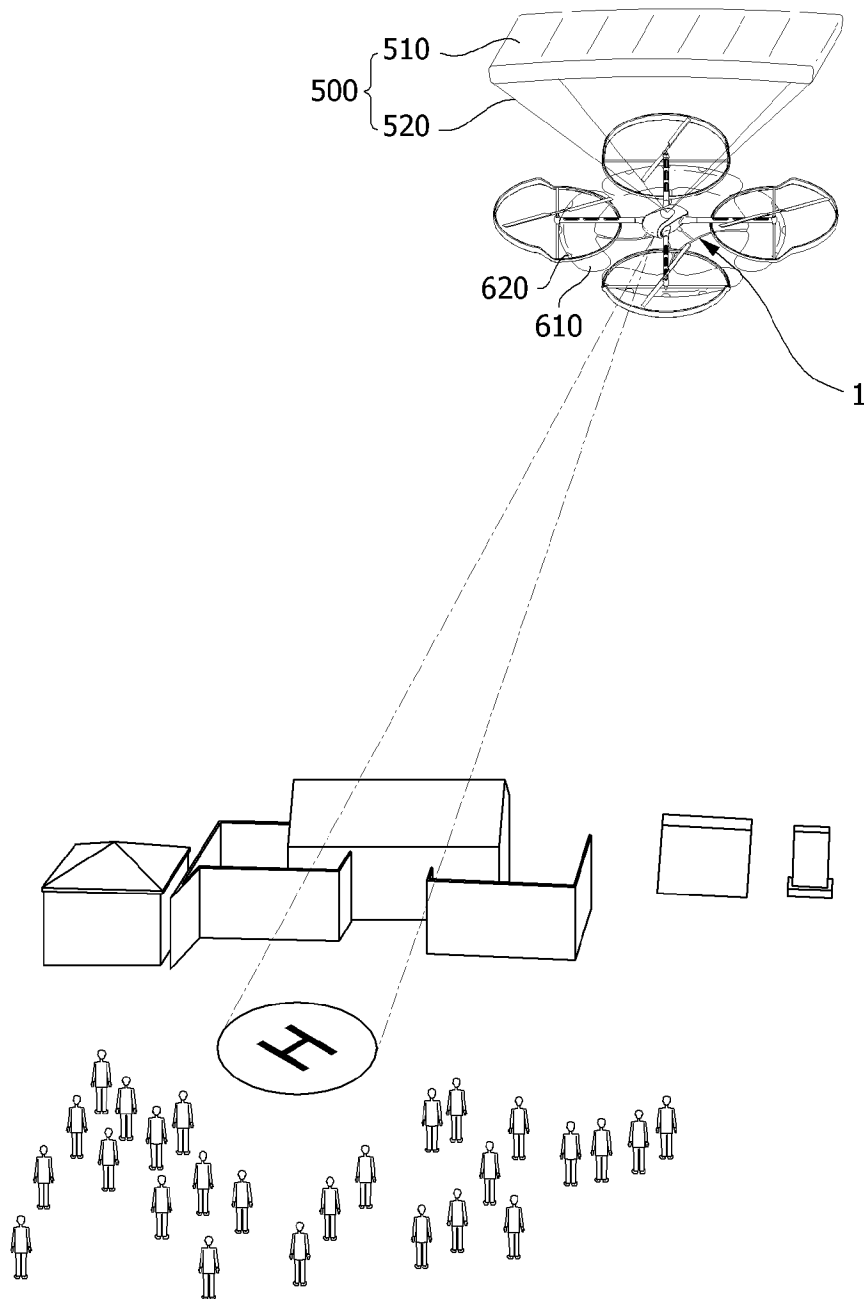
[도9]



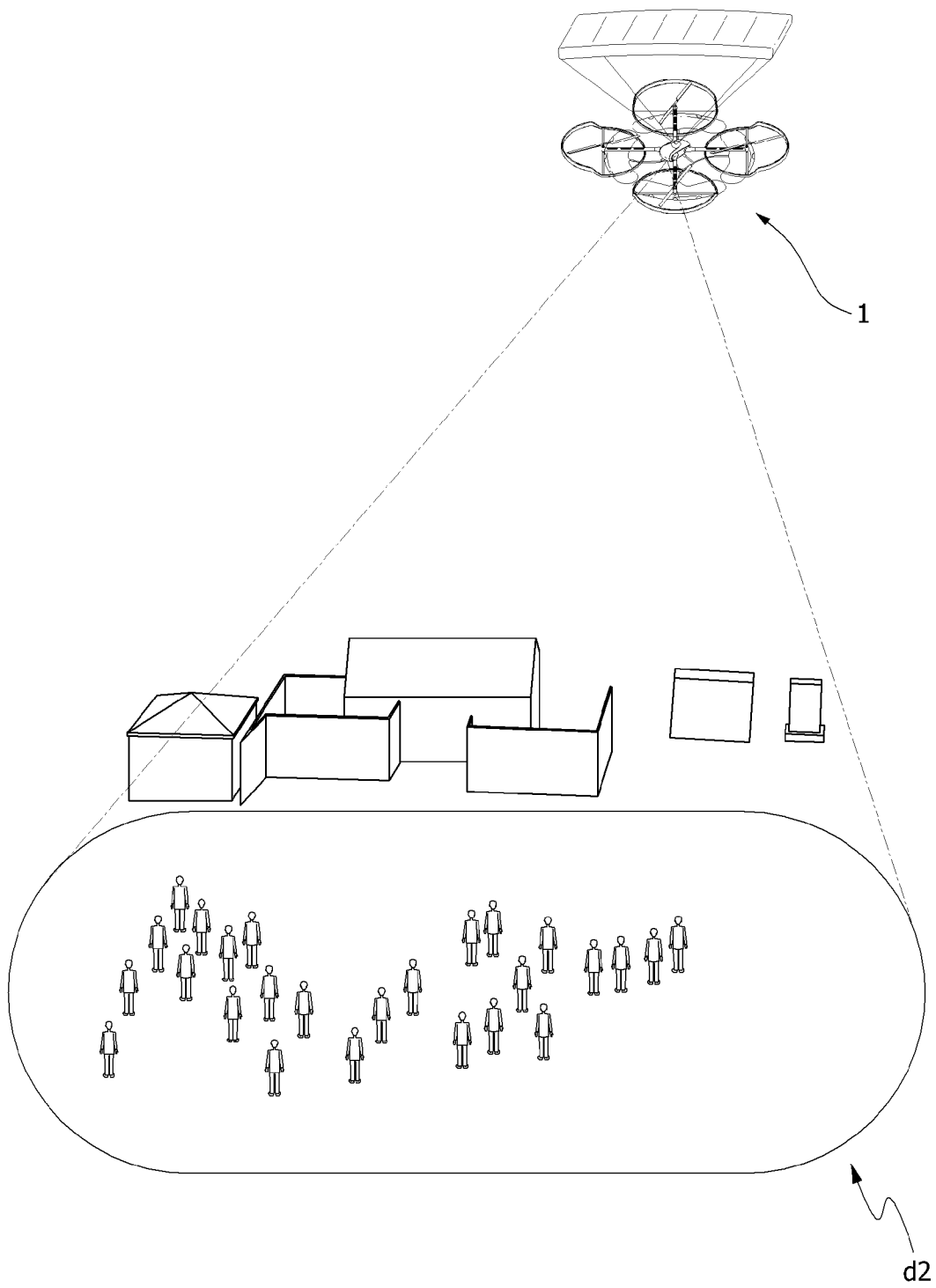
[도10]



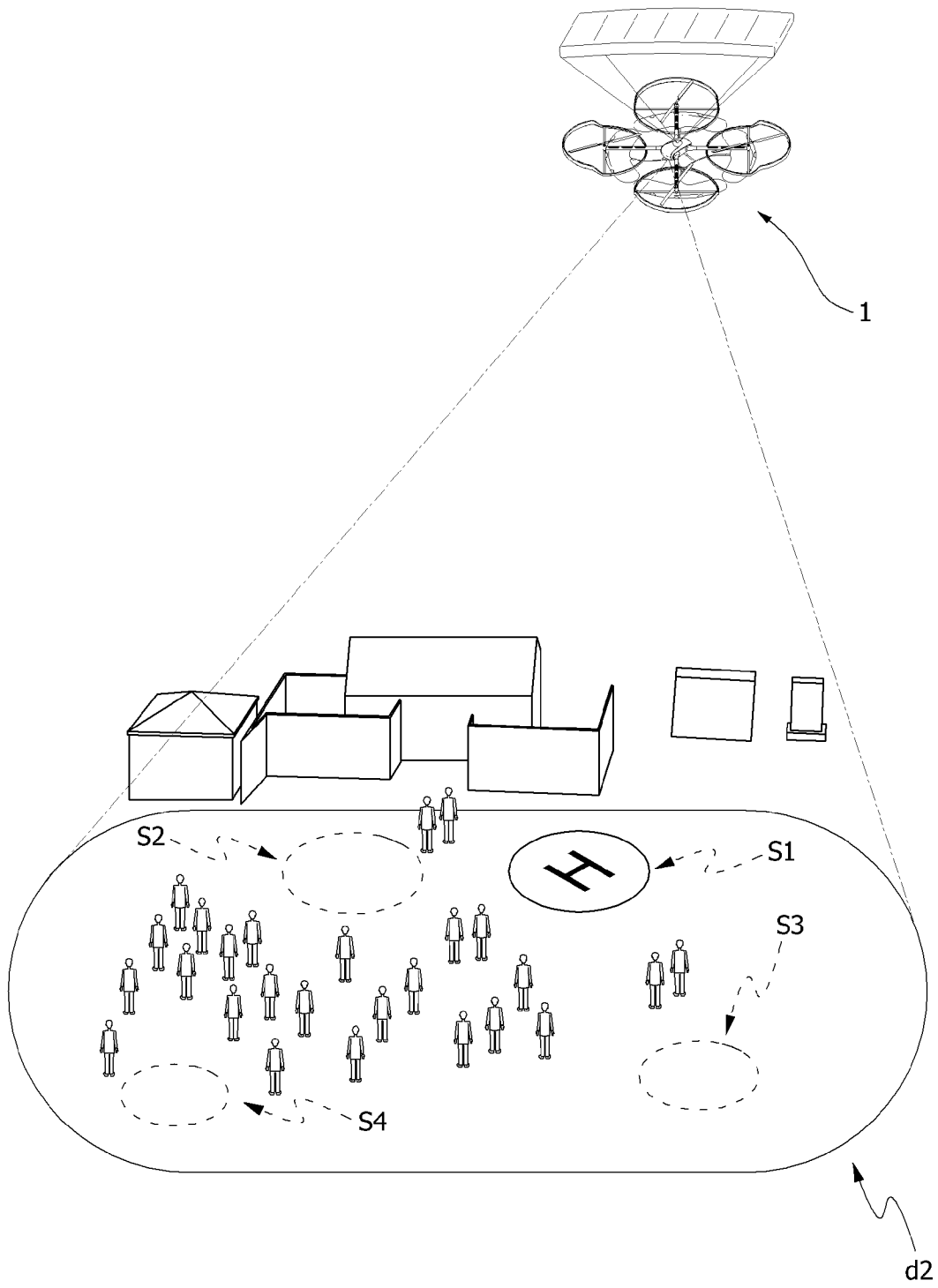
[도11]



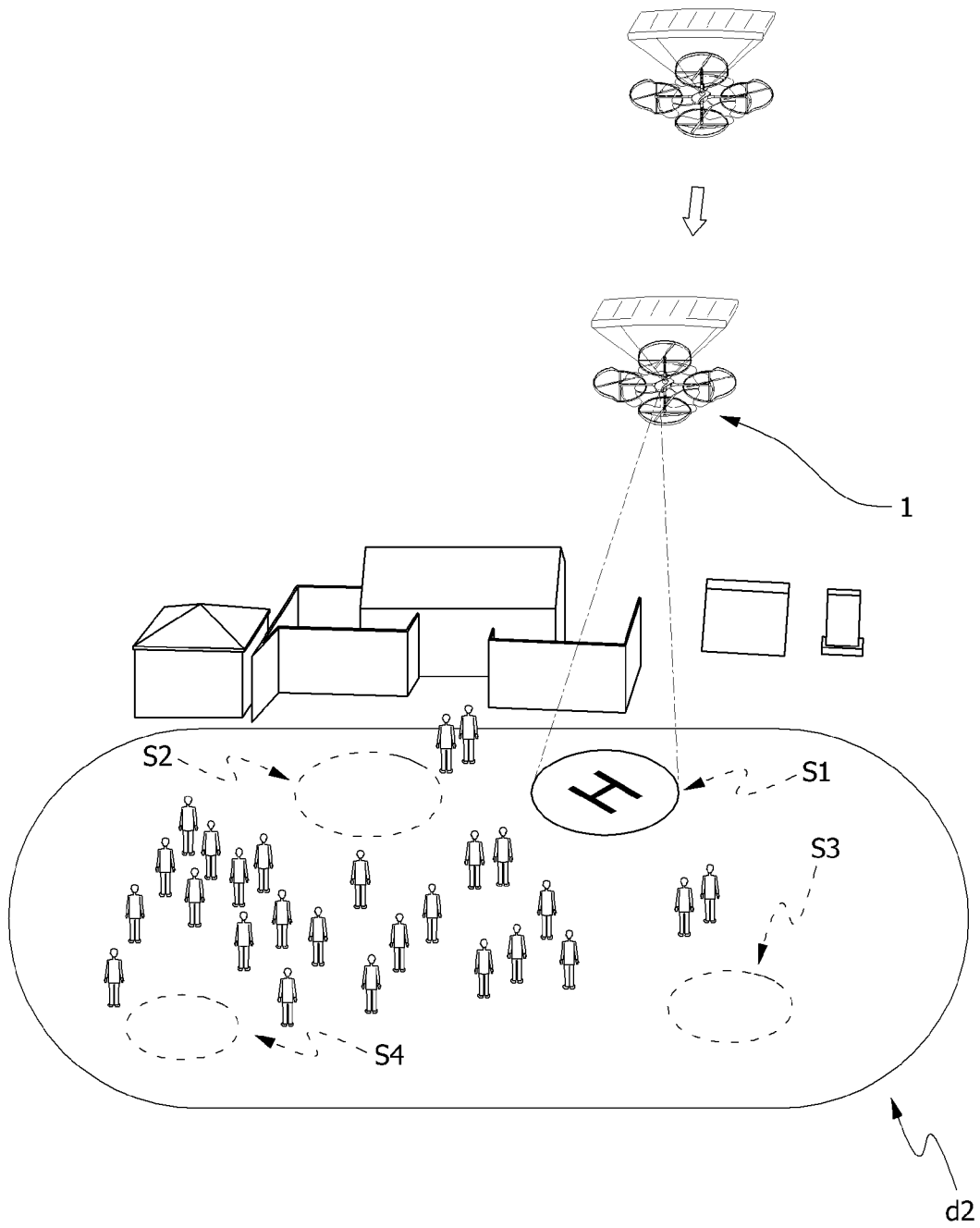
[도12]



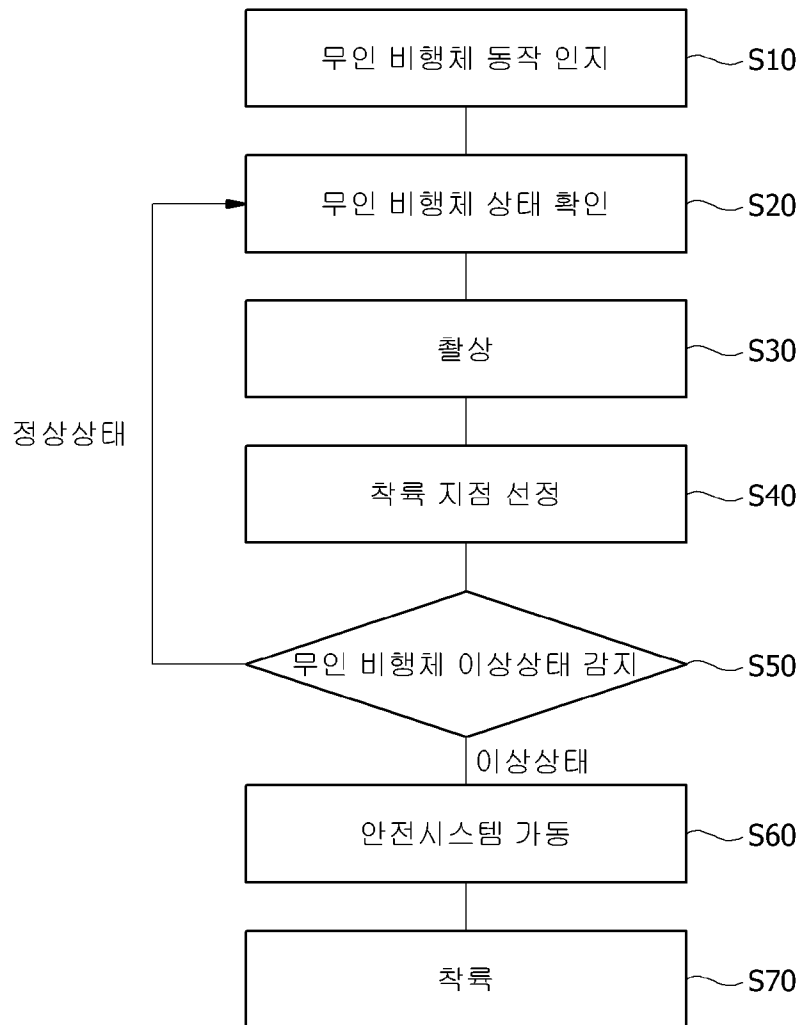
[도13]



[도14]



[도15]

S1

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/KR2017/003128

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

B64C 39/02(2006.01)i, B64D 45/04(2006.01)i, B64D 45/00(2006.01)i, B64D 17/80(2006.01)i, B64D 17/72(2006.01)i, B64C 25/56(2006.01)i, B64C 25/58(2006.01)i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

B64C 39/02; B64D 17/54; B64F 1/18; B64C 19/00; B64D 45/04; B64C 27/08; G05D 1/12; G08G 5/02; B64D 45/00; B64D 17/80; B64D 17/72; B64C 25/56; B64C 25/58

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Korean Utility models and applications for Utility models: IPC as above

Japanese Utility models and applications for Utility models: IPC as above

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

eKOMPASS (KIPO internal) & Keywords: unmanned aerial vehicle, drone, photographing device, detecting sensor, emergency landing, automatic control

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	KANG, Dong Ho, "Emergency Landing Zone Select Model for UAV", Master Thesis, Graduate School of Software, Soongsil University, February 2016 See pages 6-17; and figures 2-1, 3-1, 3-9, 3-10.	1-5
Y		6-10
Y	KR 10-1496892 B1 (THE INDUSTRY & ACADEMIC COOPERATION IN CHUNGNAM NATIONAL UNIVERSITY (IAC)) 03 March 2015 See paragraphs [0017]-[0023], claim 5; and figures 1-5.	6-10
A	US 2012-0277934 A1 (OHTOMO et al.) 01 November 2012 See paragraphs [0040]-[0045]; and figure 1.	1-10
A	KR 10-0842104 B1 (KOREAN AIR LINES CO., LTD.) 30 June 2008 See paragraphs [0104]-[0112]; and figures 1-2.	1-10
A	KR 10-0985195 B1 (KOREA AEROSPACE INDUSTRIES, LTD.) 05 October 2010 See paragraphs [0041]-[0046], [0062]-[0063]; and figure 2.	1-10



Further documents are listed in the continuation of Box C.



See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

20 JUNE 2017 (20.06.2017)

Date of mailing of the international search report

20 JUNE 2017 (20.06.2017)

Name and mailing address of the ISA/KR



Korean Intellectual Property Office
Government Complex-Daejeon, 189 Seonsa-ro, Daejeon 302-701,
Republic of Korea

Facsimile No. +82-42-481-8578

Authorized officer

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.

PCT/KR2017/003128

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member	Publication date
KR 10-1496892 B1	03/03/2015	NONE	
US 2012-0277934 A1	01/11/2012	CN 102756808 A	31/10/2012
		CN 102756808 B	28/10/2015
		EP 2518580 A2	31/10/2012
		EP 2518580 A3	03/07/2013
		JP 2012-232654 A	29/11/2012
		JP 5775354 B2	09/09/2015
		US 9020666 B2	28/04/2015
KR 10-0842104 B1	30/06/2008	NONE	
KR 10-0985195 B1	05/10/2010	NONE	

A. 발명이 속하는 기술분류(국제특허분류(IPC))

B64C 39/02(2006.01)i, B64D 45/04(2006.01)i, B64D 45/00(2006.01)i, B64D 17/80(2006.01)i, B64D 17/72(2006.01)i, B64C 25/56(2006.01)i, B64C 25/58(2006.01)i

B. 조사된 분야

조사된 최소문헌(국제특허분류를 기재)

B64C 39/02; B64D 17/54; B64F 1/18; B64C 19/00; B64D 45/04; B64C 27/08; G05D 1/12; G08G 5/02; B64D 45/00; B64D 17/80; B64D 17/72; B64C 25/56; B64C 25/58

조사된 기술분야에 속하는 최소문헌 이외의 문헌

한국등록실용신안공보 및 한국공개실용신안공보: 조사된 최소문헌란에 기재된 IPC
일본등록실용신안공보 및 일본공개실용신안공보: 조사된 최소문헌란에 기재된 IPC

국제조사에 이용된 전산 데이터베이스(데이터베이스의 명칭 및 검색어(해당하는 경우))

eKOMPASS(특허청 내부 검색시스템) & 키워드: 무인 비행체, 드론, 활상 장치, 감지센서, 비상착륙, 자동제어

C. 관련 문헌

카테고리*	인용문헌명 및 관련 구절(해당하는 경우)의 기재	관련 청구항
X	강동호, '무인항공기의 비상착륙지 선정 모델에 관한 연구', 석사학위논문, 숭실대학교 소프트웨어특성화대학원, 2016.02 페이지 6-17; 및 도면 2-1, 3-1, 3-9, 3-10 참조.	1-5
Y		6-10
Y	KR 10-1496892 B1 (충남대학교산학협력단) 2015.03.03 단락 [0017]-[0023], 청구항 제5항; 및 도면 1-5 참조.	6-10
A	US 2012-0277934 A1 (OHTOMO 등) 2012.11.01 단락 [0040]-[0045]; 및 도면 1 참조.	1-10
A	KR 10-0842104 B1 (주식회사 대한항공) 2008.06.30 단락 [0104]-[0112]; 및 도면 1-2 참조.	1-10
A	KR 10-0985195 B1 (한국항공우주산업 주식회사) 2010.10.05 단락 [0041]-[0046], [0062]-[0063]; 및 도면 2 참조.	1-10

☐ 추가 문헌이 C(계속)에 기재되어 있습니다.

☒ 대응특허에 관한 별지를 참조하십시오.

* 인용된 문헌의 특별 카테고리:

“A” 특별히 관련이 없는 것으로 보이는 일반적인 기술수준을 정의한 문헌

“T” 국제출원일 또는 우선일 후에 공개된 문헌으로, 출원과 상충하지 않으며 발명의 기초가 되는 원리나 이론을 이해하기 위해 인용된 문헌

“E” 국제출원일보다 빠른 출원일 또는 우선일을 가지나 국제출원일 이후에 공개된 선출원 또는 특허 문헌

“X” 특별한 관련이 있는 문헌. 해당 문헌 하나만으로 청구된 발명의 신규성 또는 진보성이 없는 것으로 본다.

“L” 우선권 주장에 의문을 제기하는 문헌 또는 다른 인용문헌의 공개일 또는 다른 특별한 이유(이유를 명시)를 밝히기 위하여 인용된 문헌

“Y” 특별한 관련이 있는 문헌. 해당 문헌이 하나 이상의 다른 문헌과 조합하는 경우로 그 조합이 당업자에게 자명한 경우 청구된 발명은 진보성이 없는 것으로 본다.

“O” 구두 개시, 사용, 전시 또는 기타 수단을 언급하고 있는 문헌

“&” 동일한 대응특허문헌에 속하는 문헌

“P” 우선일 이후에 공개되었으나 국제출원일 이전에 공개된 문헌

국제조사의 실제 완료일

2017년 06월 20일 (20.06.2017)

국제조사보고서 발송일

2017년 06월 20일 (20.06.2017)

ISA/KR의 명칭 및 우편주소



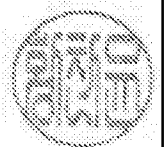
대한민국 특허청
(35208) 대전광역시 서구 청사로 189,
4동 (둔산동, 정부대전청사)

팩스 번호 +82-42-481-8578

심사관

황찬윤

전화번호 +82-42-481-3347



국제조사보고서에서 인용된 특허문헌	공개일	대응특허문헌	공개일
KR 10-1496892 B1	2015/03/03	없음	
US 2012-0277934 A1	2012/11/01	CN 102756808 A CN 102756808 B EP 2518580 A2 EP 2518580 A3 JP 2012-232654 A JP 5775354 B2 US 9020666 B2	2012/10/31 2015/10/28 2012/10/31 2013/07/03 2012/11/29 2015/09/09 2015/04/28
KR 10-0842104 B1	2008/06/30	없음	
KR 10-0985195 B1	2010/10/05	없음	