



등록특허 10-2146015



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2020년08월19일
(11) 등록번호 10-2146015
(24) 등록일자 2020년08월12일

- (51) 국제특허분류(Int. Cl.) *B64C 27/10* (2006.01) *B64C 29/02* (2006.01)
(21) 출원번호 10-2014-7035771
(22) 출원일자(국제) 2013년05월21일
 심사청구일자 2018년03월20일
(85) 번역문제출일자 2014년12월19일
(65) 공개번호 10-2015-0022864
(43) 공개일자 2015년03월04일
(86) 국제출원번호 PCT/US2013/042026
(87) 국제공개번호 WO 2014/025444
 국제공개일자 2014년02월13일
(30) 우선권주장
 61/649,741 2012년05월21일 미국(US)
 61/799,878 2013년03월15일 미국(US)

(56) 선행기술조사문현

US05058824 A*

(뒷면에 계속)

전체 청구항 수 : 총 6 항

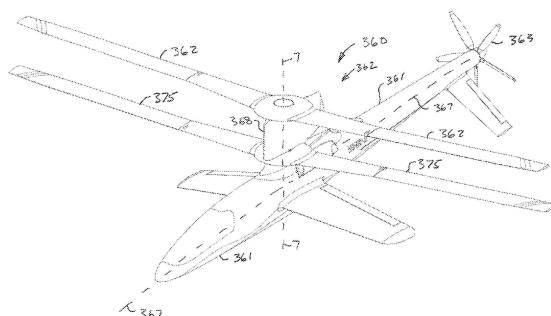
심사관 : 김종윤

(54) 발명의 명칭 회전의 비행체

(57) 요 약

회전의 항공기는 세장형 관형 백본 또는 코어를 갖는 본체 구조와 로터를 구비하는 엔진과 동축 로터 시스템을 포함하고, 각 로터는 공동 로터 회전축을 중심으로 로터를 구동하기 위해 별개의 모터를 구비한다. 로터 시스템은 방향 비행으로 회전의 비행체를 이동시키기 위해 사용된다.

대 표 도 - 도47



(56) 선행기술조사문현

US07621480 B2*

US08042763 B2*

US2669308 A

US2772745 A

*는 심사관에 의하여 인용된 문현

명세서

청구범위

청구항 1

회전익 항공기이며,

중앙 컬럼과 외피를 포함하도록 형성된 비회전 구조 백본으로서, 동력 및 신호 전달 구성요소를 수용하도록 중앙 컬럼과 외부 외피 사이에 내부 도관을 형성하는, 비회전 구조 백본과,

비회전 구조 백본에 연결되고, 제1 로터 회전 평면에서 로터 회전축을 중심으로 회전하도록 지지된 제1 가변 피치 로터 블레이드와,

비회전 구조 백본에 연결되고, 제2 로터 회전 평면에서 로터 회전축을 중심으로 회전하도록 지지된 제2 가변 피치 로터 블레이드와,

제1 로터 블레이드의 사이클릭 피치를 제어하기 위해 비회전 구조 백본에 연결되는 제1 피치 제어기와,

제2 로터 블레이드의 사이클릭 피치를 제어하기 위해 비회전 구조 백본에 연결되는 제2 피치 제어기와,

제1 로터 회전 평면과 제2 로터 회전 평면 사이에 위치하고, 제1 피치 제어기를 동작시키기 위해 제1 피치 제어기에 결합된, 복수의 제1 서보 작동기와,

제1 로터 회전 평면과 제2 로터 회전 평면 사이에 위치하고, 제2 피치 제어기를 동작시키기 위해 제2 피치 제어기에 결합된, 복수의 제2 서보 작동기와,

제2 로터 회전 평면 아래에 위치하고, 로터 회전축을 중심으로 제1 가변 피치 로터 블레이드를 구동하기 위한 동력을 제공하도록 구성된 엔진 또는 모터와,

비회전 구조 백본의 중앙 컬럼의 내부를 통해 연장되는 토크 튜브로서, 로터 회전축을 중심으로 제1 가변 피치 로터 블레이드를 구동하기 위해 엔진 또는 모터로부터 제1 가변 피치 로터 블레이드에 회전 운동을 전달하도록 구성된, 토크 튜브를 포함하며,

제1 피치 제어기와 제2 피치 제어기는, 제1 로터 회전 평면과 제2 로터 회전 평면 사이에 위치하고, 복수의 제1 서보 작동기 및 제2 서보 작동기는 비회전 구조 백본에 의해 지지되는,

회전익 항공기.

청구항 2

제1항에 있어서,

수직 로터 회전축에 대해 직각으로, 그리고 고속 전진 비행 시에 회전익 항공기의 이동 방향을 따라 배치되는 종방향 축과,

수직 로터 회전축과 종방향 축에 의해 형성되는 종방향 연장 평면을 더 포함하고,

복수의 서보 작동기는, 제1 서보 작동기의 전방을 바라보는 폭 및 표면적을 감소시키고 고속 전진 비행시 회전익 항공기의 공기역학적 항력을 최소화하기 위해 종방향 연장 평면에 근접하게 배치되도록 구성되는,

회전익 항공기.

청구항 3

제1항에 있어서,

제1 서보 작동기 중 하나와 제2 서보 작동기 중 하나는 비회전 구조 백본의 앞에 위치하고, 제1 서보 작동기 중 2개와 제2 서보 작동기 중 2개는 비회전 구조 백본의 뒤에 위치하는,

회전익 항공기.

청구항 4

제1항 또는 제2항에 있어서,

제2 로터 회전 평면 위에 위치하는 제1 전자 또는 유압 구성요소와, 제2 로터 회전 평면 아래에 위치하는 제2 전자 구성요소를 더 포함하고, 제1 전자 또는 유압 구성요소와 제2 전자 또는 유압 구성 요소 사이에 전기 또는 유압 동력 및 신호를 안내하기 위해 전기 버스와 유압 호스 중 하나를 더 포함하고,

상기 전기 버스와 유압 호스 중 하나는 축방향 연장 도관 내측에 위치하는,

회전익 항공기.

청구항 5

제2항에 있어서,

비회전 구조 백본에 연결되고 복수의 제1 서보 작동기 및 제2 서보 작동기 중 하나를 둘러싸는 에어포일형 마스트 슈라우드로서, 고속 전진 비행시 회전익 항공기의 공기역학적 항력을 최소화하도록 구성되는, 마스트 슈라우드를 더 포함하는,

회전익 항공기.

청구항 6

제5항에 있어서,

마스트 슈라우드 내측에 위치하고 비회전 구조 백본에 의해 지지되는 항공기 구성요소를 더 포함하고, 항공기 구성요소는 전자장치, 유압장치, 모터, 벨브 및 안테나 중 하나를 포함하는,

회전익 항공기.

청구항 7

삭제

청구항 8

삭제

청구항 9

삭제

청구항 10

삭제

청구항 11

삭제

청구항 12

삭제

청구항 13

삭제

청구항 14

삭제

청구항 15

삭제

청구항 16

삭제

청구항 17

삭제

청구항 18

삭제

청구항 19

삭제

청구항 20

삭제

청구항 21

삭제

청구항 22

삭제

청구항 23

삭제

청구항 24

삭제

청구항 25

삭제

청구항 26

삭제

청구항 27

삭제

청구항 28

삭제

청구항 29

삭제

청구항 30

삭제

청구항 31

삭제

청구항 32

삭제

청구항 33

삭제

청구항 34

삭제

청구항 35

삭제

청구항 36

삭제

청구항 37

삭제

청구항 38

삭제

청구항 39

삭제

청구항 40

삭제

발명의 설명

기술 분야

[0001] 본 출원은 2012년 5월21일자로 출원된 미국 가출원 제61/649,741호 및 2013년 3월 15일자로 출원된 미국 가출원 제61/799,878호에 대한 35 U.S.C. § 119(e)하의 우선권을 주장하며, 이를 양 출원은 본 명세서에 명시적으로 참조로 통합되어 있다.

배경 기술

[0002] 본 발명은 비행체에 관한 것으로, 특히, 무인 비행체(UAV)에 관한 것이다. 특히, 본 발명은 무인 회전익 비행체에 관한 것이다.

[0003] 회전익 비행체는 다양한 용례에 사용된다. 무인 회전익 비행체는 군사용, 사법 기관 및 공중 사찰 작업을 위한 상업적 활동에 빈번히 사용된다.

발명의 내용

해결하려는 과제

과제의 해결 수단

[0004] 본 발명에 따른 회전익 비행체는 세장형 관형 백본 또는 코어를 갖는 본체 구조체와 공통 로터 회전축을 중심으

로 로터들을 구동하기 위해 각 로터가 별개의 모터를 구비하고 있는 엇회전 동축 로터 시스템을 포함한다. 예로서, 배터리, 연료 전지 또는 혼성 가스-전기 발전기를 포함하는 동력원이 모터에 전력을 공급하기 위해 제공된다. 로터 시스템들로의, 그리고, 로터 시스템들 사이에서의 동력 전달은 주로 기계적 샤프트 대신 전기 배선에 의해 달성된다. 생산성을 높이는 모듈식 구조가 설명된다.

[0005] 예시적 실시예에서, 토크 튜브가 제공되어 비회전 관형 백본 내부에서 기계적 동력을 전달함으로써 모듈식 마스트 구조를 생성하고, 이 모듈식 마스트 구조는 다수 유형의 비행체의 동축 로터 시스템을 지지하기 위해 사용될 수 있다.

[0006] 예시적 실시예에서, 블레이드 피치 제어 시스템이 로터 블레이드들 사이에 배치된다. 고정식 비회전 본체 외피 또는 공기역학적 유선형 구조가 상부 로터와 하부 로터 사이에 제공됨으로써 피치 제어 시스템과 기체를 악천후 대비 보호하고 항공기의 공기역학적 항력을 감소시킨다.

[0007] 예시적 실시예에서, 예로서, 원거리 위치로의 비행체의 전달을 용이하게 하도록 비행시 비행체로부터 분리될 수 있는 보조 파워팩이 제공된다. 다른 실시예에서, 파워팩은 폭발성 군수품, 디핑 소나(dipping sonar), 수중청음기 또는 분리가능한 소노부이 모듈 같은 페이로드를 포함한다. 본 발명의 양태는 완전한 크기의 유인 헬리콥터를 포함하는 다수의 헬리콥터에 적용될 수 있지만, 본 발명은 원격 조종 비행체(RPV) 또는 무인 항공기(UAV)라 알려진 자율성 또는 무선 제어식 회전익 항공기에 대한 용례에 특히 매우 적합하다.

[0008] 본 기술 분야의 숙련자는 현재 인지되는 최상의 본 발명을 수행하는 형태를 예시하는 예시적 실시예를 참고하여, 본 발명의 추가적 특징을 명백히 알 수 있을 것이다.

도면의 간단한 설명

[0009] 상세한 설명은 특히 첨부 도면을 참조한다.

도 1은 비회전 구조 중추부 또는 백본을 포함하고, 페이로드를 탑재하고 있는 기체에 결합된 한 쌍의 로터 시스템과 안내 시스템을 포함하는 항공기를 도시하는 본 발명에 따른 회전익 비행체의 개략도이다.

도 2a는 수직 비행 모드에서 엇회전 동축 로터 시스템을 도시하는 본 발명에 따른 회전익 비행체의 사시도이다.

도 2b는 수평 비행 모드에서 고정익 부스터 모듈과 엇회전 동축 로터 시스템을 갖는 도 2a의 회전익 비행체의 사시도이다.

도 3은 전기 배선 및 부스터 섹션이 명료성을 위해 제거되어 있는 외부 기체 패널을 도시하는 도 2a의 회전익 비행체의 측면 입면도이다.

도 4는 엇회전 동축 로터 시스템과 전력원을 도시하는 도 2a의 비행체의 부분 파단 측면 입면도이다.

도 5는 엇회전 로터 시스템과 비행체의 상부 내부 섹션을 도시하는 도 2a의 비행체의 부분 파단 확대 사시도이다.

도 6은 엇회전 동축 로터 시스템과 비행체의 하부 내부 섹션을 도시하는 도 2a의 비행체의 부분 파단 확대 사시도이다.

도 7a는 다양한 지점에서 진입 및 진출하고 중공 내부를 통해 연장하는 전기 배선을 도시하는, 비행체의 구획들 사이의 도관으로서 사용되는 중공 내부 채널과 원형 단면을 갖는 코어 튜브 또는 백본의 사시도이다.

도 7b는 비행체의 구획들 사이의 도관으로서 사용될 수 있는 백본의 길이에 걸쳐 연장하는 외부 채널을 갖는 대체로 원형 단면을 구비한 백본의 사시도이다.

도 8은 제1 링 장착부의 확대 사시도이다.

도 9는 부착된 연동장치와 기체 지지부를 도시하는 제2 링 장착부의 분해 사시도이다.

도 10은 엇회전 동축 로터 시스템을 도시하는 도 2a의 비행체의 중간 내부 구획의 부분 파단 확대 사시도이다.

도 11a는 가변 사이클릭 피치와 고정 콜렉티브 피치를 갖는 로터 블레이드를 구비한 로터 모듈의 분해 사시도이다.

도 11b는 가변 사이클릭 및 가변 콜렉티브 피치를 갖는 로터 블레이드를 구비한 로터 모듈의 분해 사시도이다.

도 12a 및 도 12b는 모터 장착부의 제1 측부 및 제2 측부의 사시도이다.

도 13a 및 도 13b는 로터 허브의 제1 측부 및 제2 측부의 사시도이다.

도 14는 로터 모듈을 도시하는 도 2b의 선 14-14을 따라 취한 단면도이다.

도 15는 로터 시스템으로부터 현수되는 코어 튜브와 도 2a의 엑스전 동축 로터 시스템의 측면 입면도이다.

도 16a 및 도 16b는 다수의 배터리를 포함하는 단일 동력 모듈의 분해 사시도이다.

도 17은 비행 구조로 연장된 하나의 날개부와 보관을 위해 접혀진 하나의 날개부를 도시하는 도 2b의 부스터 모듈의 정투상도이다.

도 18은 회전의 비행체로부터 비행시 분리되는 부스터 모듈을 도시하는 정투상도이다.

도 19는 비행체의 저부 부분으로부터 현수된 딥핑 소나 또는 하이드로폰 조립체를 도시하는 회전의 비행체의 입면도이다.

도 20a, 도 20b 및 도 20c는 회전의 비행체 아래의 지면 상으로의 비행체의 불시착 동안 비균등 길이 절첩형 블레이드의 동작을 도시하는 회전의 비행체의 순서도들이다.

도 21a 및 도 21b는 보관을 위해 절첩된 비행체를 도시하는 회전의 비행체와 보관 튜브의 측면 입면도이다.

도 22는 예시적 목적을 위해 대양 상의 선박으로 도시되어 있는 원격 위치에 센서나 표식을 전달하는 본 발명에 따른 회전의 비행체의 사시도이다.

도 23은 중력 투하 폭탄의 후방부에서 보관을 위해 절첩된 회전의 비행체의 측면 입면도이다.

도 24는 중력 투하 폭탄이 목표를 타격한 이후 실시간 전투 피해 평가를 공격 부대에 제공하도록 목표 영역에서 로이터링하기 위해 수직 비행 모드로 전개된 회전의 비행체와 회전의 비행체를 벗어나는 중력 투하 폭탄을 도시하는, 목표 부위 부근으로 중력 투하 폭탄의 후방으로부터 전개되는 회전의 비행체의 사시도이다.

도 25a는 동력 및 신호 도관을 갖는 중앙 버스 구조, 안내 시스템 및 패이로드를 탑재하고 비회전 구조 중추부 또는 백본을 포함하는 기체에 결합된 한 쌍의 로터 시스템을 구비하는 항공기를 도시하는 다른 회전의 비행체의 개략도이다.

도 25b는 동력 및 신호 도관으로 중앙 데이터/동력 버스를 통해 통신하는 로터 시스템, 제어 시스템 및 동력 공급부를 도시하는, 도 25a의 회전의 비행체의 개략도이다.

도 26은 동력 및 신호 도관을 갖는 중앙 버스 구조체, 안내 시스템 및 기체에 결합된 한 쌍의 로터 시스템을 구비하는 본 발명에 따른 회전의 비행체의 다른 실시예의 개략도이다.

도 27은 상부 로터를 구동하기 위해 내부 토크 튜브를 포함하는 동축 마스트 모듈과 고속 병진 비행에 적합한 유선형 본체를 포함하는, 회전의 비행체를 도시하는 본 발명에 따른 회전의 비행체의 입면도이다.

도 28은 마스트 모듈 및 로터 제어 시스템을 드러내도록 본체 외피의 일부가 파단되어 있는 도 27의 회전의 비행체의 입면도이다.

도 29는 내부 세부구조를 드러내도록 마스트 모듈과 로터 슈라우드의 일부가 파단되어 있는 도 28의 회전의 비행체의 확대 측면 입면도이다.

도 30은 회전의 비행체를 도시하는 본 발명에 따른 회전의 비행체의 다른 실시예의 입면도이며, 이 회전의 비행체는 고속 병진 비행에 적합한 유선형 본체와, 동축 마스트 모듈을 포함하고, 이 동축 마스트 모듈은 상부 로터 감속장치를 포함하며, 도 30은 마스트 모듈과 로터 제어 시스템을 드러내도록 유선형 본체에 포함된 본체 외피의 일부가 파단되어 있는 상태를 도시하고 있다.

도 31은 내부 세부구조를 드러내도록 마스트 모듈과 로터 슈라우드의 일부가 파단되어 있는 도 29의 회전의 비행체의 확대 입면도이다.

도 32는 도 28의 회전의 항공기의 마스트 튜브의 단면도이다.

도 33은 서보 모듈이 차등 위상 각도로 상부 및 하부 로터의 피치를 동시에 변경하기 위해 세 개의 Z-링크와 세 개의 서보 작동기를 포함한다는 것을 보여주는, 회전의 비행체에 포함된 서보 모듈의 확대 사시도이다.

도 34는 차등 위상 각도로 스와시플레이트들을 작동시키도록 Z-링크에 의해 연결된 피치 제어기 스와시플레이트를 보여주는 도 33의 서보 모듈에 포함된 두 개의 피치 제어기 스와시플레이트의 확대 사시도이다.

도 35는 약 90도의 스와시플레이트 위상 각도를 도시하는 도 34의 Z-링크 및 스와시플레이트의 평면도이다.

도 36은 도 33 및 도 34의 Z-링크 피치 제어 연동장치의 분해 조립도이다.

도 37은 상부 로터 위상 각도(채색 화살표) 및 하부 로터 위상 각도(비채색 화살표) 및 결과적 전체 로터 시스템 위상 각도(조합된 채색 및 비채색 화살표)를 보여주는 본 발명에 따른 회전의 비행체의 평면도이다.

도 38은 단일 구동 모터, 두 개의 로터 및 추진기 프로펠러를 구비하는 항공기를 위해 구성된 본 발명에 따른 회전의 비행기 동력 및 제어 시스템의 측면 입면도이다.

도 39는 추진기 프로펠러를 위한 벨트 구동 시스템과 엔진을 위한 주 샤프트 스플리터 및 구동 기어의 세부사항을 도시하는, 도 38의 회전의 항공기의 확대 사시도이다.

도 40은 토크 튜브와 전기 배선 또는 배관의 내부 통로를 갖도록 구성된 주 로터 마스트의 단부 사시도이다.

도 41은 6개 기계적 슬라이더 연동장치와 토크 튜브를 위한 내부 통로를 갖도록 구성된 주 로터 마스트의 단부 사시도이다.

도 42는 상부 및 하부 스와시플레이트에 연결되고 6개 내부 통로를 결합시키는 6개 슬라이더 연동장치와 도 41의 주 로터 마스트를 포함하는 주 로터 마스트 조립체의 사시도이다.

도 43은 6개 내부 마스트 통로를 결합하는 6개 스와시플레이트 슬라이더 연동장치를 도시하는 도 42의 주 로터 마스트 조립체의 확대 단부 사시도이다.

도 44a는 하부 스와시플레이트를 제어하기 위해 하향 지향 종동 링크를 갖도록 구성된 슬라이더 연동장치의 사시도이다.

도 44b는 상부 스와시플레이트를 제어하기 위해 상향 지향 종동 링크를 갖도록 구성된 슬라이더 연동장치의 확대 사시도이다.

도 45는 명료성을 위해 상부 및 하부 로터 허브와 로터 블레이드가 제거되어 있는, 비회전 마스트 및 마스트에 결합된 6개 회전 서보 작동기를 구비하는 헬리콥터의 측면 사시도이다.

도 46은 6개 개별 연동장치를 구비하는 상부 및 하부 스와시플레이트에 연결되고 마스트에 결합된 6개 회전 서보 작동기를 도시하는, 도 45의 비회전 주 로터 마스트 조립체의 확대 단부 사시도이다.

도 47은 항력을 감소시키기 위해 상부 및 하부 로터 블레이드 사이에 공기역학적 마스트 슈라우드를 지지하는 비회전 마스트를 고속 헬리콥터가 포함하는 것을 보여주는 본 발명에 따른 고속 헬리콥터의 사시도이다.

도 48은 비회전 마스트, 마스트 슈라우드, 6개 선형 서보 작동기 및 상부 및 하부 로터 블레이드 사이에서 마스트에 의해 지지되는 안테나와 전자장치를 포함하는 기타 제어 시스템 구성요소를 드러내도록 일부가 파단되어 있는 도 47의 헬리콥터의 부분 확대 측면 사시도이다.

도 49는 상부 및 하부 로터 허브와, 사부 및 하부 구동 기어와 선형 서보 작동기를 보여주는 도 47의 헬리콥터의 비회전 마스트 조립체의 부분 확대 사시도이다.

도 50은 전기 버스 인레이의 세부사항을 보여주도록 마스트 슬리브가 제거되어 있는 도 49에 도시된 마스트 조립체의 중앙 비회전 마스트의 사시도이다.

도 51은 전기 버스 인레이(inlay)를 위한 외부 채널을 보여주고 마스트 내부의 토크 튜브를 보여주는 도 50의 선 A-A를 따라 취한 단면도이다.

도 52는 도 51의 전기 버스 인레이의 사시도이다.

도 53은 마스트 조립체 전방 영역을 감소시키도록 구성된 두 개의 스와시플레이트와 6개 교차 배치식 선형 서보 작동기를 구비하는 마스트 슬리브의 사시도이다.

도 54는 마스트 조립체의 전방 영역을 감소시키기 위한 스와시플레이트 아암 사이의 관계를 도시하는 도 53의 하부 스와시플레이트의 평면도이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0010]

도 1에 개략적으로 제시된 바와 같이, 회전의 비행체(1)는 순차적으로 제1 모듈(2), 제1 및 제2 로터 시스템(3, 5), 동력 모듈(13, 14) 및 제2 모듈(15)을 포함하며, 이들은 공통 축(7)을 따라 연장하는 기체(40)에 이격 배치된 관계로 결합되어 있다. 예시적으로, 기체(40)는 세장형 중앙 백본(40)이며, 중공 쿠어로 배열되거나 십자형 단면을 가질 수 있다. 동작시, 제1 로터(3)라고도 지칭되는 제1 로터 시스템(3)과 제2 로터(5)라고도 지칭되는 제2 로터 시스템(5)은 공통 축(7)을 중심으로 반대 방향으로 회전함으로써 방향(24)으로 추력을 지향시키고, 방향(24')으로 양력을 생성하여 도 2a에 제시된 바와 같이 회전의 비행체(1)의 제어된 비행을 유발한다. 제1 모듈(2)은 다양한 안내 시스템(50'), 전자장치(55) 또는 페이로드(15')를 포함하도록 구성된다. 제2 모듈(15)은 페이로드(15')를 포함하도록 구성되거나, 일부 실시예에서는 다양한 안내 시스템(50')과 전자장치 시스템(55')을 포함하도록 구성된다. 페이로드(15')는 군수품, 방사선 센서, 화학 검출 센서, 생물학적 작용제 센서, 능동 및 수동 청취 장치, 비디오 센서, 보조 동력원 또는 다른 임무에 특정한 장비를 포함하지만 이에 한정되지는 않는다. 따라서, 관심 영역으로부터 정보를 획득하기 위해 관심 영역으로 회전의 비행체(1)는 정찰, 관찰 또는 조사 감시 장비를 이동시키기 위한 수단을 제공한다.

[0011]

도 1, 도 25a 및 도 25b에 제시된 바와 같이, 제1 로터 시스템(3)은 제1 모터(54), 제1 로터 블레이드(20) 및 제1 피치 제어기(56)를 포함한다. 예시적 실시예에서, 모터(54)는 예로서 도 4 내지 도 6에 도시된 바와 같은 전기 모터 또는 공통 축(7)을 중심으로 로터 블레이드(20)를 회전시키도록 동력을 제공하기 위한 다른 적절한 수단이다. 제1 로터 시스템(3) 및 제2 로터 시스템(5)은 구조 및 기능이 서로 유사하다. 제2 로터 시스템(5)은 제2 모터(61), 제2 로터 블레이드(22) 및 제2 피치 제어기(57)를 포함한다. 예시적 실시예에서, 모터(61)는 예로서, 도 4 내지 도 6에 도시된 바와 같이 전기 모터이거나, 공통 축(7)을 중심으로 로터 블레이드(22)를 회전시키기 위한 동력을 제공하는 다른 적절한 수단이다. 예시적으로, 전기 및 전자 구성요소가 전기 도관(173) 및 전기 도관(174)을 통해 연결 및 통신하며, 이를 전기 도관들은 각각 동력 및 신호 라인을 보유한다. 비록, 두 개의 로터 시스템을 갖는 회전의 비행체(1)가 예시되어 있지만, 회전의 비행체(1)는 성능 및 임무 요건이 지정하는 바에 따라 두 개보다 많은 로터 시스템을 가질 수 있다.

[0012]

도 1 및 도 3에 도시된 바와 같이, 기체(40)는 비회전식이며, 제1 모듈(2), 제1 및 제2 로터 시스템(3, 5), 동력 모듈(13, 14) 및 제2 모듈(15)을 수용하도록 중앙 세장형 중공 백본을 형성한다. 예시적으로, 동력 모듈(13, 14)은 제2 로터 시스템(5)과 제2 모듈(15) 사이에서 서로에 관해 나란히 배치되도록 위치된다. 기체(40)가 중공이기 때문에, 동력 모듈(13, 14)은 중공 백본을 통해 모터(54, 61)에 전기적으로 연결될 수 있다.

[0013]

예시적으로, 피치 제어기(56)는 제어기(55)로부터의 입력에 응답하여 로터 블레이드(20)의 사이클릭 피치를 변화시키기 위해 전/후 서보(58)와 롤 서보(59)에 결합된 스와시플레이트(56')이다. 일부 실시예에서, 스와시플레이트(56')는 로터 블레이드(20)의 피치를 총체적으로 변화시키기 위해 콜렉티브 서보(98)에 추가로 결합되어 있다. 마찬가지로, 피치 제어기(57)는 제어기(55)로부터의 입력에 응답하여 로터 블레이드(22)의 사이클릭 피치를 변화시키기 위해 전/후 서보(58)와 롤 서보(59)에 결합된 스와시플레이트(57')이다. 일부 실시예에서, 스와시플레이트(57')는 또한 로터 블레이드(22)의 피치를 총체적으로 변화시키도록 콜렉티브 서보(98)에 결합된다. 예시적 실시예에서, 제어기(55)는 예로서, 도 3에 도시된 명령 신호 제어기이거나, 원하는 전기 또는 기계적 방향 신호를 서보(58, 59 또는 98) 및 모터(54, 61)에 제공하기 위한 다른 적절한 수단이다.

[0014]

예시적으로, 회전의 비행체(1)는 항공기 피치(헬리콥터-스타일 전/후 사이클릭 입력) 또는 항공기 롤(헬리콥터 스타일 좌/우 사이클릭 입력) 제어를 위한 두 개의 서보(58, 59)를 갖는 고정 피치 로터 시스템을 갖는다. 도 1에 가상선으로 도시된 서보(98)는 콜렉티브 피치 제어가 바람직한 경우 유사하게 서보(58, 59)에 장착될 수 있다. 고정 피치 로터 시스템을 갖는 실시예에서, 로터 시스템(3, 5)은 피치 링크(119)에 의해 스와시플레이트(56', 57')에 연결된다. 서보(58, 59)는 피치 링크(125, 126)에 의해 스와시플레이트(56', 57')에 연결된다. 본 발명의 특징은 회전의 비행체(1)가 하나 또는 두 개 정도로 소수의 사이클릭 서보 작동기(서보(58, 59))로 비행할 수 있다는 것이다. "단일 서보" 비행 모드에서, 모터(54, 61)의 차등 토크가 요오 배향을 제어하고, 서보(58)는 전향 및 후향 비행을 제어한다. 단 하나의 사이클릭 서보로, 비행체(1)라고도 지칭되는 회전의 비행체(1)는 단지 러더와 엘리베이터 제어만을 갖는 항공기와 매우 유사하게 비행할 수 있다. 예시적 "2개 서보" 비행 모드에서, 서보(58, 59)가 전/후 항공기 피치 및 좌/우 항공기 롤 제어를 제공하고, 모터(54, 61)의 차등 토크가 요오 제어를 제공한다.

[0015]

동작시, 로터 허브(101)는 반대 방향으로 회전한다. 서보(58, 59)는 스와시플레이트(56')와 스와시플레이트(57')를 동시에 경사지게 하기 위해 온보드 비행 제어 전자장치에 의해 제어되며, 스와시플레이트들(56', 57')

은 이때 항공기 피치 방향(170) 및 항공기 를 방향(171) 중 하나로 비행체(1)를 경사지게 하기 위해 회전 로터 블레이드(20)의 블레이드 피치 각도를 주기적으로 변경한다. 콜렉티브 피치를 갖는 다른 실시예에서(도 11b 참조), 콜렉티브 서보(98) 및 제3 피치 링크(미도시)가 제공되어 공통 축(7)을 따라 스와시플레이트(56', 57')의 축방향 위치를 변화시키고 전자 콜렉티브-사이클릭 피치 믹싱(Collective-Cyclic Pitch Mixing; CCPM)을 사용하여 로터 블레이드(20, 22)의 콜렉티브 피치를 변화시킨다. 콜렉티브-사이클릭 피치 믹싱 서보(58, 59, 98)는 사이클릭 피치를 변화시키기 위해 일체로 스와시플레이트들(56', 57')을 경사지게 하고, 콜렉티브 피치를 변경하기 위해 공통 축(7)을 따라 일체로 축방향으로 스와시플레이트(56', 57')를 이동시킨다.

[0016] 예시적 실시예는 수직 비행 구성으로 있는 동안 요오(기수방향) 제어를 위해 모터 속도 편차를 사용한다. 일반적으로, 동축 헬리콥터는 비행시 요오 운동을 제어하기 위해 가변 블레이드 피치 및 차등 블레이드 각도를 사용한다. 본 발명에서, 모터(54, 61)를 비행체(1)의 고정된 본체에 대해 서로 다른 속도로 동작시킴으로써 생성된 차등 토크는 요오 힘을 생성하여 요오 운동(즉, 공통 축(7)을 중심으로 한 회전)을 안정화 및 제어한다. 이러한 방법에서, 모터(54)의 토크(그리고, 결국, 속도)는 수직 공통 축(7)을 중심으로 한 회전의 비행체(1)의 요오 운동에 응답하여 증가 또는 감소된다. 제2 모터(61)의 토크(속도)는 회전의 비행체(1)가 자세를 얻지도 않도록 일정한 양력을 유지하기 위해 제1 모터(54)의 토크(속도)에 대비하여 제어기(55) 내에 포함된 온보드 컴퓨터 시스템에 의해 자동으로 조절된다.

[0017] 로터 블레이드(20, 22)는 회전의 항공기(1)라고도 지칭되는 회전의 비행체(1)에 결합되고 로터 허브(101)에 의해 회전하도록 지지된다. 또한, 로터 허브(101)는 도 11a에 가장 잘 도시된 바와 같이 피봇식 이동이 가능하도록 내부 요크(108)에 결합된다. 피봇 액슬(109)은 로터 허브(101)를 통해 연장하고 요크(108)에 의해 수용된다. 요크(108)는 공통 축(7)을 중심으로 회전하도록 로터 허브(101)에 한 쌍의 로터 블레이드를 결합하도록 구성된다. 요크(108)는 또한 한 쌍의 피치 링크(119)의 제1 단부에 결합된다. 각 피치 링크(119)는 추가로 제2 단부 상에서 스와시플레이트(56' 또는 57')의 주연 에지에 결합된다. 따라서, 요크(118)는 서보(58, 59 또는 98)로부터의 선형 운동 입력에 응답하여 스와시플레이트(56', 57')의 주연 에지로부터의 입력에 의해 피봇된다. 요크(118)의 이러한 피봇 운동은 순차적으로 각 로터 블레이드(20, 22)가 대응적으로 피봇하게 하며, 따라서, 로터 블레이드(20, 22)의 로터 블레이드 피치를 증가 또는 감소시킨다.

[0018] 도 2a 및 도 2b에 제시된 바와 같이, 회전의 비행체(1)는 공통 축(7)을 따라 이격 배치된 관계로 배열된 상부 구획(2'), 제1 및 제2 로터(3, 5), 중간 구획(4), 하부 구획(6), 제1 및 제2 동력 모듈(13, 14) 및 패이로드(15')를 포함한다. 도 2a 내지 도 4를 이제 참조하면, 비행체(1)의 상부 구획(2') 및 중간 구획(4) 내의 내부 기계적 및 전기적 구성요소는 박벽 상부 본체 외피(10) 및 중간 본체 외피(11)에 의해 각각 둘러싸여진다. 하부 본체 외피(12)는 하부 구획(6)의 일부를 덮지만, 하부 구획(6) 전부를 덮도록 연장될 수 없다. 본 발명의 특징은 본체 외피(10, 11)가 폴리카보네이트 또는 ABS 같은 플라스틱 재료로부터 블로우 성형되고, 백본(40)과 연계하여, 회전의 항공기의 구조를 형성하며, 이러한 회전의 항공기의 구조는 중앙 강도 구성요소 및 박벽 덮개 구성요소 양자 모두를 가지며, 이들은 모두 강성적이고, 강인하며 제조가 용이하다.

[0019] 도 3에 도시된 바와 같이, 본 발명에 따른 회전의 항공기(1)는 로터 시스템을 가지고, 이 로터 시스템은 기어(106, 107)(도 11) 같은 구동 트레인에 의해 로터 블레이드(20)에 작동식으로 연결된 모터(54)를 포함한다. 스와시플레이트(56')(도 10) 같은 피치 제어부가 로터 블레이드(20)에 작동식으로 연결되어 피치 링크(125, 126)(도 10) 같은 연동장치를 통해 서보(58, 59)(도 3) 같은 서보 작동기로부터의 출력에 응답하여 로터 블레이드(20)의 사이클릭 및/또는 콜렉티브 피치를 변화시킨다. 동력 모듈(13) 내의 배터리(미도시)로부터의 전기나 저장 탱크(미도시)로부터의 연료 같은 동력을 동력 도관을 통해 로터 시스템을 가로질러 유동하고, 제어기(55), 모터(54) 및 서보(58, 59)를 동작시키기 위한 동력을 제공한다. 제어기(55)로부터의 제어 신호는 신호 도관을 따라 유동하고, 모터(54)의 속도 및 서보(58, 59)의 위치설정 출력을 조절한다. 동력 도관 및 신호 도관은 비행체(1)의 구조 중추부 또는 백본(40)(도 7a, 도 7b 및 도 15)에 형성된 내부 공간(96)이라고도 지칭되는 채널(96)을 통해 로터 블레이드(20)의 유입유동 측부와 유출유동 측부 사이에서 안내된다.

[0020] 하버링 비행시, 제1 로터(3) 및 제2 로터(5)는 공통 축(7)을 중심으로 반대 방향으로 회전함으로써 도 2a에 제시된 바와 같이 공기를 방향(24)로 하방으로 밀어내고, 비행체(1)를 상방 방향으로 부양한다. 제1 로터(3)는 방향(21)으로 회전하도록 구성된 로터 블레이드(20)를 가지고, 제2 로터(5)는 공통 축(7)을 중심으로 방향(23)으로 회전하도록 구성된 로터 블레이드(22)를 갖는다. 제1 로터 블레이드(20) 및 제2 로터 블레이드(22)가 사이클릭 피치 제어부를 장비하고 있기 때문에, 비행체(1)는 방향(25)으로의 방향 비행을 위해 구성되며, 여기서, 공통 축(7)은 실질적으로 수직으로 배향된다.

[0021] 이제, 도 2b를 참조하면, 본 발명에 의해 고려되는 제2 실시예가 도시되어 있으며, 이는 부스터 인터페이스(9)에서 하부 구획(6)에 부착된 부스터 모듈(8)을 구비하고 있다. 부스터 모듈(8)은 비행체(1)에 탑재된 동력 모듈(13, 14)에 포함된 내부 동력원을 증대시키기 위해 보조 동력원(미도시)을 포함한다. 예시적으로, 보조 동력원(미도시) 및 동력 모듈(13, 14)은 전기 배터리(13, 14)이다. 부스터 모듈(8)은 공통 축(7)이 실질적으로 수평으로 배향되는, 방향(18)으로의 방향 비행시 비행체(1)를 위한 추가적 양력을 제공하도록 좌측 및 우측 날개부(16, 17)를 포함한다.

[0022] 기체(40)는 회전익 비행체(1)의 구조적 백본을 형성하고, 일반적으로 도 4에 가장 잘 도시된 바와 같이 상부 구획(2')으로부터 하부 구획(6)까지 수직으로 회전익 비행체(1)의 중심을 통해 연장한다. 예시적으로, 기체(40)는 중공 내부 채널(96)(도 7a)을 갖는 비회전 코어 튜브이거나, 외부 채널(도 7b)을 갖는 십자형 비임(97)이다. 제1 및 제2 로터 모듈(3, 5)이라고도 지칭되는 제1 및 제2 로터 시스템(3, 5), 상부 구획(2') 내의 모든 구성요소, 중간 구획(4) 및 하부 구획(6)이 기체(40)에 결합된다. 이제, 도 7a를 참조하면, 비회전 중공 코어 튜브(40)라고도 지칭되는 세장형 중앙 백본(40)은 추가로 전기 배선(45), 배관(미도시) 및 회전익 비행체(1)의 상부 구획(2'), 중간 구획(4) 및 하부 구획(6)의 구성요소들 사이를 통과하는 기계적 연동장치(미도시)를 위한 도관으로서 작용한다. 전기 배선(45), 배관 및 연동장치를 위한 진입 및 진출 지점으로서 종방향 슬롯(46, 47)이 제공된다. 비회전 중공 코어 튜브(40) 및 십자형 비임이 단일체이고, 본체 구획들(2, 4, 6) 사이에서 연속적이기 때문에, 비행체(1)의 강성 및 및 경량의 구조 특성이 증진된다. 예시적으로, 비회전 중공 코어 튜브(40) 및 십자형 비임(97)은 바람직하게는 약 0.5 in(13 mm)의 외경(코어 튜브(40)) 또는 폭 치수(십자형 비임)와, 약 0.03 in(0.76 mm)과 약 0.05 in(1.3 mm) 사이의 벽 두께를 갖는 권선되거나 인발(pultruded) 된 탄소 흑연 섬유, 유리섬유, 또는 알루미늄 합금 번호 7075(또는 유사품)로 이루어지는 것이 바람직하다.

[0023] 도 3에 가장 잘 도시된 바와 같이, 3개 본체 구획을 갖는 회전익 비행체(1)가 배열된다. 수평 센서/안정화기(50), 전자 자이로 안정화기(51), 코어 튜브(40)의 상부 단부에 결합된 자이로 장착 테이블(52), 제1 모터 속도 제어기(53), 제1 모터(54), 라디오 수신기 및 제어기(55)를 구비하는 상부 구획(2')이 배열된다. 중간 구획(4)은 제1 스와시플레이트(56'), 제2 스와시플레이트(57'), 전후 사이클릭 서보(58) 및 롤 사이클릭 서보(59)를 포함한다. 하부 구획(6)은 제2 모터 속도 제어기(60), 제2 모터(61), 라디오 배터리(62), 제1 및 제2 동력 모듈(13, 14) 및 패이로드 모듈(15)을 포함한다.

[0024] 예시된 실시예에서, 수평 센서/안정화기(50)는 FMA company의 "FS8 Copilot" 모델이고, 전자 자이로 안정화기(51)는 JR company의 "G500" 모델 실리콘 링 자이로이며, 모터(54, 61)는 Hacker company의 "B2041S" 모델이고, 모터 속도 제어기(53, 60)는 컴퓨터 기반 디지털 프로그램형 속도 제어기인 Castle Creations company의 "Pegasus 35" 모델이다. 또한, 회전익 비행체(1)는 상부 구획(2')에 결합되도록 배열된 GPS 수신기/제어기와 원격측정 시스템(미도시)을 수용하도록 구성된다.

[0025] 회전익 비행체(1)의 내부 구성요소는 도 8에 도시된 바와 같이 링 장착부(70)에 의해 코어 튜브(40)에 결합된다. 링 장착부(70)는 코어 튜브(40)의 환형 외부 표면에 부합되는 환형 내부 부분(71)을 포함한다. 링 장착부(70)는 회전익 비행체(1)의 기계적, 전기적 및 기타 내부 구성요소를 보유하도록 구성된 플랜지(75, 76, 77)를 갖는 반경방향 연장 장착 아암(72, 73, 74)을 포함한다. 링 장착부(70)는 플랜지(75)에 모터(54)를 지지하고, 플랜지(76)에 모터 속도 제어기(53)를 지지하고, 플랜지(77) 상에 라디오 수신기(55')를 지지하도록 배열된다. 비행체(1)의 내부 구성요소는 예로서 다양한 체결구(개구(78)를 통한 나일론 타이 같은)나 접착제를 사용하여 장착 플랜지에 결합된다. 환형 부분(71)은 링 장착부(70)가 비회전 중공 코어 튜브(40)를 따라 축방향으로 활주하거나 회전하는 것을 방지하기 위해 비회전 중공 코어 튜브(40)에 링 장착부(70)를 로킹하기 위한 수단을 제공한다. 비회전 중공 코어 튜브(40)에 링 장착부(70)를 로킹하기 위한 수단은 다양한 접착제나 고정 스크류 수용부(79)에 의해 수용되는 체결구(미도시)를 포함한다. 도 9에 도시된 바와 같이 제2 링 장착부(80)는 환형 링(63), 아암(82, 83) 및 축방향 포스트(84, 85)를 포함하고, 이 축방향 포스트(84, 85)는 본체 스텐드오프(86, 87, 88), 스와시플레이트 회전 방지 아암(90, 91) 및 스와시플레이트 링크(92, 93)를 지지하기 위한 것이다.

[0026] 서보 모듈(81)은 퍼치 서보(58), 롤 서보(59) 및 유니버설 본체 스텐드오프(86, 87)(본 명세서에 참조로 통합된 Arlton의 미국 특허 출원 제60/525,585호에 기재된 바와 같이)를 지지하는 링 장착부(80)를 포함하며, 상기 유니버설 본체 스텐드오프는 예로서 도 10에 도시된 바와 같이 중간 본체 외피(11)를 지지한다. 도 3, 도 4, 도 5, 도 6, 도 9, 도 10 및 도 15에 제시된 바와 같이, 본체 스텐드오프(86, 87, 88)는 링 장착부(80)에 고정된다. 본체 스텐드오프(86, 87, 88)의 관통 구멍(263)은 링 장착부(80) 및 중간 본체 외피(11)에 본체 스텐드오프(86, 87, 88)를 고정하기 위한 볼트 및 로드(미도시) 같은 다수 유형의 상용 체결구를 수용한다. 서보(58,

59) 및 스와시플레이트(56', 57')를 위한 덮개 및 공기역학적 유선구조를 제공하기 위해 중간 본체 외피(11)가 일반적으로 본체 스탠드오프(86, 87, 88)에 고정된다. 링 장착부(70, 80)는 회전의 비행체(1)의 다수의 구조 특징부를 통합 및 지지하도록 배열된다. 링 장착부(70, 80)는 회전의 비행체(1)의 조립을 보조하며, 그 이유는 링 장착부(70, 80)와 연계된 내부 구성요소가 하위조립체로서 사전조립될 수 있고, 그후, 추후에 다른 모듈과 함께 최종 제조 단계에서 비회전 중공 코어 튜브(40)에 조립될 수 있기 때문이다.

[0027] 이제, 도 11a, 도 12a, 도 12b, 도 13a, 도 13b 및 도 14를 참조하면, 로터 모듈(3)이라고도 지칭되는 로터 시스템(3)은 로터 장착부(100), 내부 기어(107)를 갖는 로터 허브(101), 제1 및 제2 볼 베어링(102, 103), 베어링(102, 103) 사이에서 연장하는 샤프트(101A), 링 클립(104), 모터(54), 유성 기어박스(105), 피니언 기어(106), 블레이드 요크(108), 피봇 액슬(109), 액슬 단부 캡(110), 토션 스프링(111) 및 로터 블레이드(20)를 포함한다. 모터 장착부(122)는 로터 장착부(100)에 모터(54)를 결합하도록 기어 박스(105)를 수용한다. 조립 시, 베어링(102, 103)은 로터 장착부(100)로부터 연장하는 돌기(112) 상의 슬롯(99)에 결합하는 링 클립(104)에 의해 유지된다. 로터 블레이드(20)는 액슬(109)에 형성된 개구(114) 및 캡(110)을 통해 연장하는 핀(113)에 의해 제 위치에 보유된다. 액슬(109)은 다른 핀(미도시)에 의해 보유될 때 로터 허브(101)에 형성된 베어링 개구(117)를 통해 요크(108) 내의 개구(94) 내로 통과한다. 피치 링크(119)는 요크(108)를 스와시플레이트(56')에 결합한다.

[0028] 도 11b에 도시된 바와 같이, 사이클 및 콜렉티브 피치 양자 모두가 가능한 로터 블레이드를 지지하도록 구성된 로터 모듈은 콜렉티브 로터 허브(201)를 포함하고, 이 콜렉티브 로터 허브는 로터 허브(101)와 유사하며 체결구(212)에 의해 허브(201)의 내부 표면에 형성된 돌기(214)에 결합되는 콜렉티브 요크 프레임(208)을 수용한다. 콜렉티브 요크 프레임(208)은 스러스트 베어링(203)을 통해 작용하는 로터 블레이드(20)에 의해 생성된 반경방향 비행 부하를 지지한다. 피치 링크(119)는 피치 아암(210)을 스와시플레이트(56')에 결합한다.

[0029] 예시적으로, 유성 기어박스(105)는 약 4:1의 감속비를 갖는다. 모터(54) 상의 피니언 기어는 9개 치형부를 가지며, 로터 허브(101) 상의 내부 기어(107)와 결합하고, 이 내부 기어는 60개 치형부를 가지고, 그래서, 로터 모듈(3)의 총 감속비는 약 26.7:1(즉, 로터 허브(101)의 각 회전마다 모터(54)의 출력 샤프트가 26.7회 회전)이다. 이 감속비는 고전압 및 고속으로 구동되는 고효율 전기 모터의 사용을 조장한다.

[0030] 예시적으로, 모터(54)는 브러시리스 모터이다. 특히, 비행 시간이 짧고 경제성이 고려 대상인(예로서, 단거리 일회용 군수품) 일부 용례에서, 몇몇 저가 브러시형 모터(즉, 단소 브러시와 회전 정류자를 갖는 모터)가 로터 허브(101)를 회전시키기 위해 하나의 고비용 브러시리스 모터(54) 대신 사용될 수 있다. 이런 경우에, 로터 허브(101)를 구동하기 위해 하나의 모터(54)를 구비하는 로터 모듈(3)이 도시되어 있지만, 단 하나의 모터 대신 로터 허브(101)를 구동하기 위해 로터 장착부(100)의 원주 둘레에 다수의 모터를 포함하는 것도 본 발명의 범주 내에 있다. 또한, 로터 허브(101) 자체가 모터로서 작용하도록 와이어 코일 및 자석을 구비하도록 구성될 수 있고, 그래서, 공통 축(7)을 중심으로 로터 허브(101)를 구동하기 위해 어떠한 별개의 모터도 필요하지 않는 것도 고려된다.

[0031] 도시된 실시예의 로터 블레이드(20)는 폴리카보네이트 플라스틱 재료로 사출 성형되고, 본 명세서에 참조로 통합되어 있는 Arlton의 미국 특허 제5,879,131호에 개시된 유형으로 이루어진다. 로터 블레이드(20)는 토션 스프링(111) 상의 탭(121)이 피치 액슬(109)과 접촉하여 추가적 플랩핑을 저지하기 이전에 플랩핑 축(120)을 중심으로 약 6도 상방 및 하방으로 자유롭게 플랩핑한다. 이는 로터 블레이드(20)가 약 +/- 6도로 비행중에 자유롭게 플랩 업 및 플랩 다운할 수 있으며, 비상 착륙 동안 또는 보관을 위해 상향 90도 및 하향 90도 절첩될 수 있다는 것을 의미한다.

[0032] 도면에 도시된 실시예에서, 로터 장착부(100)는 폴리카보네이트나 나일론 같은 열가소성 재료로 단일 부재로 사출 성형된다. 로터 허브(101)는 나일론이나 아세탈 같은 열가소성 재료로 단일 부재로 사출 성형된다. 로터 블레이드(20)는 비행시 공통 축(7)과 일치하는 전형적인 동축 샤프트 대신에 로터 허브(101)(이는 비행체(1)의 외부 본체 외피의 일부를 형성함)에 의해 지지된다. 이는 로터 지지 베어링(102, 103)을 로터 블레이드(20)에 매우 근접하게 배치시키고, 다른 기계적 또는 전기적 구성요소를 위한 회전의 비행체(1)의 중앙 본체 부분 내의 공간을 제거한다. 고정 피치 로터 시스템(도면에 도시됨)에서, 회전 블레이드(20)에 의해 생성된 반경방향 비행력은 내부 요크(108)에 의해 지지되며, 이 내부 요크는 두 개의 로터 블레이드(20)를 연결하고 내부 개구를 포함하며, 이 내부 개구는 코어 튜브(40)를 둘러싸고 코어 튜브(40)를 우회하며, 따라서, 어떠한 특수한 스러스트 베어링도 요구되지 않는다.

[0033] 이제, 도 15를 참조하면, 본 발명에 따른 동축 로터 시스템은 코어 튜브(40), 두 개의 로터 시스템(3, 5), 두

개의 스와시플레이트(56', 57') 및 하나의 서보 모듈(81)을 포함하고, 이들은 서보 모듈(81) 둘레에 경면 대칭으로 비회전 중공 코어 튜브(40)에 결합되어 있다. 두 개의 로터를 갖는 동축 로터 시스템이 개시되어 있지만, 회전의 비행체(1)는 추가적 추력 또는 동작 기능을 위해 비회전 중공 코어 튜브(40)의 길이를 따라 이격 배치된 추가적 로터 시스템(미도시)을 구비할 수 있다.

[0034] 예시된 실시예에서, 회전의 비행체(1)는 고정 피치 로터 시스템을 구비하며, 이 고정 피치 로터 시스템은 항공기 피치(전후 사이클릭) 및 항공기 롤(좌우 사이클릭) 제어를 위해 단지 두 개의 서보(58, 59)를 필요로 한다. 제3 콜렉티브 서보(98)는 예로서 콜렉티브 피치 제어가 바람직한 경우 중간 구획(4)에 유사한 형태로 장착될 수 있다.

[0035] 로터 시스템(3, 5)은 피치 링크(119)에 의해 스와시플레이트(56', 57')에 연결된다. 서보(58, 59)는 피치 링크(125, 126)에 의해 스와시플레이트(56', 57')에 연결된다. 동작시, 로터 허브(101)는 반대 방향으로 회전한다. 서보(58, 59)는 스와시플레이트(56') 및 스와시플레이트(57')를 동시에 경사지게 하도록 온보드 비행 제어 전자 장치(55')에 의해 제어되며, 이 스와시플레이트들(56', 57')은 그후 항공기 롤 방향 및 항공기 피치 방향 중 하나로 비행체(1)를 경사지게 하기 위해 회전 로터 블레이드(20)의 블레이드 피치 각도를 주기적으로 변경한다. 콜렉티브 피치를 갖는 다른 실시예에서(도 11b 참조), 제3 서보 및 제3 피치 링크(미도시)가 제공되어 공통 축(7)을 따라 스와시플레이트(56', 57')의 축방향 위치를 변화시키고 전자 콜렉티브-사이클릭 피치 믹싱(CCPM)을 사용하여 로터 블레이드(20, 22)의 콜렉티브 피치를 변화시킨다. 로터 시스템(3, 5) 사이에 배치되도록 위치되고, 이 방식으로 동축 로터 시스템을 제어하도록 스와시플레이트(56', 57')를 연동장치와 직접적으로 결합 제어하는 서보의 사용은 본 발명의 특징이다.

[0036] 본 발명의 예시적 실시예는 로터 블레이드(20, 22) 위 및 아래에 배치되도록 위치된 모터(54, 61)를 포함하며 (도 25a 참조), 로터 시스템(3, 5) 사이의 동력 전달은 기계적 샤프트 대신 전기 배선(45)을 통해 달성됨으로써 기계적 복잡성과 중량을 감소시킨다. 다른 실시예(도 26 참조)에서, 모터(54, 61)는 로터 블레이드(20, 22) 사이에 배치되도록 위치되고, 서보 작동기(58, 59)는 로터 블레이드(20, 22)를 그 사이에 배치하도록 이격 배치된 관계로 배치되도록 위치된다(도 26 참조). 로터 시스템(3, 5)의 동력 및 제어는 본질적으로 완전히 전기적이기 때문에, 회전의 비행체(1)의 전체 제어 시스템은 기계적 연동장치나 유압 증폭 없이 디지털 컴퓨터와 고상 전자 장치에 의해 전기적으로 작동될 수 있다. 도 25a에 도시된 바와 같이 모터(54, 61)의 배치는 로터 블레이드(20, 22) 사이의 동심 회전 샤프트에 대한 필요성을 제거하고, 양 스와시플레이트(56'(제1 피치 제어기(56)에 포함됨), 57'(제2 피치 제어기(57)에 포함됨))를 직접적으로 구동하도록 서보(58, 59)를 위치시킨다.

[0037] 본 발명의 특징은 비행체(1)가 하나 또는 2개 정도로 소수의 사이클릭 서보 작동기(서보(58, 59))로 비행할 수 있다는 점이다. 단일 서보 비행 모드에서, 모터(54, 61)의 차등 토크가 요오 배향을 제어하고, 서보(58)는 전향 및 후향 비행을 제어한다. 단 하나의 사이클릭 서보에 의해, 비행체(1)는 러더와 엘리베이터 제어부만을 갖는 항공기와 매우 유사하게 비행할 수 있다. 2개 서보 비행 모드에서, 도면에 예시된 바와 같이, 서보(58, 59)는 전/후 항공기 피치와 좌/우 항공기 롤 제어를 제공하며, 모터(54, 61)의 차등 토크는 요오 제어를 제공한다.

[0038] 본 발명의 다른 실시예에서, 비행시 모터(54, 61)를 구동하기 위한 동력은 리튬 폴리머 또는 리튬 이온 배터리나 연료 전지 같은 고용량 전기 배터리(130)에 의해 제공된다. 이제, 도 16a 및 도 16b를 참조하면, 전력 모듈(13)은 비회전 중공 코어 튜브(40) 둘레에 육각 패턴으로 배열되고 약 21.6 볼트의 전위를 생성하도록 직렬로 결선된 6개 재충전 리튬 이온 배터리(130)를 구비한다. 배터리 링 장착부(131)는 배터리(130)를 보유하기 위한 플랜지(133)와 비회전 중공 코어 튜브(40)를 수용하기 위한 중앙 개구(링)(132)를 포함하도록 형성된다. 동력 모듈(13)로부터의 전기 배선(45)은 개구(47)(도 7a 참조)에서 비회전 중공 코어 튜브(40)에 진입하고, 비회전 중공 코어 튜브(40)를 통해 모터 속도 제어기(53, 60)로 진행된다.

[0039] 도 25a에 도시된 바와 같이, 비행 동안 추가적 에너지 용량을 위해 다수의 동력 모듈(13, 14)이 제공되며, 이들은 예시적으로, 모터(54, 61)에 가용한 전류를 증가시키기 위해 병렬로 결선된다. 회전의 비행체(1)의 비행 시간은 비행시 텁재되는 동력 모듈(13, 14)의 수를 조절함으로써 조절될 수 있다.

[0040] 여분의 로킹 링(또는 어떠한 반경방향 야압도 구비하지 않는 링 장착부)(135)가 동력 모듈(13, 14) 위 및 아래에 제공됨으로써 예로서 도 4에 도시된 바와 같이 비회전 중공 코어 튜브(40)에 동력 모듈(13, 14)을 결합하는 것을 돋는다. 동력 모듈(13, 14)이 비행체(1)의 다른 구성요소에 비해 상대적으로 무겁기 때문에, 회전의 비행체(1)의 비상 착륙 동안 동력 모듈(13, 14)이 비회전 중공 코어 튜브(40)를 따라 미끄러지는 것을 로킹 링(135)이 방지한다. 본 발명의 특징은 회전의 비행체(1)가 모듈로 제조 및 조립되기에 매우 적합하다는 점이다.

로터, 날개부, 제어부, 동력, 부스터, 전자장치 및 패이로드 모듈은 개별적으로 제조되고, 코어 투브(40) 상으로 밀어넣어진다. 코어 투브(40)의 개구(46, 47)를 통과하는 연결부의 전기적 커넥터는 정비 및 수리를 위한 비행체(1)의 조립 및 분리를 돋도록 코어 투브(40)의 표면과 일치되게 장착된다.

[0041] 에너지 밀도 및 동력 밀도는 UAV 설계에 고려사항이며, 전체 항공기에 적용될 수 있다. 에너지 밀도 및 동력 밀도가 더 높은 항공기는 낮은 밀도를 갖는 항공기에 비해 더 양호한 전체 성능을 갖는다. 일반적으로, 에너지 밀도 및 동력 밀도는 단위 중량당 가용 에너지 및 동력의 양으로서 정의된다. 예로서, 연료 또는 전기 배터리의 에너지 밀도("비에너지(specific energy)"라고도 알려져 있음)는 연료 또는 배터리의 단위 치수에 포함된 에너지의 양(예로서, Nm/Kg 또는 ft-lbs/slug로 측정됨)에 대응한다.

[0042] 화학(액체) 연료는 전기 배터리보다 높은 에너지 밀도를 갖는 경향이 있다. 전기 배터리 동력에 비한 액체연료 동력의 한 가지 추가적 특성은 연료를 태우기 때문에 액체 연료 항공기의 중량이 비행 과정에 걸쳐 감소(60% 만큼)한다는 점이다. 현재, 액체 연료 항공기가 비행함에 따라, 액체 연료 항공기의 에너지 밀도(즉, 항공기의 단위 중량당 가용 에너지)는 느리게 감소하고, 동력 밀도(단위 중량당 가용 동력)는 증가한다. 이는 액체 연료 항공기의 성능이 실제로 비행의 종점 부근에서 증가한다는 것을 의미한다.

[0043] 대조적으로, 전기 동력식 항공기의 전체 동력 밀도는 비행 전반에 걸쳐 일정하며, 그 이유는 배터리의 최대 출력 전력이 거의 일정하고, 배터리는 방전시 중량이 소실되지 않기 때문이다. 또한, 전체 가용 에너지가 감소하기 때문에 에너지 밀도는 급속히 감소한다. 본 발명에서 에너지 및 동력 밀도를 개선시키기 위해, 보조 전기 부스터 또는 동력 모듈(8)이 제공되며, 이들은 그 에너지 공급량이 소진된 이후 비행 중에 벼려질 수 있다. 따라서, 부스터 모듈(8)은 부스터 모듈(8)을 회전의 비행체(1)에 보유하기 위한 기구로 공통 축(7) 둘레에 조립된 추가적 배터리 모듈(미도시)을 포함한다.

[0044] 다른 실시예에서, 부스터 모듈(8)은 화학 연료에 포함된 화학 에너지를 전기 에너지로 변환하기 위해 발전기(미도시)를 구동하는 내연 기관(도시되지 않은 디젤 엔진 같은)을 포함한다. 본 발명에서 고려되는 다른 실시예에서, 터보-발전기 시스템(미도시)이 사용되어 전기 에너지를 생성할 수 있다. 이런 가스-발전기를 포함하는 부스터 모듈(8)의 고려사항은 모듈, 연료 시스템 및 엔진의 전체 중량이 최초 비행 위상의 종점에서 벼려짐으로써 비교적 낮은 중량의 회전의 비행체(1)를 남겨 2차 비행 위상을 완료할 수 있다는 것이다.

[0045] 예시적 실시예에서, 부스터 모듈(8)은 회전의 비행체(1)의 수평 비행 모드에서 양력을 증가시키기 위해 절첩 가능한 날개부(16, 17)를 포함한다. 도 17에 도시된 바와 같이, 날개부(17)는 축약적 보관을 위해 절첩 축(140)을 중심으로 절첩된다. 날개부(16, 17)는 그 "1/4 시위" 위치를 부근에서 피봇 샤프트(미도시)에 부착된다. 공통 축(7)에 수직으로 피봇 샤프트가 강성적으로 보유된 상태로 비행을 위해 전개될 때(또한 도 2 참조), 날개부(16)는 그 자체의 최상의 받음각을 찾도록 피봇축(143)을 중심으로 자유롭게 피봇한다. 날개부(16, 17)가 비행중에 그 소유의 피봇 축을 중심으로 자유 회전하기 때문에, 날개부(16, 17) 같은 종속물은 때때로 "자유 날개부"라 지칭된다. 자유 날개부인 날개부(16, 17)는 자동으로 유입 공기유동에 맞도록 피치를 변경할 수 있는 그 기능으로 인해 광범위한 속도 범위에 걸쳐 효율적으로 동작할 수 있다. 이런 자유 날개부를 회전의 UAV에 적용하는 것은 본 발명의 특징이다.

[0046] 고속 수평 비행시, 공통 축(7)은 로터 모듈(3, 5)과 실질적으로 수평으로 배향되어 함께 단일 엔진 프로펠러와 유사하게 작용함으로써 회전의 비행체(1)를 수평 방향(18)으로 견인한다. 날개부(16, 17)는 하부 구획(6)과 부스터 모듈(8)을 부양시키는 것을 도우며, 그래서, 로터 모듈(3, 5)은 전향 추진시 더 많은 동력을 적용하고, 수직 부양에 더 적은 동력을 적용할 수 있다.

[0047] 본 발명은 공기역학적 제어면(날개부(16, 17) 상의 것 같은)을 필요로 하지 않으며, 그 이유는 공통 축(7)이 실질적으로 수평일 때 로터 모듈(3, 5)의 사이클릭 제어가 항공기 피치(고도방향) 방향(144) 및 항공기 요오(기수 방향) 방향(145)의 조종을 위한 제어력을 제공하기 때문이라는 것을 주의하여야 한다. 고속 수평 비행 동안 비행기형 를 제어(공통 축(7)을 중심으로 한)는 로터 모듈(3, 5)의 차등 토크/속도를 통해 달성된다. 회전의 UAV의 수평 비행을 위한 이 제어 방법은 예시적 실시예의 특징이다.

[0048] 이제, 도 18a 및 도 18b를 참조하면, 부스터 모듈(8)의 에너지가 소진되었을 때, 회전의 비행체(1)의 온보드 제어기(55)로부터의 명령에 의해 회전의 비행체(1)로부터 부스터 모듈(8)을 분리시키는 래치(미도시) 같은 기구가 작동되고 부스터 모듈(8)이 방향(19)으로 떨어져 나가게 된다. 그후, 회전의 비행체(1)는 일 비행 모드에서 더 많이 수직인 배향을 취하게 되고 헬리콥터처럼 비행한다.

[0049] 다른 실시예에서, 부스터 모듈(8)은 폭발성 군수품, 디핑 소나, 하이드로폰, 라디오 ID 표식 또는 소노부이 같

은 임무에 특정한 패이로드(147)를 포함한다. 도 19에 예시된 바와 같이, 회전의 비행체(1)로부터 분리시, 부스터 모듈(8)은 배선이나 광섬유 케이블(146)에 의해 회전의 비행체(1)에 연결된 소나 또는 하이드로폰 시스템(147)이나 다른 센서를 남겨둔 상태로 떨어져 나가고, 그래서, 회전의 비행체(1)는 패이로드(147)를 일 장소로부터 다른 장소로 이동시킬 수 있고, 패이로드(147)를 정확하게 원하는 위치에 전달할 수 있으며, 패이로드(147)와 원격 수신기(미도시) 사이의 원격 링크로서 작용할 수 있다. 이는 예로서, 원격 라디오 ID 표식이나 다른 표식 기구로 바다의 선박을 표시하거나 타겟을 감시하는 효과적인 방법일 수 있다.

[0050] 도 22는 예로서, 대양(157)의 선박의 경우에 원격 위치로 지울수 없는 페인트나 라디오 송신기 같은 센서나 표식 장치를 포함하는 표식을 전달하는 방법을 예시한다. 선박(S)(프레임 내)에 접근하고, 선박(S)에 접촉하도록 조종되고, 선박(S)(프레임 내) 상에 표식을 남기고 영역(프레임 내)을 벗어나는 비행체(1)가 도시되어 있다. 이러한 표식 방법은 본 발명의 특징이며, 비행체(1)가 지역을 벗어난 이후 관심 지점이 감시될 수 있게 한다. 대안적으로 또는 연계하여, 비행체(1)는 지역을 벗어날 때 센서를 보유할 수 있으며, 예로서 선박(S) 부근의 대기의 샘플을 취득하고 센서와 샘플을 질량 분광계, 생물학적 또는 방사선학적 측정 장치 또는 기타 이런 장치(미도시)에 의해 추가로 분석하기 위해 원격 처리 지점으로 회수할 수 있다. 관심 지점이 선박(S)으로 도면에 도시되어 있지만, 선박(S)은 트럭, 항공기, 건물, 타워, 전력선 또는 개활지 같은 비행체(1)가 접근할 수 임의의 다른 관심 지점일 수 있다.

[0051] 도 20a, 도 20b 및 도 20c에 도시된 본 발명의 다른 실시예는 비균등 길이 절첩 동축 로터 블레이드(148, 149)를 구비하며, 이는 하부 블레이드(149)보다 큰 스판을 갖는 상부 블레이드(148)를 갖는다. 이는 비행체의 비상 착륙 동안 하부의 더 짧은 블레이드(149)에 앞서 상부 블레이드(148)가 지면(155)에 접촉함으로써 상부 블레이드(148)가 하부 블레이드(149)로부터 멀어지게 또는 하부 블레이드보다 신속하게 절첩되어 여전히 고속으로 회전하는 동안 상부 블레이드(148)와 하부 블레이드(149)가 서로 접촉하는 가능성을 감소시키도록 배열된 특징이다. 도면에 도시된 바와 같이, 하부 블레이드(149)는 약 20 내지 22 인치(51 cm 내지 56 cm)의 스판을 갖는다.

[0052] 소형화된 보관을 위한, 그리고, 착륙을 위한 절첩 기능은 본 발명의 다른 특징이다. 도 21a 및 도 21b에 도시된 바와 같이, 회전의 비행체(1)는 미국 해군에서 사용하는 표준 A-사이즈 소노부이 튜브 내부에 설치되기에 충분하게 소형이다. 본 발명의 고유한 코어 튜브 구조는 회전의 비행체(1)가 소노부이 튜브 내에 설치되도록 소형화될 수 있게 할 뿐만 아니라, 또한, 해군의 P-3 해양 생존 항공기 같은 항공기로부터 차지 작동 장치(Charge Actuated Device; CAD)에 의한 발진력을 흡수할 수도 있다.

[0053] 도 21a에 제안된 일 실시예에서, 일회용 발진 캐니스터(150)가 제공되어 10,000 내지 20,000 퍼트의 고도에서 150-250 노트로 이동하는 항공기로부터 발진될 때 회전의 비행체(1)의 공기역학적 표면을 보호한다. 캐니스터(150)에 부착된 낙하산(미도시)은 더 낮은 고도에서 회전의 비행체(1)로부터 분리된 캐니스터(150)의 하강을 저속화 및 안정화한다. 예시적으로, 회전의 비행체(1)는 규모대로 도시되어 있으며, 약 24 인치(51cm)의 본체 길이(30), 약 2.25인치(5.7cm)의 상부 직경(31), 약 28 인치(71cm)의 상부 로터 직경(32) 및 약 24인치(61cm) 이하의 하부 로터 직경(33)을 갖는다. 부스터 모듈(8)은 약 12 인치(30cm)의 길이(34)를 갖는다. 제1 로터(3) 및 제2 로터(5)는 하버링 비행시 약 1400RPM으로 회전하며, 수직 상승 및 고속 조종 동안 대략 2000RPM 또는 그를 초과하여 회전한다.

[0054] 본 발명에서 고려되는 다른 실시예는 군수품에 의해 이루어지는 타겟 피해를 평가하기 위해 군수품과 함께 사용되도록 구성된다. 도 23에 도시된 바와 같이, 비행체(1)는 도면에 중력 투하 폭탄(160)으로서 예시적으로 도시되어 있는 군수품과 함께 사용되도록 구성된다. 폭탄(160)은 항공기 같은 발진 플랫폼으로부터 투하된다. 동작시, 중력 투하 폭탄(160)은 비행체(1)를 목표 부위 부근으로 수송하고, 폭탄(160)이 그 목표에 도달하기 이전에 비행체(1)가 폭탄(160)으로부터 떨어져 나오도록 해제되고, 예시적으로, 보조 항력 슈트(162)를 사용하여 저속화되거나 폭발 차지 작동 장치에 의해 폭탄(160)으로부터 방출된다. 비행체(1)는 그후 충격 부위 부근의 목표 지역에서 궤도 비행 또는 공중계류하며 폭탄 피해를 관찰하고 영상 및 다른 정보를 원격 조작자(미도시)에게 전송한다. 이 군수 피해 평가 방법은 본 발명의 특징이며, 이는 인간 승무원에 대한 위험을 최소화하면서 타겟 구역에 잔류하여 동일 타겟에 대한 후속 타격에 대한 필요성을 감소시키기 위해 발진 플랫폼을 필요로 하지 않고 즉각적 전투 피해 평가를 제공한다.

[0055] 도 26에 도시된 바와 같이, 모터(54, 61)는 로터 블레이드(20, 22) 사이에 배치되도록 위치된다. 서보 작동기(58, 59)는 그 사이에 로터 블레이드(20, 22)를 위치시키도록 이격 배치된 관계로 배치되어 위치된다.

[0056] 다른 예시적 실시예에서, 모터(54, 61)는 로터 블레이드(22) 아래에 위치되고, 회전 토크 튜브(254)는 예로서 도 28 내지 도 31에 도시된 바와 같이 로터(22)에 동력을 전달하기 위해 비회전 마스트 튜브(253) 내부에서 연

장한다. 다른 실시예에서, 가스 엔진(미도시)이 제공되어 모터(54, 61)를 작동시키기 위해 디젤 연료나 JP8 같은 중유로부터 전력을 생성할 수 있다. 또 다른 실시예에서, 가스 엔진(미도시)은 기어박스(미도시)를 통해 로터 장착부(100) 및 토크 튜브(254)에 연결됨으로써 로터(20, 22)라고도 지칭되는 로터 블레이드(20, 22)를 로터 축(7)이라고도 지칭되는 공통 축(7)을 중심으로 구동할 수 있다.

[0057] 토크 튜브(254)는 도 28 및 도 29에 제시된 바와 같이 상부 로터 허브(270)에 직접적으로 연결되거나 도 29 및 도 30에 제시된 바와 같이 마스트 튜브(253)의 상부 단부에 제공된 벨트 또는 기어 동력 전동부 및 감속 시스템(271)에 직접적으로 연결될 수 있다. 전동부 시스템(271)이라고도 지칭되는 감속 시스템(271)은 토크 튜브(254)가 고속, 저 토크 동작을 위해 구성될 수 있도록 마스트 튜브(253)의 상부 단부에 배치될 수 있다. 결과적으로, 토크 튜브(254)는 상부 로터 블레이드(20)와 로터 허브(270)의 전체 비행 부하를 지탱하여야만 하는 헬리콥터를 위한 비견할만한 크기의 주 로터 샤프트에 비해 더 낮은 중량의 구성으로 이루어질 수 있다.

[0058] 도 27 내지 도 31을 참조하면, 본 발명에서 고려되는 회전익 비행체(250, 251)는 유선형 본체(260)와 고속 수평 비행에 적합한 다른 특징부를 포함한다. 본체(260)는 일부 실시예에서 일인 이상의 인간 비행사 또는 일인 이상의 승객이 탑승하도록 구성될 수 있다. 회전익 비행체(250, 251)는 공통 축(7)을 중심으로 회전할 수 있는 엔진 전동부(20, 22), 랜딩 기어(261), 유선형 마스트 슈라우드(257), 추진 프로펠러(258) 및 안정화 미부 흰(fin; 259)을 포함한다. 마스트 슈라우드(257)는 전방 항력을 감소시키기 위해 위에서 볼 때 일반적으로 단면이 에어포일형이다. 본체 외피(11)에, 그리고, 따라서, 스크류(277)에 의해 본체 외피 스탠드오프(86, 87, 88)에 고정된 마스트 슈라우드(257)가 도시되어 있으며, 본체 외피 스탠드오프는 마스트 슈라우드(257)를 마스트 튜브(253)에 고정하고, 마스트 슈라우드(257)가 공통 축(7)을 중심으로 회전하는 것을 방지한다.

[0059] 도 28 및 도 29에 설명된 바와 같이, 로터 모듈(264)은 상부 로터 블레이드(20), 하부 로터 블레이드(22), 로터 제어 조립체(255), 로터 구동 조립체(262) 및 마스트 조립체(252)를 포함한다. 로터 제어 조립체(255)는 스와시플레이트(56', 57'), 서보(58, 59) 및 피치 링크(125, 126)를 포함한다. 로터 구동 조립체(262)는 로터 축(7)을 중심으로 로터(20, 22)를 구동하기 위해 관련 구동 기어를 구비하는 모터(54, 61)를 포함한다.

[0060] 마스트 조립체(252)는 마스트 튜브(253) 내부에서 연장하고 도 32에 도시된 바와 같이 상부 마스트 베어링(273) 및 하부 마스트 베어링(274)에 의해 지지되는 토크 튜브(254)를 포함한다. 마스트 조립체(252)는 마스트 브래킷(266, 267) 및 마스트 볼트(202)에 의해 본체(260)에 고정된다.

[0061] 토크 튜브(254)는 마스트 튜브(253)보다 직경이 작아서 마스트 튜브(253)의 내부를 통해 연장하는 환형 공간(275)을 남기며, 이 환형 공간은 서보(58, 59) 및 기타 전기/전자 구성요소로의 전기 배선을 위한 도관으로서 작용한다. 배선 슬롯(265, 269)이 배선, 배관 및 연동장치(미도시)를 위한 진입 및 진출 지점으로서 제공되어 있다. 일 실시예에서, 마스트 튜브(253)는 탄소 섬유 복합체로 구성되고, 로터 블레이드(20, 22)에 의해 생성된 축방향 비행 부하를 지지하며, 특히 상부 마스트 베어링(273)에서 토크 튜브(254)의 비행중 진동을 감쇠한다. 토크 튜브(254)는 탄소 섬유, 알루미늄 또는 강철로 구성될 수 있으며, 비틀림에 추가로 수직 비행 부하를 지지할 수 있다. 마스트 베어링(273, 274)은 축방향 및 반경방향 부하를 지지하도록 구성될 수 있다. 마스트 튜브(253)가 대체로 강성적이고 비회전식이기 때문에, 마스트 조립체(252)는 대체로 하부 로터 위의 기체 구조에 의해 지지되지 않는 종래의 동축 로터 헬리콥터 상의 로터 샤프트보다 더 강하고 더 적은 진동을 생성할 수 있다.

[0062] 이제, 도 33 내지 도 36을 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 로터 제어 조립체(282)는 상부 스와시플레이트(279), 하부 스와시플레이트(280), 서보 작동기(284, 285, 286), 서보 링 장착부(288, 289) 및 세 개의 블레이드 피치 Z-링크(291)를 포함한다. Z-링크(291)가 단일 부재로서 구성될 수 있지만, 도면에는 유리 충전 나일론으로 이루어진 대체로 강성적인 Z-링크 본체(292)와 비충전 나일론 같은 더 연성적인 재료로 이루어진 두 개의 방수 유니버설 볼 링크(293, 294)로 구성되는 부품의 조립체로서 도시되어 있다. 유니버설 볼 링크(293, 294)는 Z-링크 본체(292)의 링크 리세스(299, 300) 내에 끼워지며, 스크류(295)에 의해 부착된다.

[0063] 공통 축(7)에 평행한 스와시플레이트 제어 조립체(282)라고도 지칭되는 로터 제어 조립체(282)의 모든 3개의 Z-링크(291)의 동시적이고 균일한 축방향 변위는 스와시플레이트(279) 및 스와시플레이트(280)가 공통 축(7)을 따라 축방향으로 이동하게 하며, 이는 피치 링크(119)를 변위시키고, 그에 의해 로터 블레이드(20, 22)의 콜렉터 브 피치를 동시에 변화시킨다. Z-링크(291)의 비균일 독립적 축방향 변위는 스와시플레이트(279, 280)가 동시에 경사지게 하여 로터 블레이드(20, 22)의 사이클릭 피치 제어를 유도한다. 또한, Z-링크(291)는 링 장착부(288, 298)에 취부된 회전방지 템(287)에 의해 공통 축(7)에 평행하게 이동하고 스와시플레이트 회전방지 링크로서 작용하도록 속박된다.

- [0064] Z-링크 본체(292)는 방향(298)으로 공통 축(7)에 평행한 Z-링크(291)의 비균일 축방향 변위가 스와시플레이트(279) 및 스와시플레이트(280)가 서로 다른 방향으로 경사지게 하여 로터 블레이드(20, 22)의 상대적 사이클릭 위상 각도에 영향을 주도록, 고정된 차등 위상 각도(290)로 유니버설 볼 링크(293, 294)를 보유하도록 구성된다. 차등 위상 각도(290)는 90도로 도시되어 있지만, 로터 블레이드(20, 22)의 특성 및 그 회전 속도에 따라서 약 60 내지 약 120도 사이에 있을 수 있다. 차등 위상 각도(290)는 유니버설 볼 링크(293, 294)의 길이를 변경함으로써 변할 수 있다.
- [0065] Z-링크(291)는 상부 로터 블레이드(20)와 하부 로터 블레이드(22)의 사이클릭 위상 각도를 정렬시킨다. 로터 위상 각도는 회전 로터 블레이드의 로터 시스템에 대한 스와시플레이트의 사이클릭 피치 제어 입력과 결과적인 로터 블레이드의 플랩핑 운동 및 로터 디스크의 명시적 경사 사이에서 측정된 각도로서 설명될 수 있다. 일반적으로, 단일 로터 헬리콥터의 위상 각도는 90도에 가깝다.
- [0066] 그러나, 동축 로터 헬리콥터의 상부 및 하부 블레이드의 공기역학적 상호작용에 기인하여, 동축 로터 헬리콥터의 각 로터의 로터 위상 응답은 90도와는 매우 다르다. 도 37에 예시된 바와 같은 예에 대하여, 상부 스와시플레이트(279) 및 하부 스와시플레이트(280)가 방향(297)으로 전향 경사지는 경우, 상부 로터 블레이드(20)는 상부 로터 위상 방향(302)으로 경사지는 것으로 나타나고, 하부 로터 블레이드(22)는 하부 로터 위상 방향(303)으로 경사지는 것으로 나타나며, 이는 절대 상부 및 하부 로터 위상 각도가 각각 약 45도라는 것을 의미한다. 따라서, 위상 각도 편차(304)는 약 90도이다. 상부 스와시플레이트(279) 및 하부 스와시플레이트(280)가 경사 이전에 Z-링크(291)의 고정 차등 위상 각도(290)에 의해 공통 축(7)을 중심으로 각각 45도 회전되는 경우, 이때, 상부 로터 블레이드(20) 및 하부 로터 블레이드(22)는 양자 모두 방향(297)로 경사지는 것으로 나타난다. 이 지점에서, 상부 로터 블레이드(20) 및 하부 로터 블레이드(22)는 서로 동일 위상에 있다고 말할 수 있다. 서로 동일 위상으로 반응하는 로터들은 강력한 제어력을 생성한다.
- [0067] 도 38 및 도 39에 예시된 바와 같이, 본 발명에 따른 회전의 비행체는 유선형 동체 또는 본체(260), 회전의 항공기 동력 및 제어 시스템(306), 수직 양력을 생성할 수 있는 동축 엔진(307) 및 수평 추력을 생성할 수 있는 후방지향 프로펠러(258)를 포함한다.
- [0068] 동작시, 모터 또는 엔진(309)으로부터의 동력을 제1 스테이지 피니언 기어(311)를 회전시키고, 이 제1 스테이지 피니언 기어(311)는 도 38 및 도 39에 설명된 바와 같이 반대 방향으로 크라운 기어(312, 313)를 회전시킨다. 크라운 기어(312)는 하부 로터 메인 기어(316)와 하부 로터(22)를 구동하는 제2 스테이지 피니언(314)에 전달 샤프트에 의해 연결된다. 크라운 기어(313)는 제2 스테이지 피니언(315)에 전달 샤프트에 의해 연결되며, 제2 스테이지 피니언(315)은 상부 로터 메인 기어(317), 마스트(319) 내부의 토크 튜브(254) 및 상부 로터(20)를 구동한다. 폴리(321, 322) 및 V-벨트(323)로 구성되는 벨트 구동 시스템은 모터(309)의 후방 단부로부터 프로펠러 샤프트(324)를 구동한다.
- [0069] 도 40에 예시된 바와 같이, 본 발명에 따른 비회전 구조 마스트(319)는 기계적 및 전기적 동력과 신호 전달 구성을 양자 모두를 수용하기 위한 내부 통로 또는 도관(325)을 갖도록 구성된다. 마스트(319)는 중앙 컬럼(326)과 외부 외피(327)를 분리 및 강성화하도록 기능하는 반경방향 연장 리브(328)에 의해 연결되고 단면이 대체로 원형인 외부 외피(327)와 중앙 컬럼(326)을 포함할 수 있다. 동작시, 토크 튜브(254)는 마스트(319) 아래에 위치된 동력원으로부터 마스트(319)의 상부 단부(318) 부근에 위치된 로터 블레이드(20)로 회전 운동을 전달하기 위해 중심 컬럼(326) 내부에서 베어링(273, 274)(도 32 참조) 사이에서 연장한다. 베어링(273, 274)은 중앙 컬럼(326)의 내부에 마스트를 정렬하고, 토크 튜브(254)가 굴곡되거나 중앙 컬럼(326)의 내부 표면과 접촉하는 것을 방지한다. 토크 튜브(254)는 내부 도관(325) 내의 외부 외피(327)와 중앙 컬럼(326) 사이에 위치되어 있는 날개부, 배관, 호스 및 연동장치(미도시)로부터 기계적으로 분리된다. 본질적으로, 중앙 컬럼(326), 외부 외피(327) 및 리브(328)는 복수의 신호 및 동력 도관을 형성하고, 이들은 마스트(319) 내부에서 연장하는 기계, 전기 및 유체 동력 및 신호 라인을 효과적으로 분리시킨다.
- [0070] 도 41 내지 도 43을 참조하면, 본 발명에 따른 비회전 구조 마스트(330)는 하부 로터(22) 아래에 위치된 서보 작동기(미도시)로부터 스와시플레이트(279, 280)로 기계적 제어 신호를 전달하는 스와시플레이트 연동장치(332)를 수용하기 위해 6개 내부 통로(331)를 갖도록 구성된다. 마스트(330)는 중앙 컬럼(333)과 외부 외피(334)를 포함할 수 있으며, 이들은 일반적으로 단면이 원형이고 중앙 컬럼(333)과 외부 외피(334)를 분리 및 강성화하도록 기능하는 반경방향 연장 리브(335)에 의해 연결되어 있다. 동작시, 토크 튜브(254)는 로터 블레이드(22) 아래에 위치된 동력원으로부터 마스트(330)의 상부 단부(336) 부근에 위치된 로터 블레이드(20)로 회전 운동을 전달하기 위해 중앙 컬럼(326) 내부에서 연장한다.

[0071] 배선, 배관, 호스(미도시) 및 스와시플레이트 연동장치(332)를 수용하기 위해 개구 또는 슬롯(342)이 외부 외피(334)에 제공된다. 본 발명의 특징은 리브(335) 및 중앙 컬럼(333)이 개구(342) 둘레에서 구조 부하를 전달하고, 그에 의해, 특히 다수의 동력 및 신호 라인이 마스트(330)를 통해 지나가고 외부 외피(334)의 대부분에 슬롯 또는 구멍이 천공되는 경우에 마스트(330)의 구조적 완전성을 향상시킨다. 다른 특징은 개구(342)가 마스트(330)의 단부(337)까지 완전히 연장함으로써 정비 작업 동안 항공기로부터 마스트(330)의 제거를 가능하게 한다는 점이다. 일 실시예에서, 마스트(330) 내부에서 연장하는 동력 및 신호 라인은 내부 통로(331)를 통해 쉽게 끼워질 수 없는 플러그 및 커넥터를 먼저 제거하지 않고 제거 및 재설치될 수 있으며, 그에 의해, 정비 비용을 감소시킨다. 본 발명의 또 다른 특징은 마스트(330)가 예로서, 알루미늄 합금 7075로부터 압출 공정으로 또는 저중량 고강도를 위해 에폭시 합침 탄소 섬유로부터의 인발 공정으로 경제적으로 제조될 수 있다는 것이다.

[0072] 도 44a 및 도 44b에 도시된 바와 같이, 각 스와시플레이트 연동장치(332)는 하부 슬라이더(338), 상부 슬라이더(339), 슬라이더 푸시로드(340) 및 피치 제어 링크(341)로부터 조립될 수 있다. 하부 슬라이더(338)는 마스트(330)의 내부 통로(331) 내부에서 축방향으로 스와시플레이트 연동장치(332)를 이동시키도록 서보 작동기(미도시)에 연결될 수 있다. 상부 슬라이더(339)는 스와시플레이트 슬라이더(332)라고도 지칭되는 스와시플레이트 연동장치(332)의 축방향 이동을 스와시플레이트(279, 280)에 전달하는 피치 제어 링크(341)에 피봇식으로 연결된다. 나사 단부를 구비하고 상부 슬라이더(339)와 하부 슬라이더(338)를 단일체로서 이동하도록 강성적으로 연결하는 슬라이더 푸시로드(340)가 도시되어 있다.

[0073] 하부 슬라이더(338)에 연결된 세 개의 서보 작동기(미도시)는 상부 스와시플레이트(279)와 로터 블레이드(20)의 사이클릭 및 콜렉티브 피치를 제어하도록 세 개의 스와시플레이트 연동장치(332)를 이동시키도록 협력할 수 있다. 하부 슬라이더(338)에 연결된 세 개의 추가적 서보 작동기(미도시)는 하부 스와시플레이트(280)와 로터 블레이드(22)의 사이클릭 및 콜렉티브 피치를 제어하도록 세 개의 스와시플레이트 연동장치(332)를 이동시키도록 동작할 수 있다. 피치 제어 링크(341)를 구비하는 것으로 도면에 도시되어 있지만, 스와시플레이트 연동장치(332)는 또한 피치 제어 링크(341) 대신 Z-링크(291)를 포함할 수도 있으며, 이 경우, 로터 블레이드(20, 22) 양자 모두의 사이클릭 및 콜렉티브 피치 제어를 위해 단지 세 개의 서보가 요구된다.

[0074] 도 45 및 도 46에 예시된 바와 같이, 본 발명에 따른 회전의 비행체(350)는 유선형 동체 또는 본체(351), 수직 양력을 생성할 수 있는 엔회전 로터 블레이드(미도시)를 구비한 동축 엔회전 로터 시스템 및 수평 추력을 생성할 수 있는 후방 지향 플로펠러(353)를 포함한다. 비회전 백본 또는 마스트(330)는 마스트(330) 배후에 위치된 복수의 회전 출력 서보 작동기(354)와 마스트(330) 전방에 위치된 복수의 회전 출력 서보 작동기(355)를 지지한다. 서보 작동기(354, 355)는 고속 전진 비행시 서보 작동기(354, 355)의 전방 지향 표면적을 감소시키도록 종방향 축(356) 및 공통 축(7)에 의해 형성되는 종방향 연장 평면에 근접하게 배치되도록 구성된다. 이는 서보 작동기(354, 355)를 덮기 위해 요구되는 슈라우드(도 27의 슈라우드(257) 및 도 48에 도시된 슈라우드(368) 와 유사하지만 도시되어있지는 않음)의 폭을 감소시키고, 고속 전진 비행시 공기역학적 항력을 최소화한다. 슈라우드(257) 같은 유선형 마스트 슈라우드를 장착하기 위해 도 46에 도시된 바와 같이 볼트 구멍(357)이 제공된다. 본 발명의 한 가지 특징은 전진 비행시 항력을 감소시키기 위해 마스트 조립체의 폭을 최소화하도록 마스트(330)의 전방 및 배후에 서보 작동기(354, 355) 같은 제어 시스템 구성요소가 배치된다는 점이다.

[0075] 회전의 비행체(360)의 다른 실시예가 예로서 도 47 내지 도 57에 도시되어 있다. 회전의 비행체(360)는 유선형 동체 또는 본체(361), 수직 양력을 생성할 수 있는 엔회전 로터 블레이드(362, 375)를 구비하는 동축 엔회전 로터 시스템 및 수평 추력을 생성할 수 있는 후향 지향 프로펠러(353)를 포함한다. 비회전 마스트(364)는 마스트 슬리브(366) 및 복수의 선형(스크류타입) 서보 작동기(365)를 지지한다. 일 실시예에서, 선형(스크류타입) 서보 작동기(365)는 그로부터 돌출하는 브래킷 또는 아암에 의해 그에 장착되는 무그(Moog) 모델 880 전기 선형 서보 작동기일 수 있다. 서보 작동기(365)는 고속 전진 비행시 마스트 슈라우드(368)의 공기역학적 항력과 폭을 감소시키기 위해 종방향 축(367) 및 공통 축(7)에 의해 형성된 종방향 연장 평면에 매우 근접하게 배치되도록 구성된다. 예로서, GE T700 터보しゃ프트 엔진일 수 있는 엔진(363)이 기어 박스(369), 상부 로터 구동 기어(370) 및 하부 로터 토크 투브(379)를 통해 공통 축(7)을 중심으로 상부 로터(362)를 회전시키고, 하부 로터 샤프트(380)에 부착된 하부 로터 구동 기어(371)와 기어박스(369)를 통해 하부 로터(375)를 회전시키도록 제공된다.

[0076] 본 발명의 특징은 비회전 마스트(364)가 고속 전진 비행시 마스트 슈라우드(368)에 의해 생성되는 공기 웨이크의 장점을 취하도록 마스트 슈라우드(368)의 내부에 항공기 구성요소를 지지할 수 있다는 점이다. 예로서, 유압 모터와 유압 밸브를 포함하는 전자 또는 유압 구성요소(372)와 안테나(373)는 일부 실시예에서 비회전 브래킷(374)에 의해 지지될 수 있다. 이는 동체(361)라고도 지칭되는 회전의 비행체(360)의 본체(361) 내부의 공간

요구를 감소시키며, 서보 작동기(365)에 더 근접하게 전자 또는 유압 구성요소를 배치한다.

[0077] 비회전 마스트(364)는 금속 또는 탄소 섬유 복합체 재료로 제조될 수 있으며, 도 50 내지 도 52에 제시된 바와 같이 전기 버스 인레이(inlay)(378)를 수용하도록 마스트(364)의 외부 표면을 따라 축방향으로 연장하는 채널(376)을 포함한다. 전기 버스 인레이(378)는 상부 및 하부 로터(362, 375) 사이의 지점(390)으로부터 하부 로터(375) 아래, 그리고, 상부 로터 구동 기어(370)와 하부 로터 구동 기어(371)의 사이의 지점(391)으로 연장하여 회전의 비행체(360)의 동체(361)에 위치된 구성요소로부터 상부 로터(362) 위 또는 하부 로터(375)와 상부 로터(362) 사이에 위치된 다른 구성요소로 전기 및/또는 유압 동력 및 신호의 전달을 용이하게 한다. 전기 버스 인레이(378)는 실리콘 같은 비전도 재료로 이루어진 보호 외피를 포함할 수 있고, 복수의 구리 전도체 또는 호스(382)를 포함할 수 있다. 일 실시예에서, 마스트 슬리브(366)는 스와시플레이트(384, 385)를 위한 매끄러운 외부 연장 표면과 서보 작동기(365) 및 브래킷(374)을 위한 장착 표면을 제공하도록 마스트(364) 위로 밀어 넣어진다. 서보 작동기(365) 및 비행 제어 시스템 전자장치(미도시) 같은 다른 구성요소까지의 전기 또는 유압 연결(미도시)을 위한 구리 전도체 또는 호스(382)에 대한 접근로를 제공하기 위해 마스트 슬리브(366) 내에 개구(387)가 제공될 수 있다. 동작시, 복수의 전기 배선 및/또는 유압 호스(명료성을 위해 미도시)는 구리 전도체 또는 호스(382)에서 버스 인레이(378)에 연결되어 전기 또는 유압 동력 및 신호를 비행 관리 시스템 컴퓨터(미도시), 서보 구동부(미도시), 유압 모터(372), 유압 밸브(미도시) 및 발전기(미도시) 같은 기타 시스템 구성요소로, 그리고, 그들로부터 전달할 수 있다. 견고한 트러스 구조(388)가 제공되어 회전의 비행체(360)의 동체(361)에 마스트(364)를 연결한다.

[0078] 본 발명의 중요한 특징은 고속 비행시 공기역학적 항력의 감소이다. 마스트 슈라우드(368)의 폭 및 관련 항력을 감소시키기 위해, 스와시플레이트(384, 385)는 도 53에 예시된 바와 같이 종방향 축(367) 및 공통 축(7)에 의해 형성되는 종방향 연장 평면에 매우 근접하게 모든 6개 서보 작동기(365)를 배치하도록 구성된다. 스와시플레이트 아암(392, 393)은 아암(393, 394)보다 서로 더 근접하다. 도 54에 도시된 바와 같이, 각도(395)는 약 90도 이하이다. 또한, 스와시플레이트(384, 385)는 공통 축(7)을 중심으로 서로에 대해 180도 회전되어 있으며, 그래서, 서보 작동기(365)는 매우 소형의 설치를 위해 마스트 슬리브(366)의 원주 둘레에 교차 배치식으로 배치(interleave)될 수 있다.

[0079] 본 발명의 한 가지 특징은 일부 실시예에서 배선 및 배관을 위한 도관으로서 이중화될 수 있는 비회전 중공 코어 튜브(40), 마스트(330, 364) 또는 십자형 비임 구조 백본이다. 기본 모듈의 키트로부터 다양한 항공기를 용이하게 조립할 수 있게 하기 위해 코어 또는 백본에 기계적 및 전기적 구성요소를 조립하는 방법 및 시스템이 설명된다.

[0080] 다른 특징은 본 발명의 동축 시스템의 로터(20, 22) 각각이 하나 이상의 별개의 전기 모터에 의해 구동되고, 모터가 로터의 대향 축부들에 배치되도록 위치되며, 모터들로의, 그리고, 그 사이에서의 동력 전달이 기계적 샤프트, 클러치 및 기어 대신 전기 배선(중공 코어를 통과하는)에 의해 달성된다는 점이다. 소형 로터 조립체는 종래의 회전 동축 샤프트를 필요로 하지 않고 로터를 회전하도록 지지한다.

[0081] 또 다른 특징은 스와시플레이트 제어 시스템 및 하나 이상의 전기 모터가 각 로터를 위해 제공될 수 있고, 각 로터의 대향 축부들에 배치되도록 위치될 수 있으며, 그에 의해, 로터를 구동 및 제어하기 위해 필요한 기계적 및 전기적 연결부를 단순화한다는 점이다. 중공 코어에 로터 시스템을 신속하고 용이하게 조립하기 위해 로터 모듈이 제공된다. 다수의 로터 모듈 및 스와시플레이트가 모듈 내에 수납된 서보들의 단일 그룹에 의해 제어된다.

[0082] 본 발명의 다른 특징은 상부 및 하부 로터의 차등 위상 제어를 동시적으로 생성하기 위한 위상 링크의 제공이다. 일부 실시예에서, 고정 위상 링크는 동축 로터 제어를 위해 일반적으로 요구되는 4개 내지 6개 서보 대신 단 세 개의 로터 제어 서보에 의한 양 로터의 콜렉티브 및 사이클릭 제어를 제공할 수 있다.

[0083] 다른 특징은 동축 헬리콥터의 상부 및 하부 로터 블레이드의 전체적 콜렉티브 및 사이클릭 제어가 상부 및 하부 블레이드 사이의 축방향 거리가 최소화될 수 있도록 하부 로터 아래에 위치된 서보 작동기에 의해 달성될 수 있다는 점이다.

[0084] 다른 특징은 유선형 비회전 본체 외피가 동축 헬리콥터의 상부 및 하부 회전 블레이드 사이에 장착됨으로써 고속 전진 비행시 항력을 감소시킬 수 있다는 점이다.

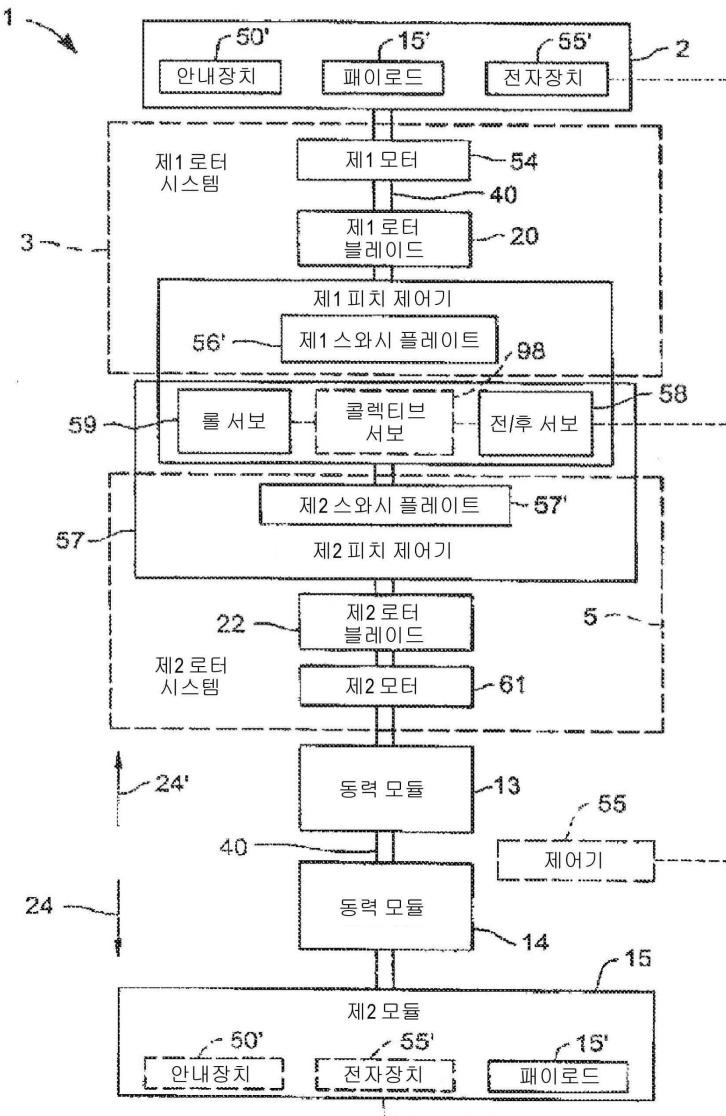
[0085] 일 실시예의 또 다른 특징은 동력 및 제어 신호가 하부 로터 블레이드 아래에 위치된 지점으로부터 로터 블레이드들 사이에 위치된 지점으로 통과할 수 있어서 로터 제어 시스템, 라디오 전자장치, 안테나 및 다른 전기 및

제어 시스템 구성요소를 로터 블레이드들 사이에 위치시키기가 용이하므로 고속 전진 비행시 블레이드들과 그 사이의 공간의 생산적 사용을 가능하게 한다는 점이다.

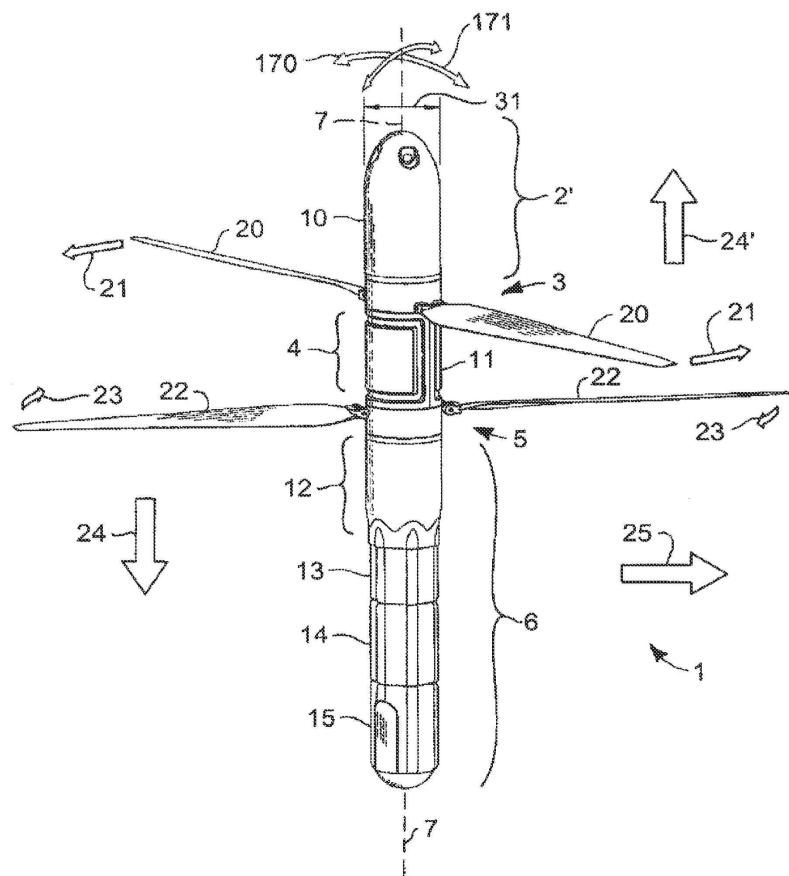
- [0086] 일 실시예의 또 다른 특징은 마스트 투브(253) 내에서 연장하면서 로터 블레이드(22) 아래에 위치된 엔진 또는 모터(54)에 연결되는 토크 투브(254)에 의해 상부 로터 블레이드(20)가 구동될 수 있다는 점이다. 상부 및 하부 로터 양자 모두는 필요시 로터 아래에 위치된 단일 가스 동력식 엔진에 의해 구동될 수 있다.
- [0087] 추가적 특징은 절첩형 로터 블레이드(148, 149)가 비균등 길이로 이루어진다는 점이다. 엇회전 로터(3, 5)를 갖는 본 발명에서, 비균등 길이의 절첩형 블레이드(148, 149)는 블레이드가 비상 착륙 동안 고속으로 절첩되어 블레이드가 서로 접촉할 기회를 감소시킨다는 점이다.
- [0088] 로터 블레이드(20, 22) 사이에 본체 외피(11) 또는 다른 유형의 공기역학적 유선형구조를 지지하도록 엇회전 로터(20, 22) 사이에 장착 구조가 제공된다는 것이다. 본체 외피(11)는 날씨로부터 제어 조립체(255)를 보호하고, 노출된 서보(58, 59), 스와시플레이트(56', 57'), 피치로드(125, 126)라고도 지칭되는 피치 링크(125, 126)이 공기 저항을 감소시킨다.
- [0089] 본 발명의 다른 특징은 비행 중에 주 비행체로부터 분리될 수 있는 부스터 모듈(8)를 포함할 수 있는 UAV에서 에너지 및 동력 밀도를 향상시키는 방법이다. 부스터 모듈(8)은 제1 비행 위상 동안 UAV를 동작시키기 위해 제공된다. 제1 비행 위상의 종료시, 부스터 모듈은 떨어져 나가고, 그에 의해, 제2 비행 위상에서의 지속적 동작을 위해 UAV의 중량을 감소시킨다. 전기 동력식 UAV에서, 동력 모듈은 배터리 동력이 소진된 이후 비행 중에 버려지는 보조 부양면 갖거나 갖지 않는 배터리 팩 또는 또는 특정 임무에 특정한 패이로드를 포함할 수 있다.

도면

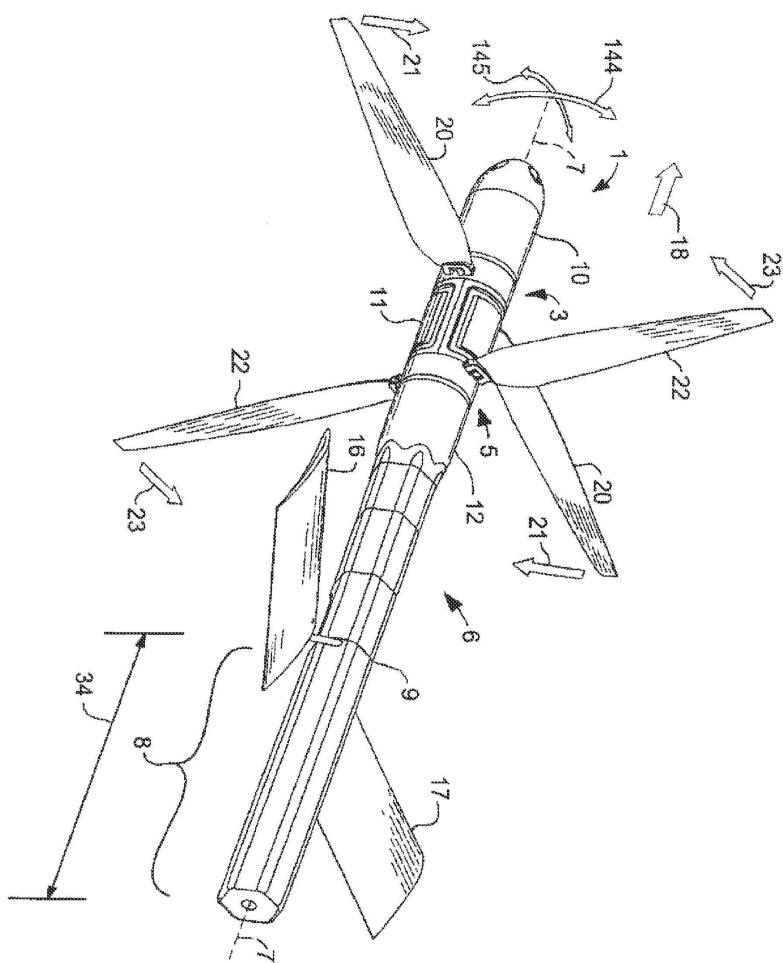
도면1



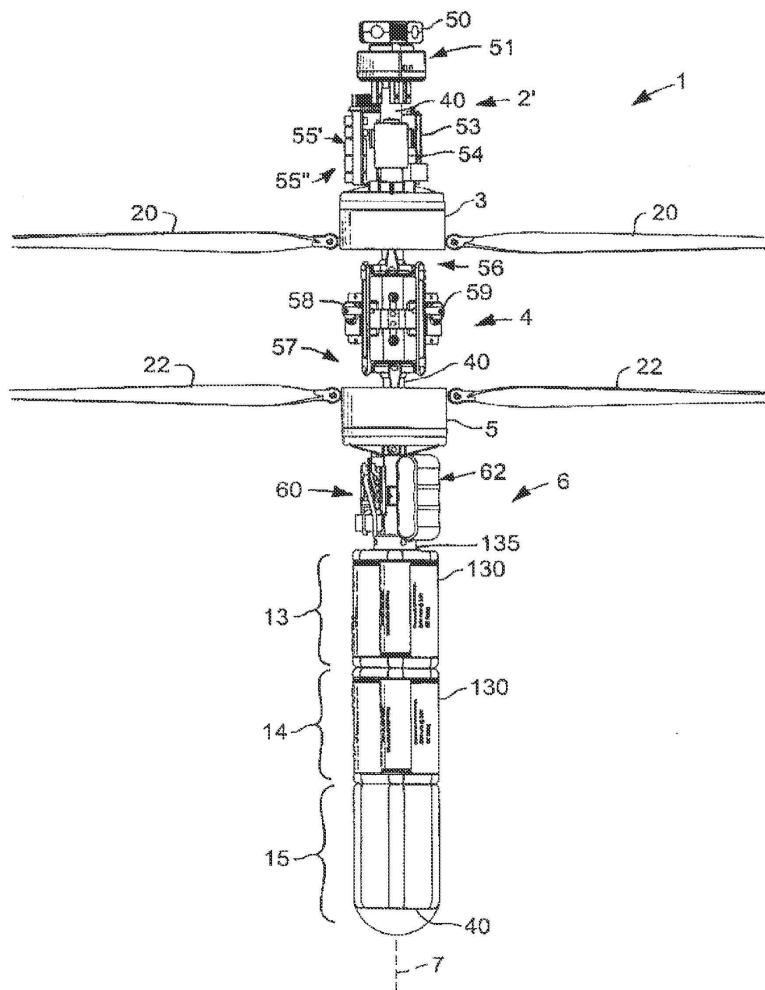
도면2a



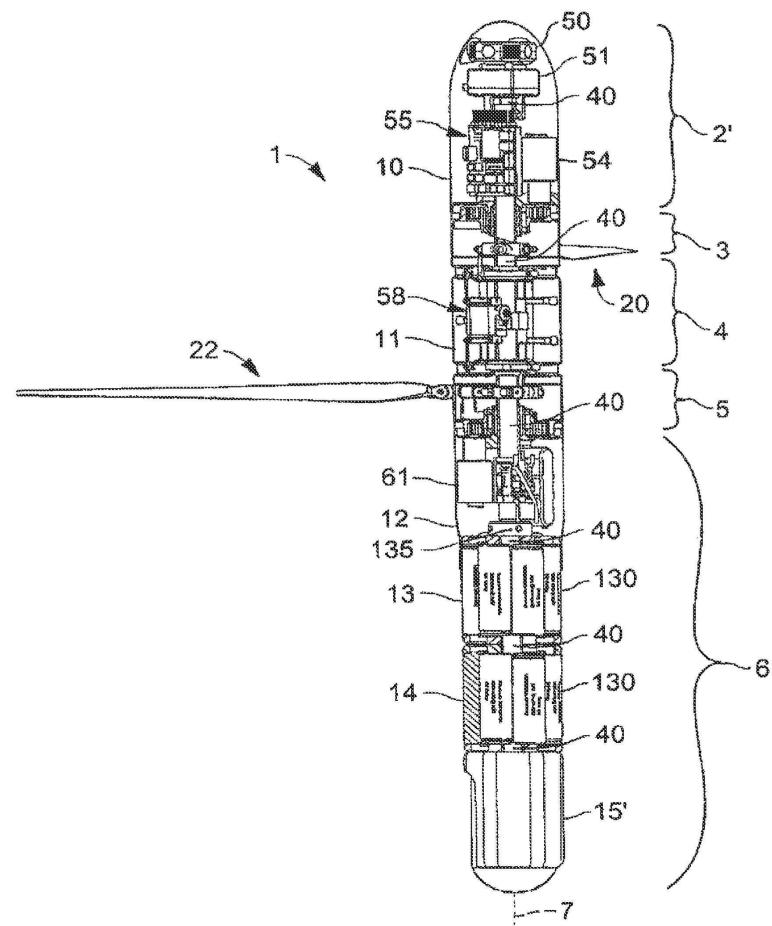
도면2b



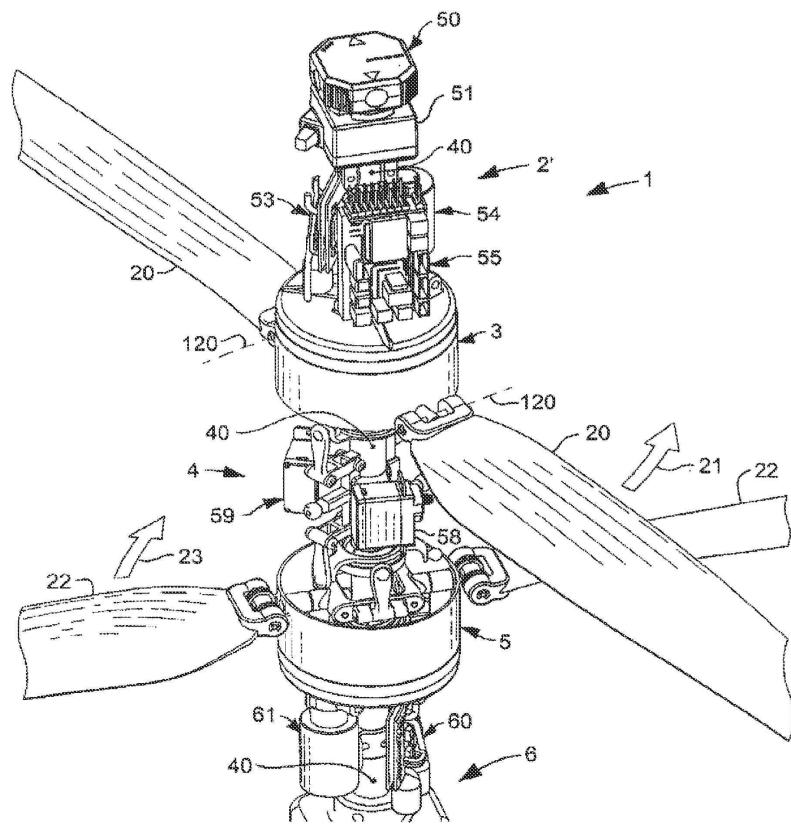
도면3



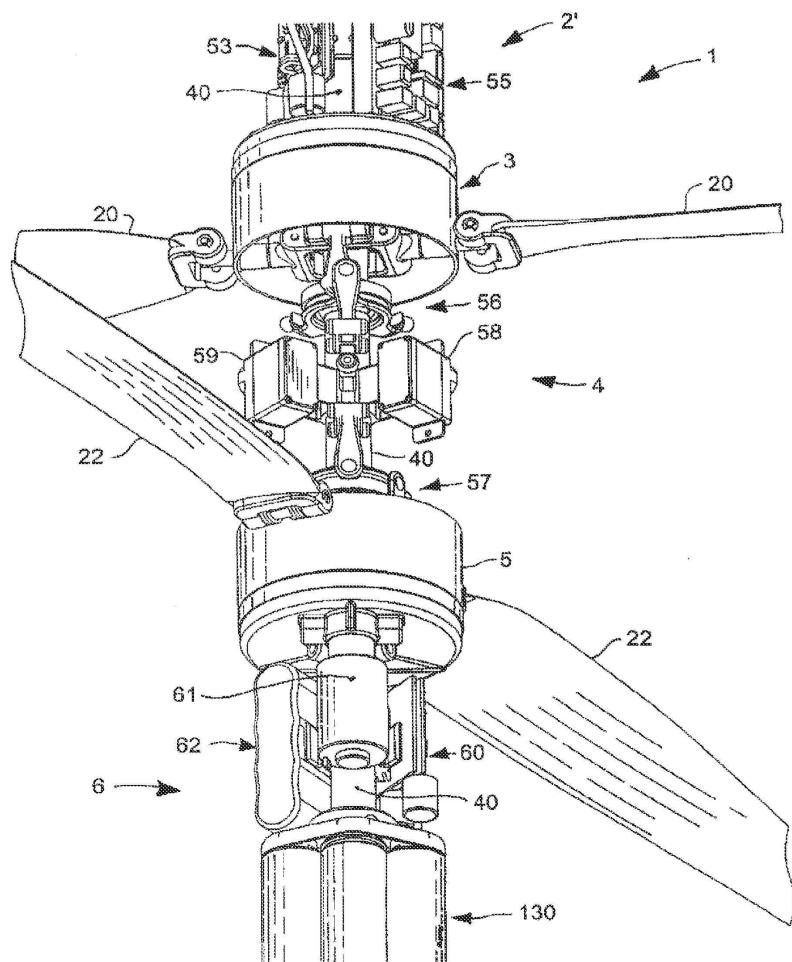
도면4



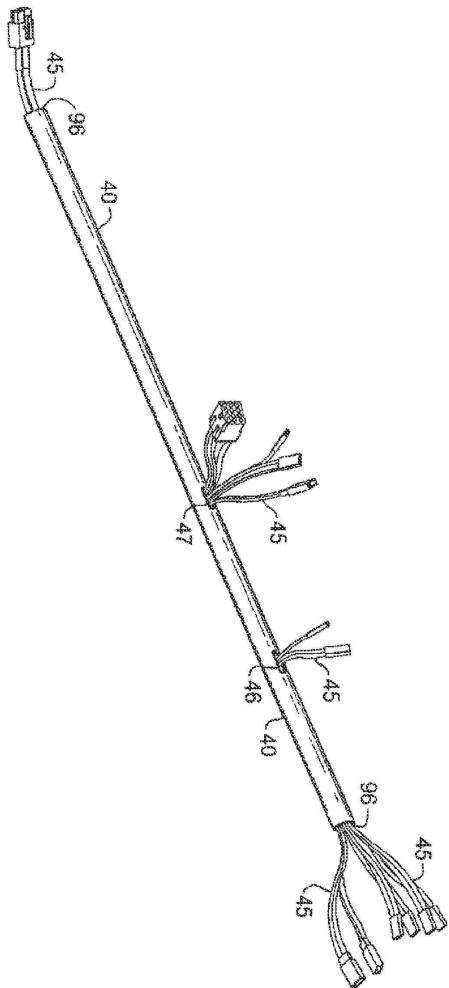
도면5



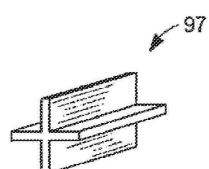
도면6



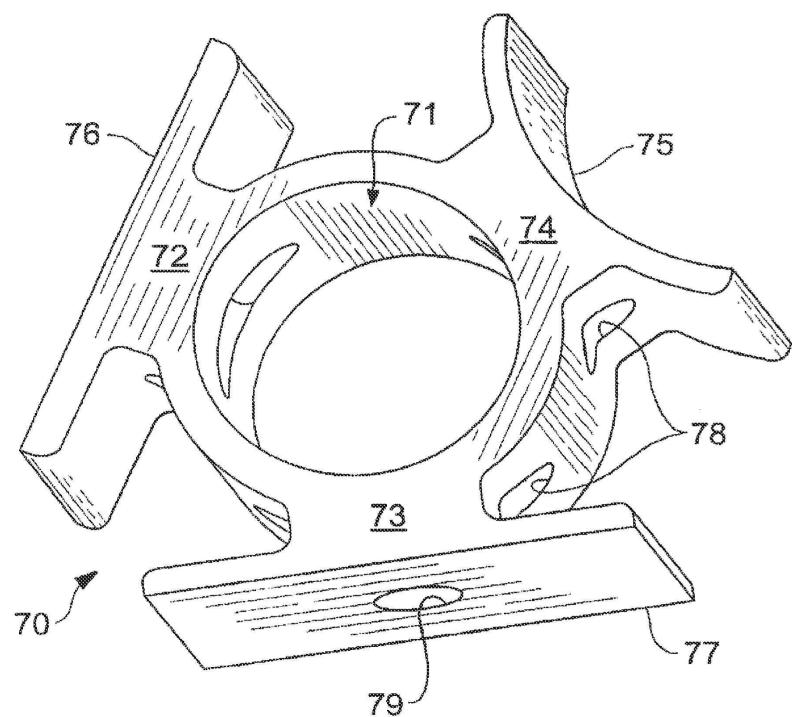
도면 7a



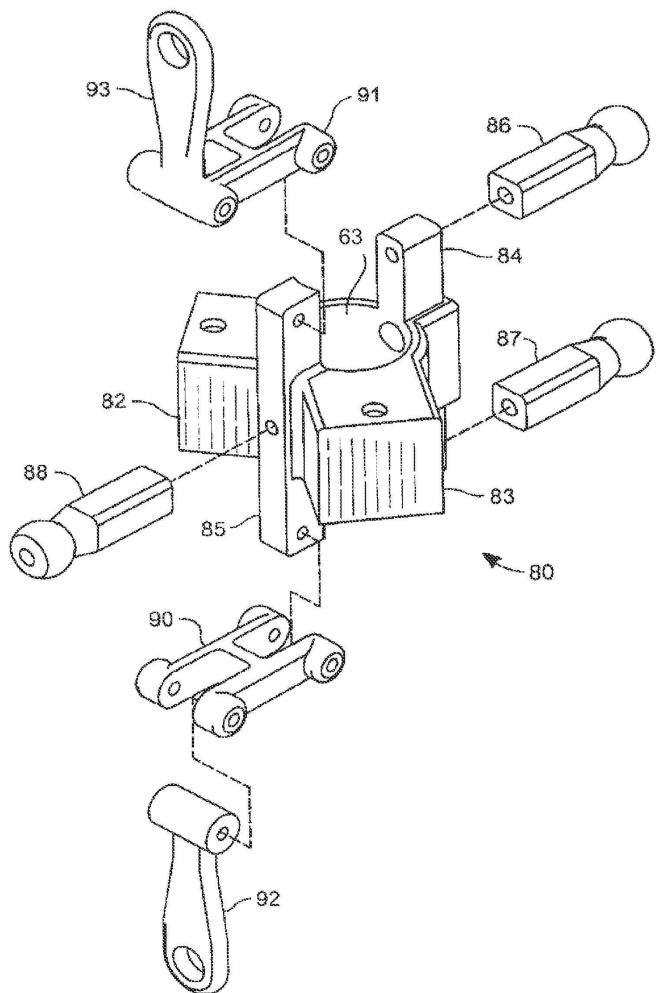
도면 7b



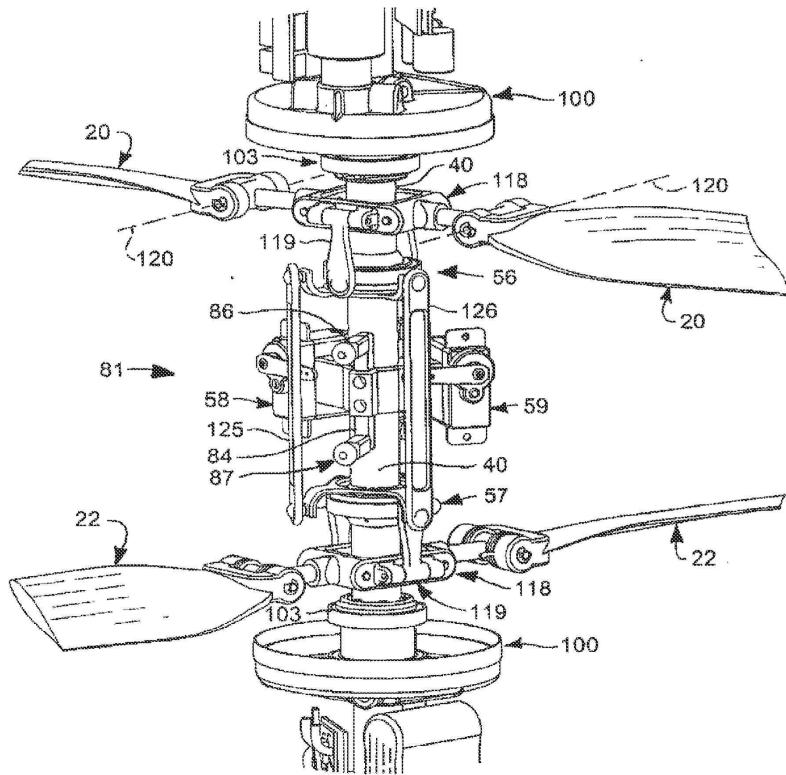
도면8



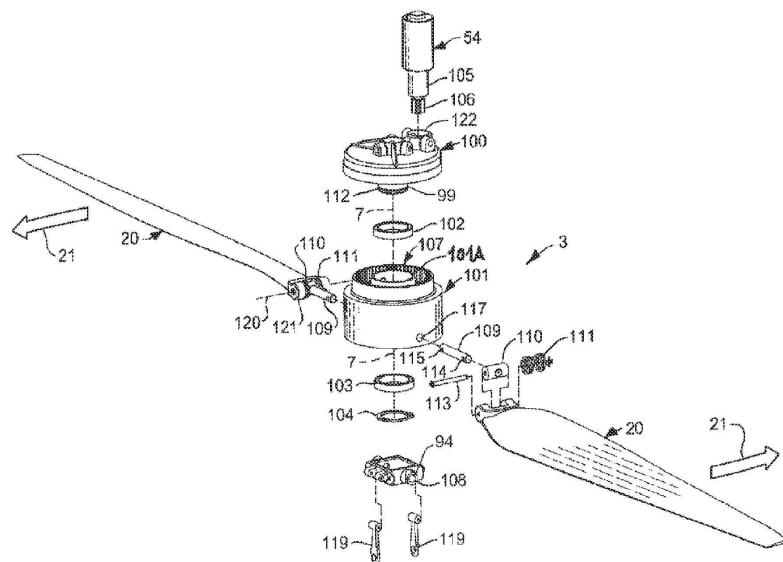
도면9



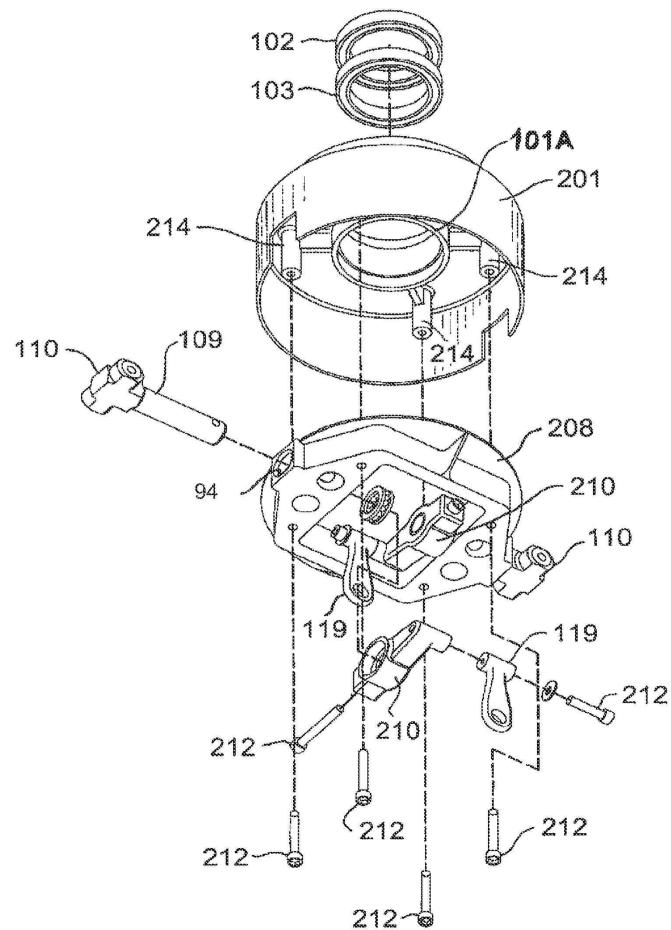
도면10



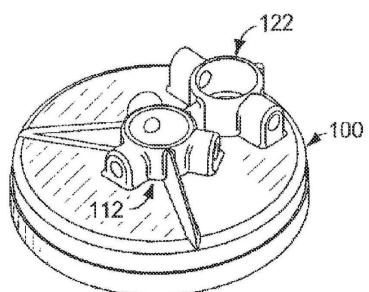
도면11a



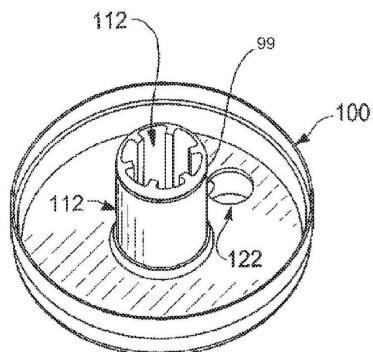
도면11b



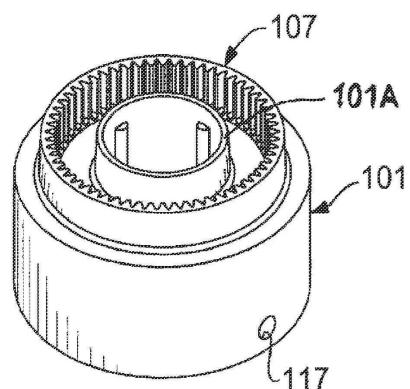
도면12a



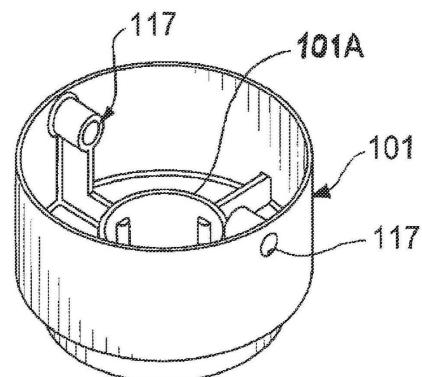
도면 12b



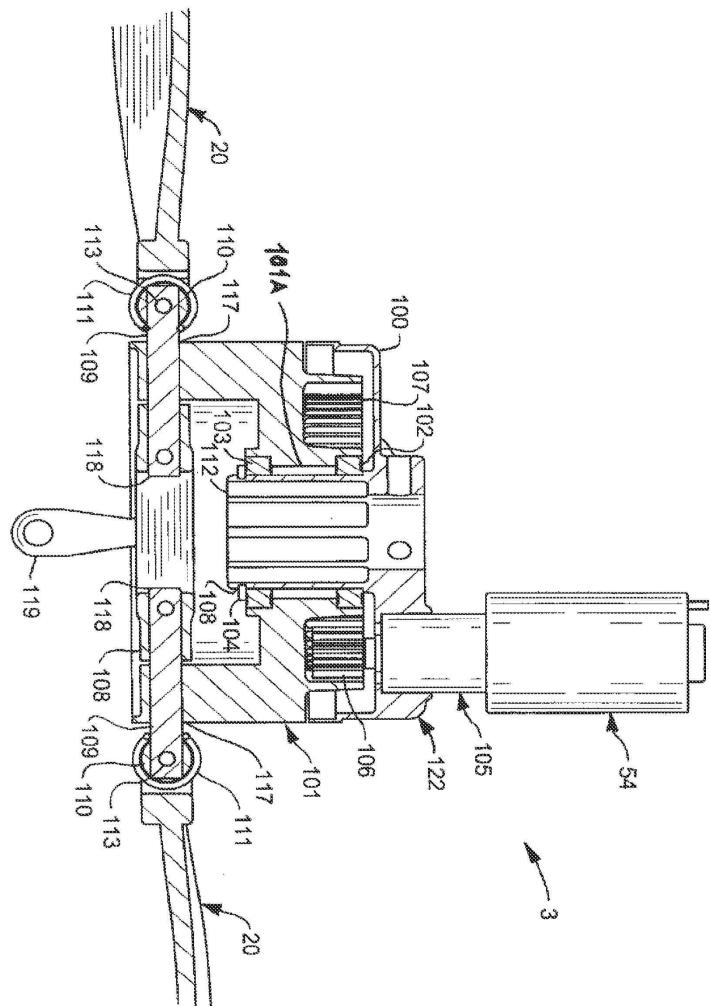
도면 13a



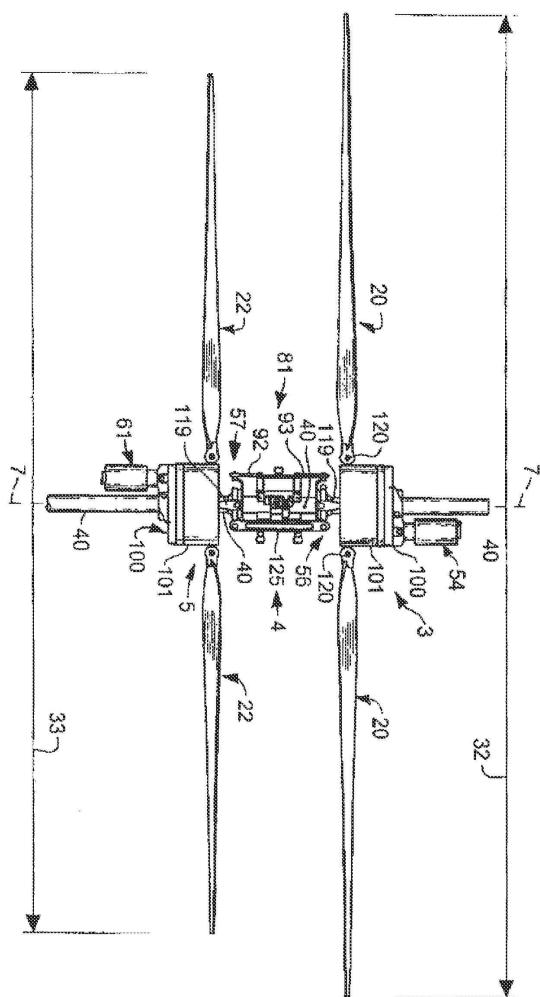
도면 13b



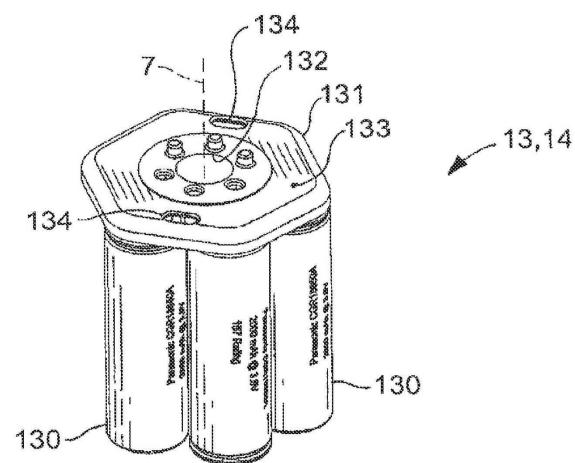
도면14



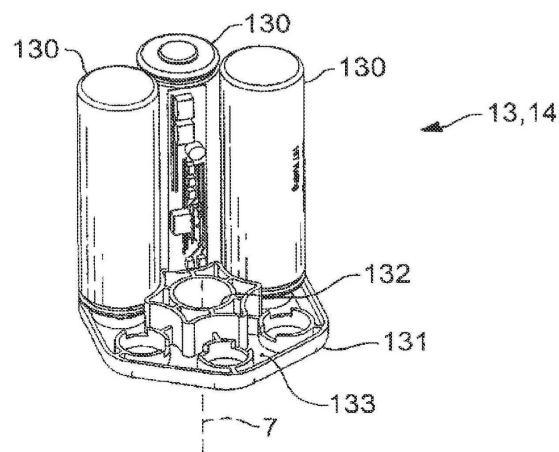
도면15



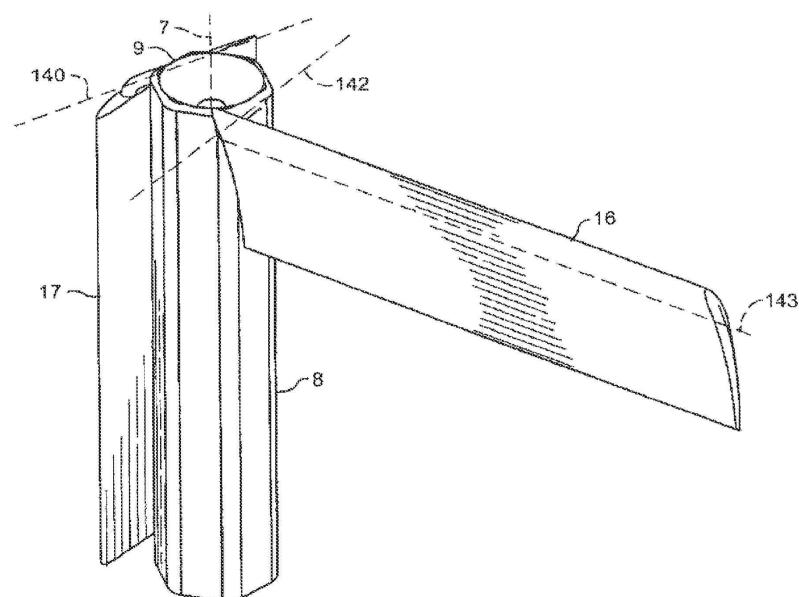
도면16a



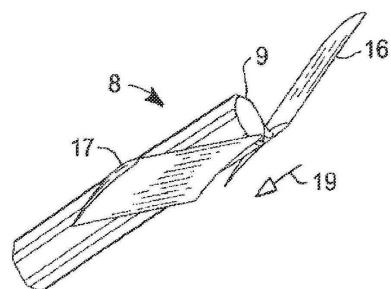
도면16b



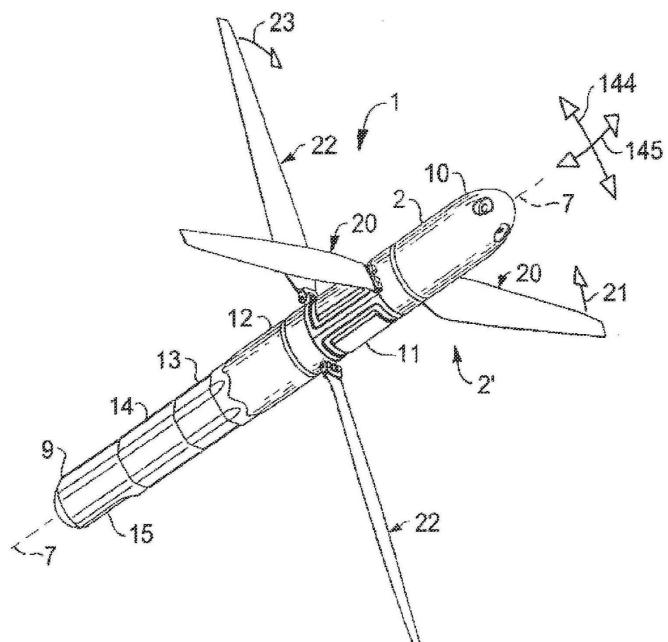
도면17



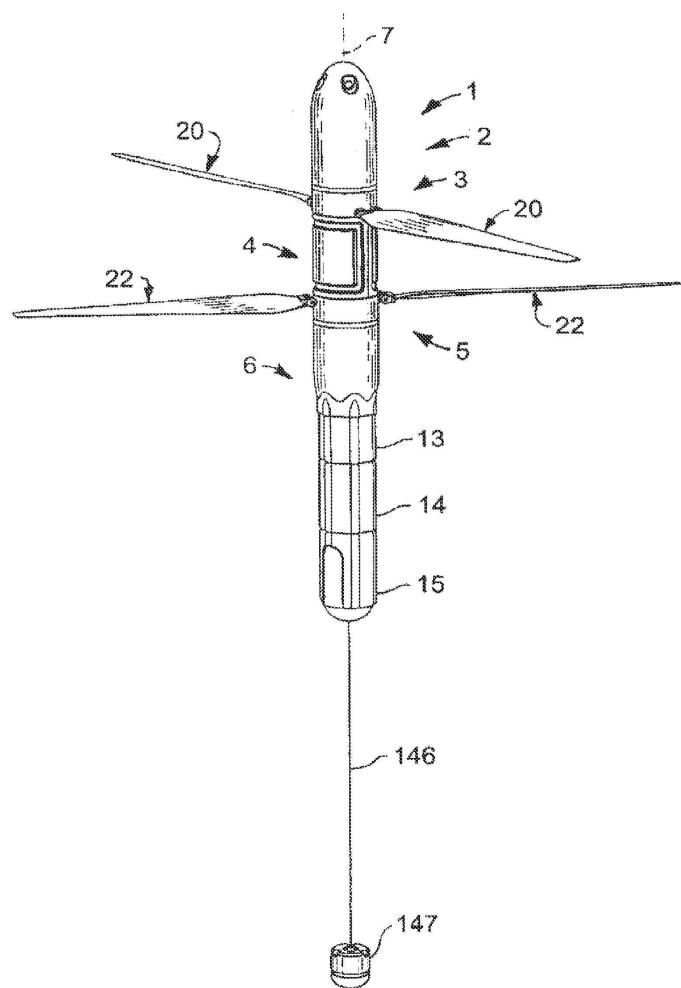
도면18a



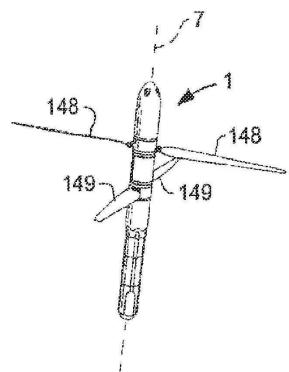
도면18b



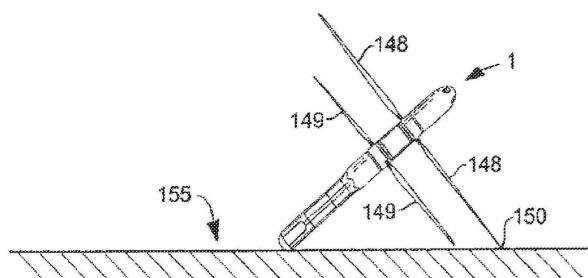
도면19



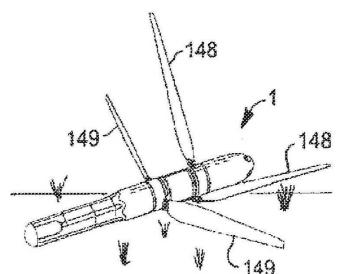
도면20a



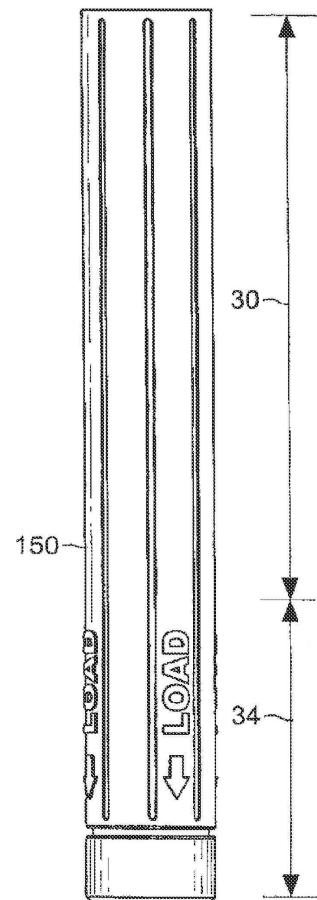
도면20b



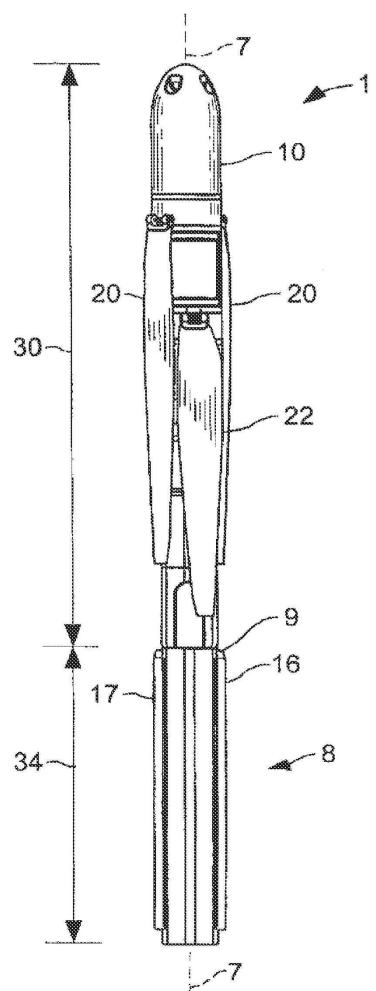
도면20c



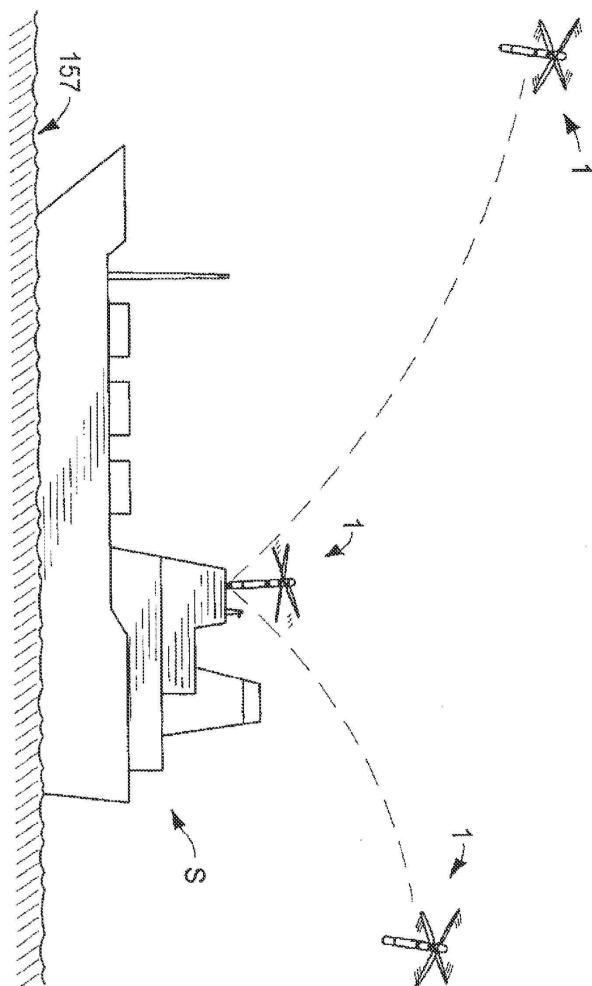
도면21a



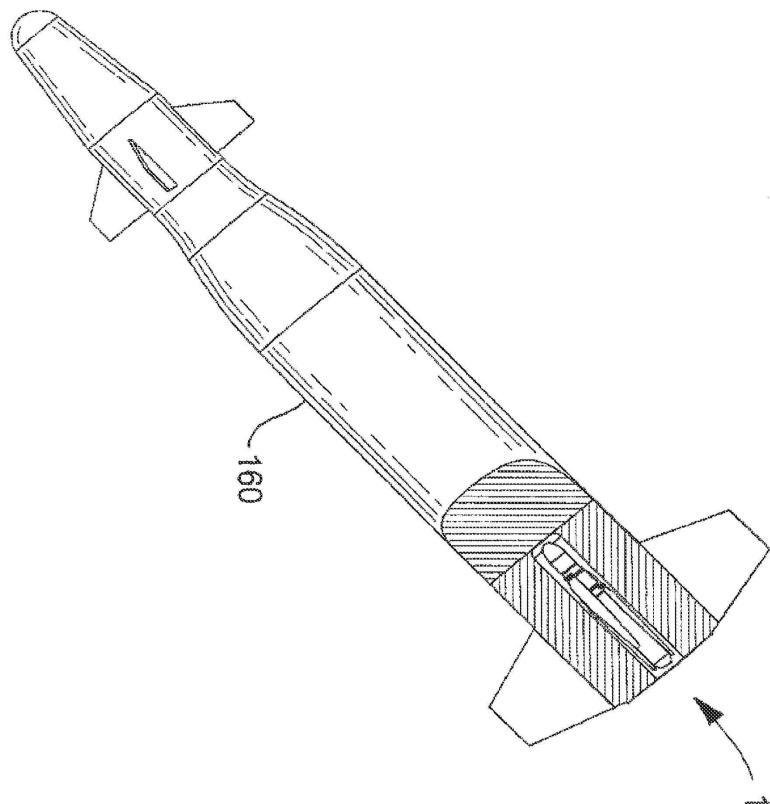
도면21b



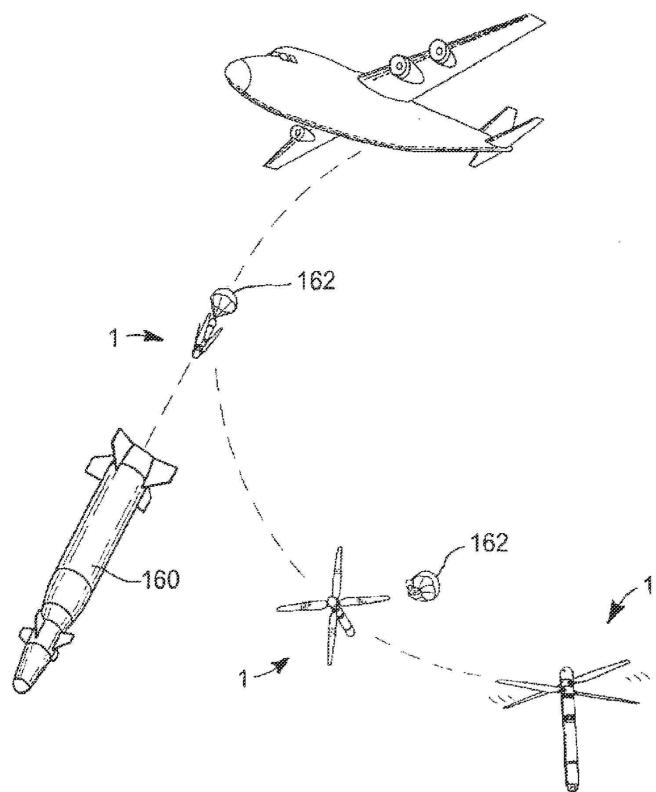
도면22



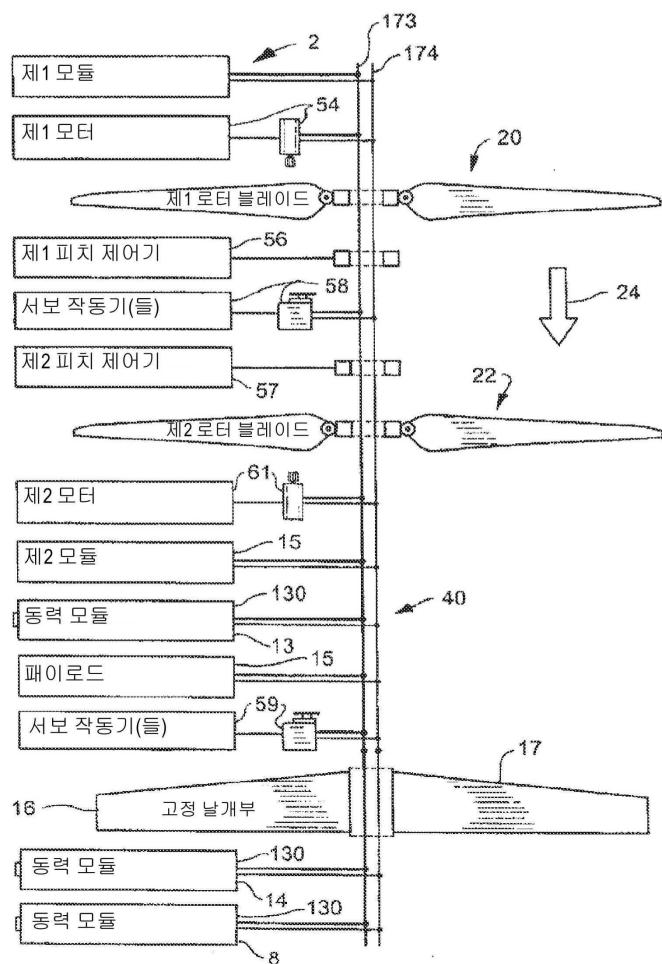
도면23



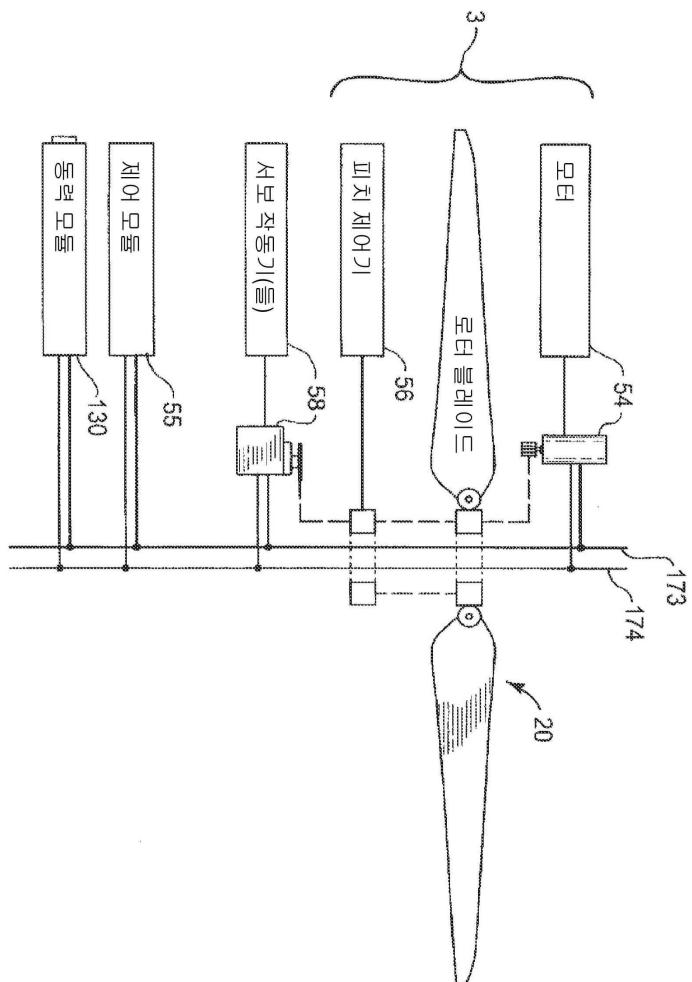
도면24



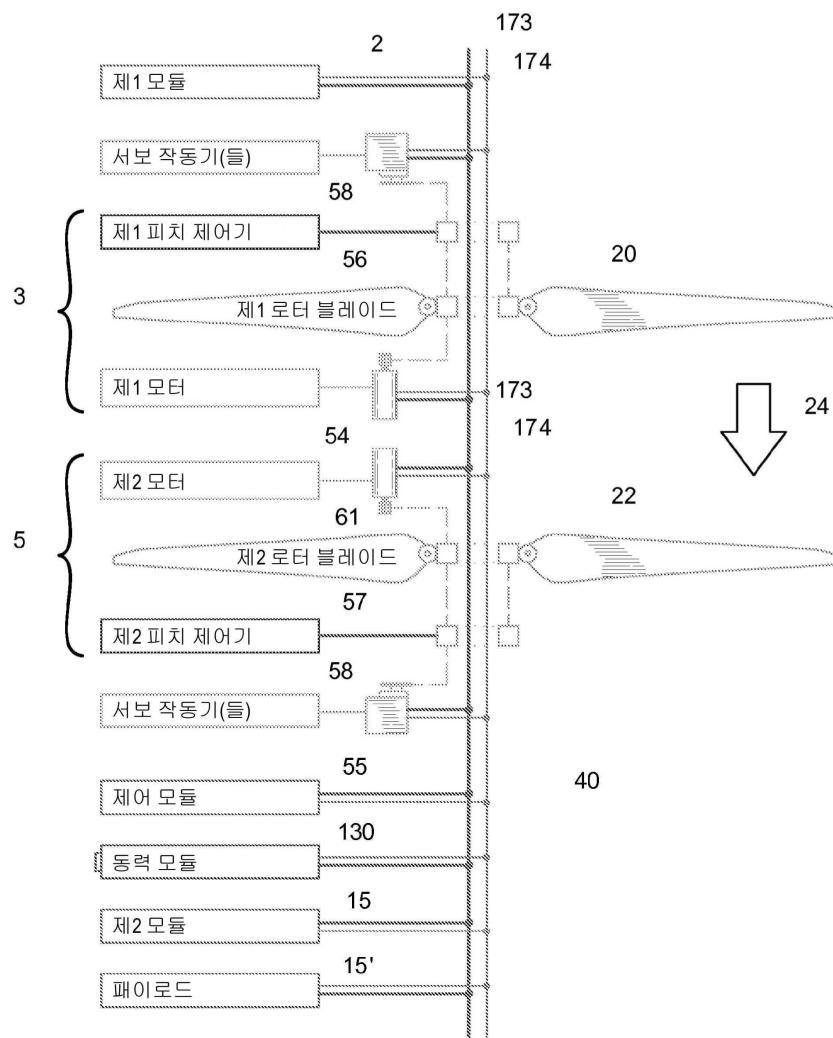
도면25a



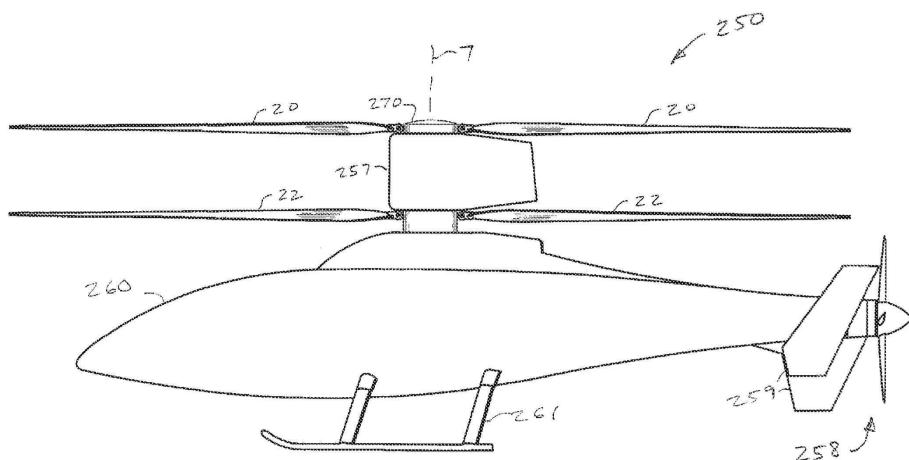
도면25b



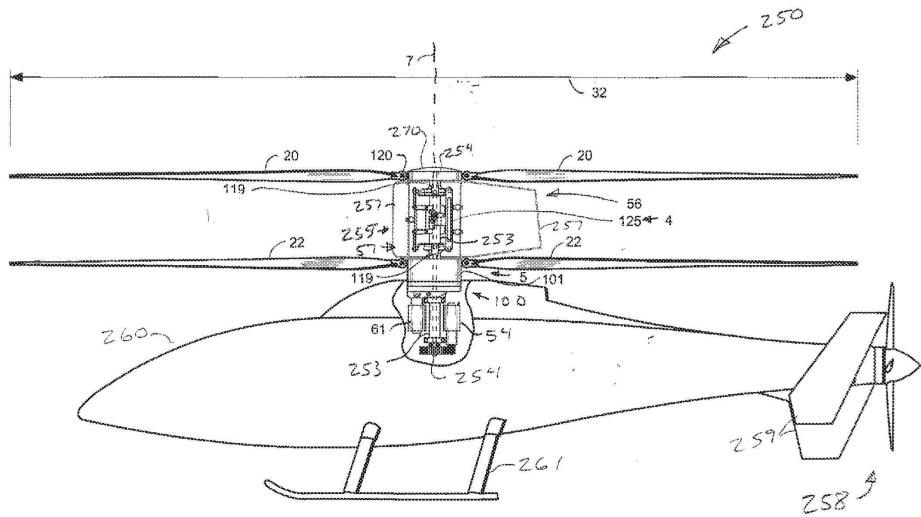
도면26



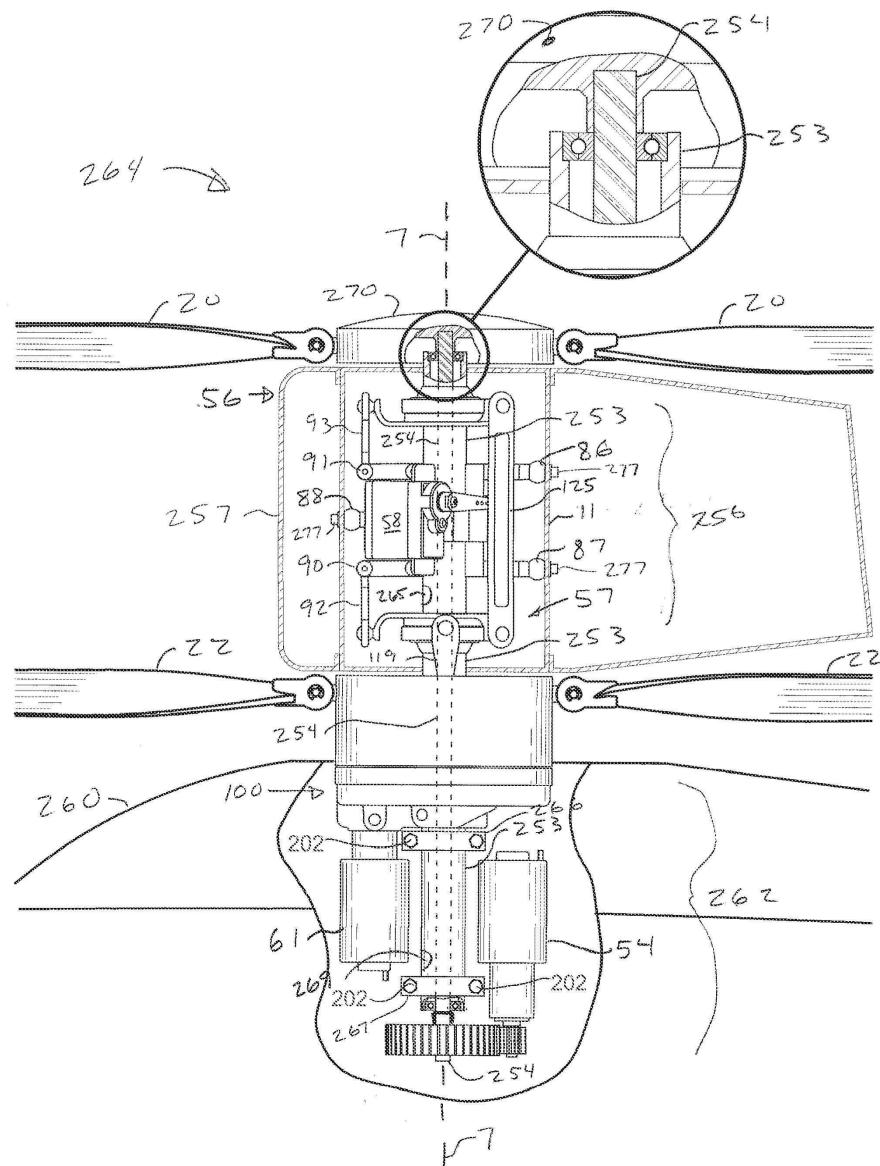
도면27



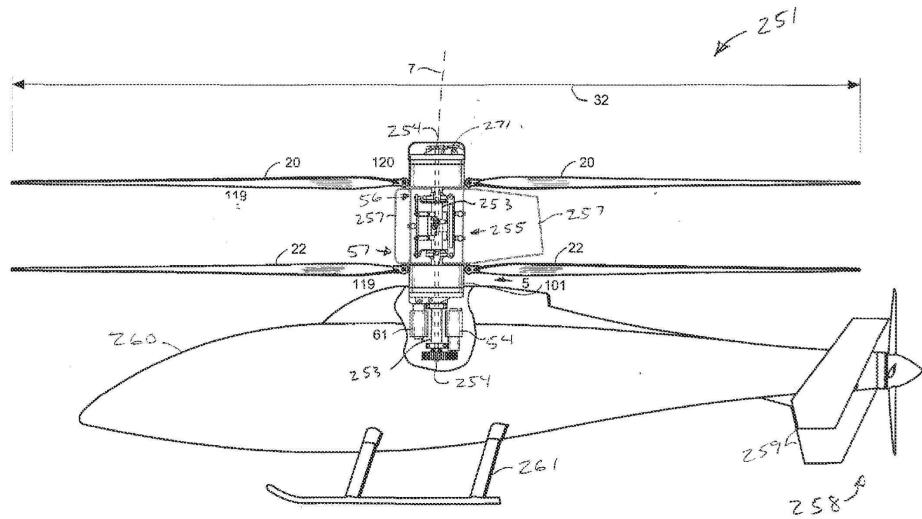
도면28



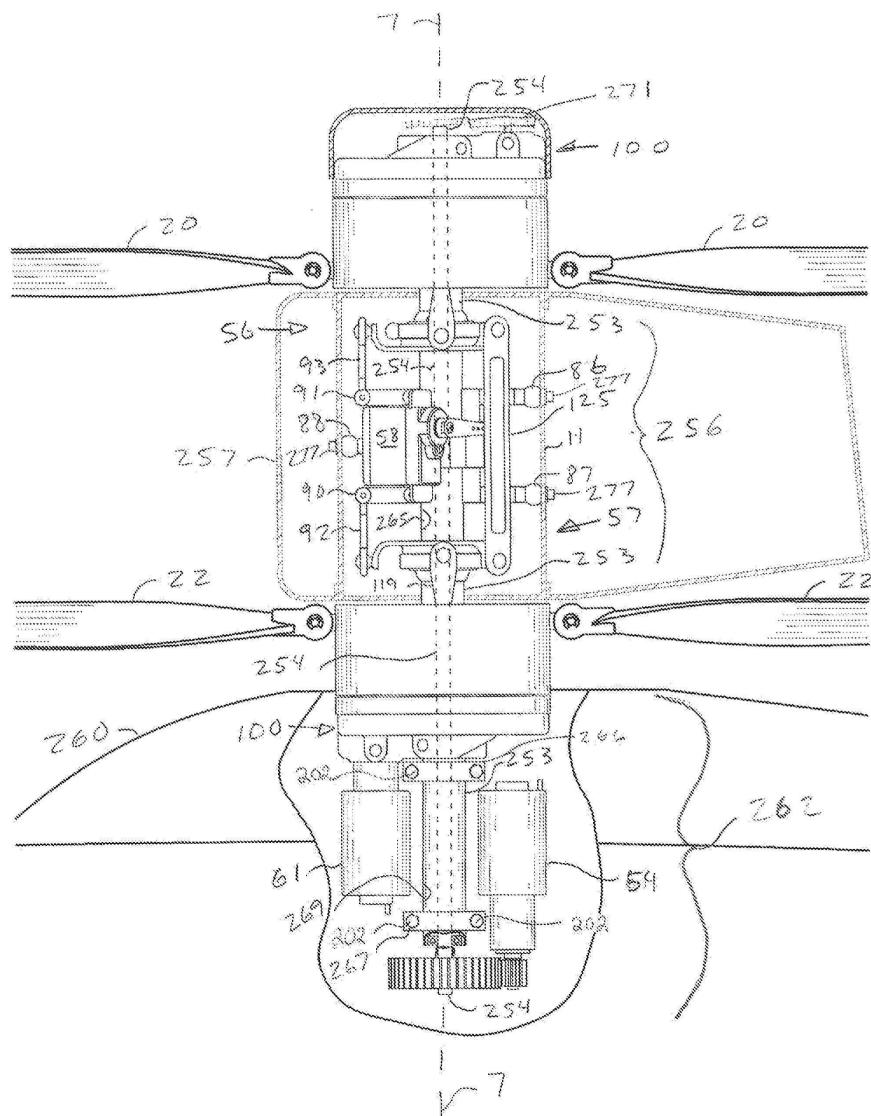
도면29



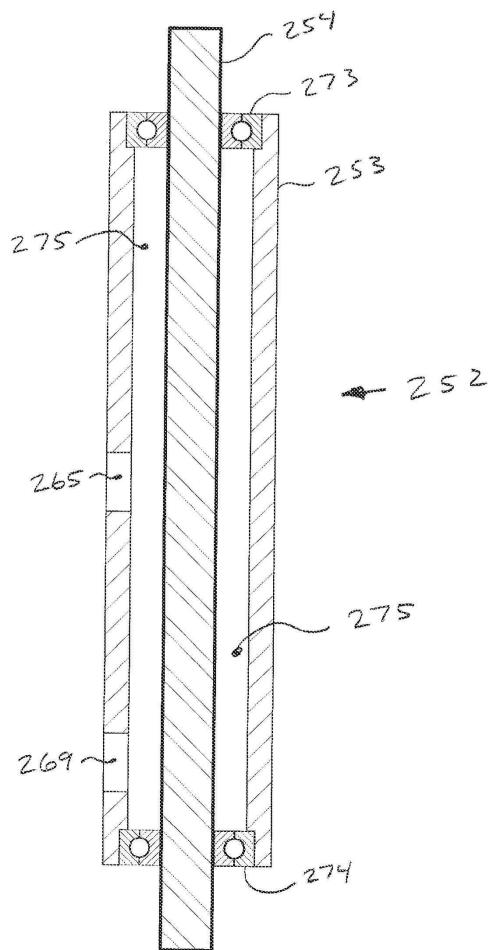
도면30



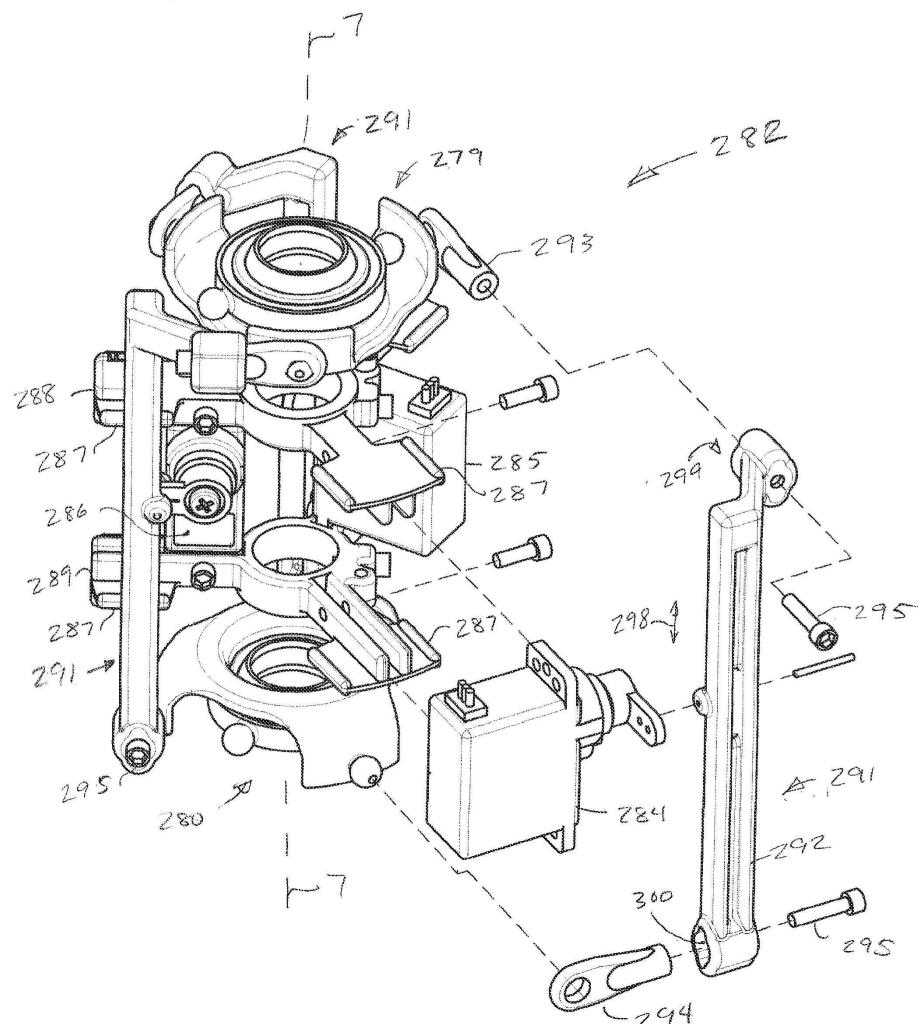
도면31



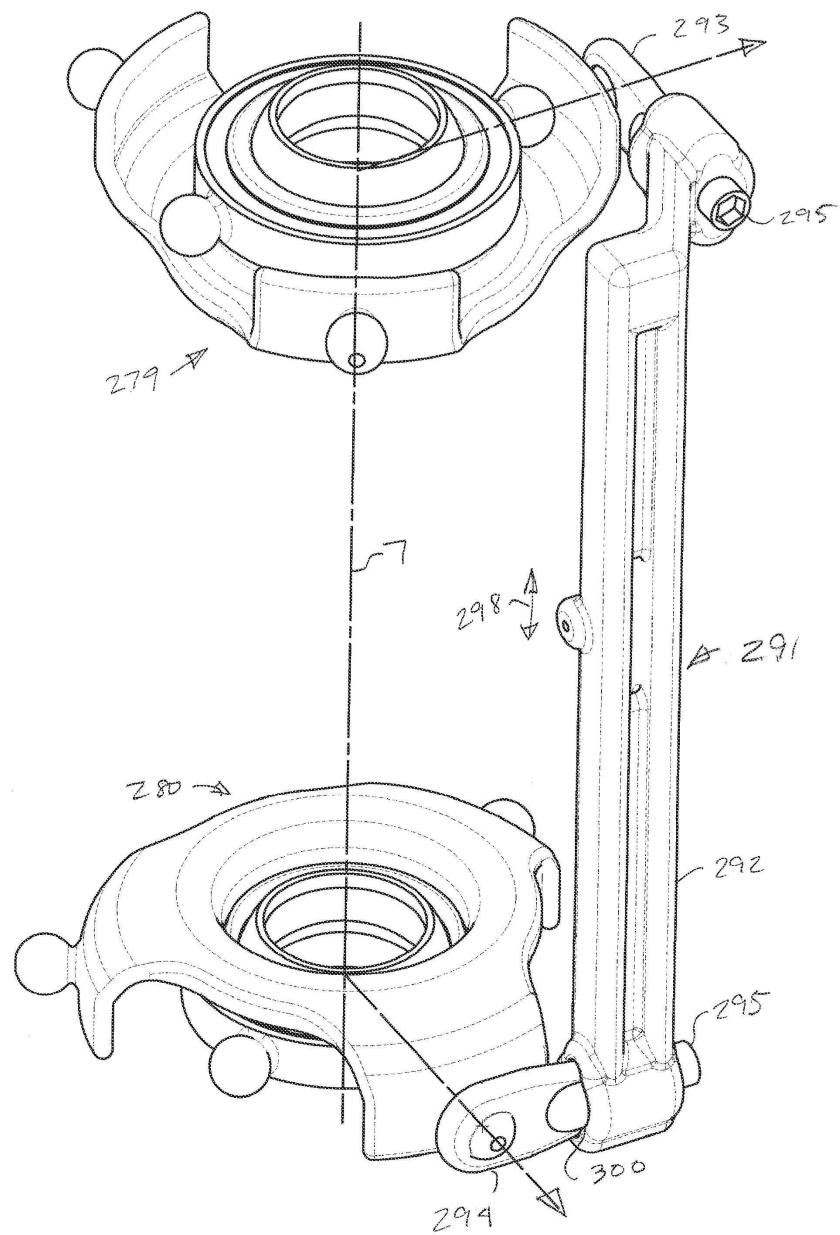
도면32



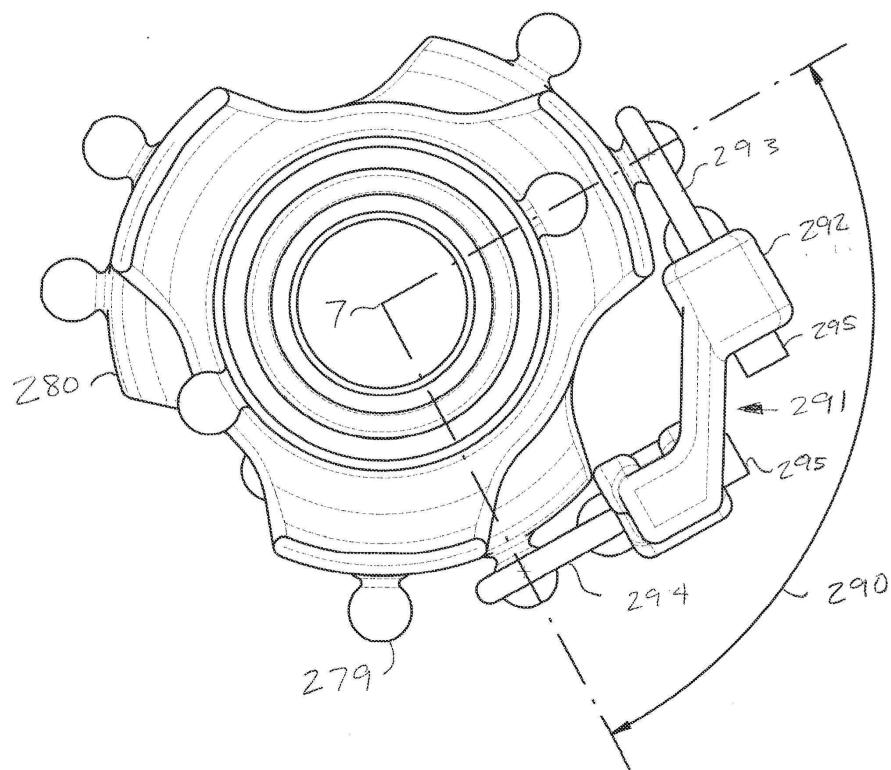
도면33



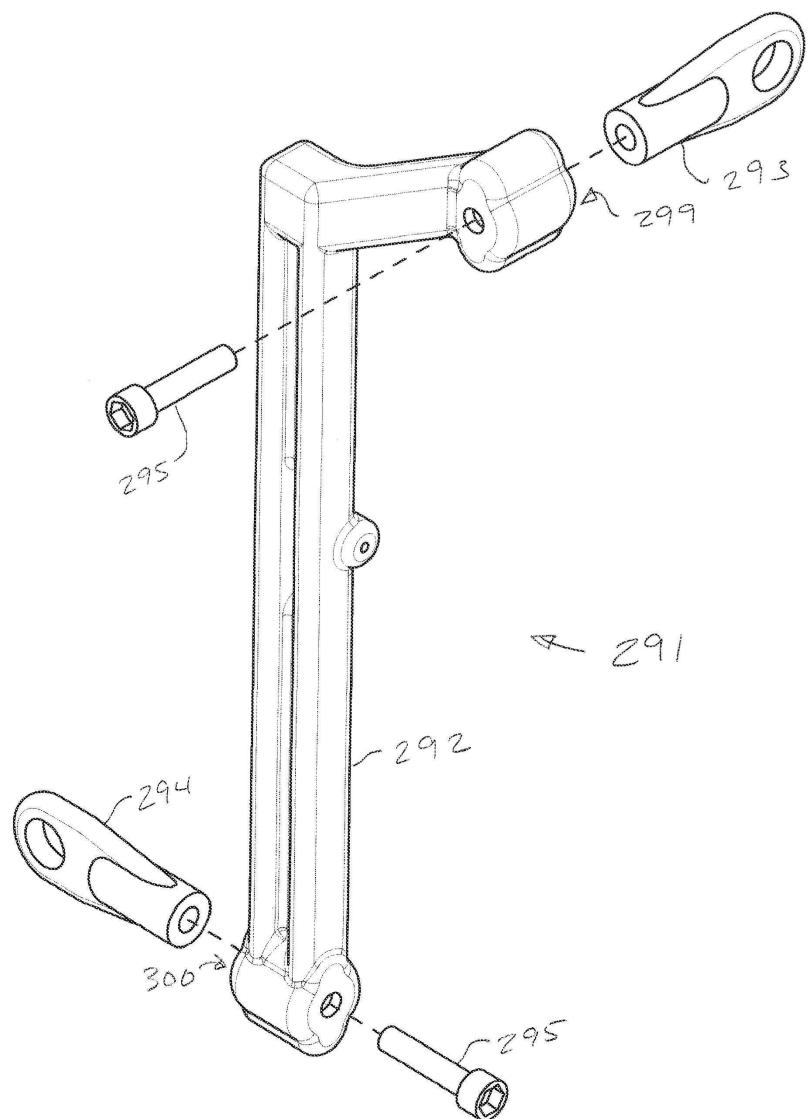
도면34



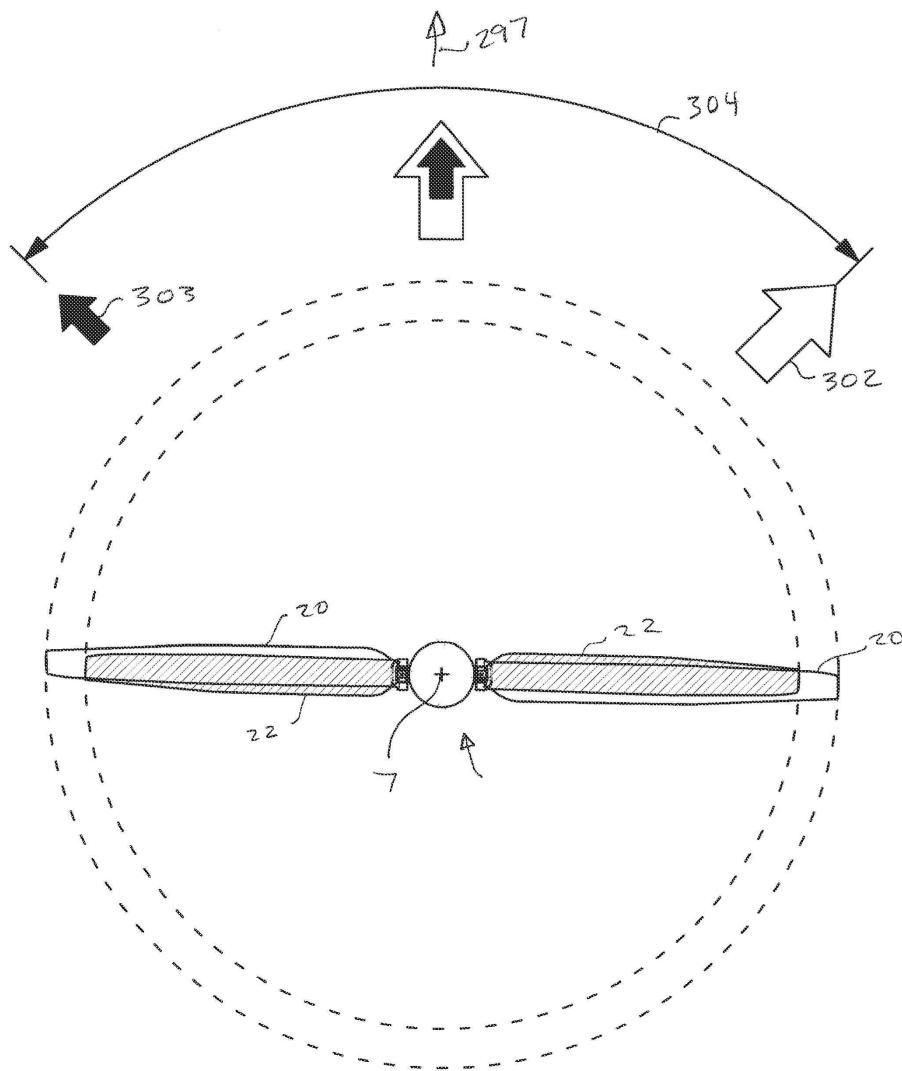
도면35



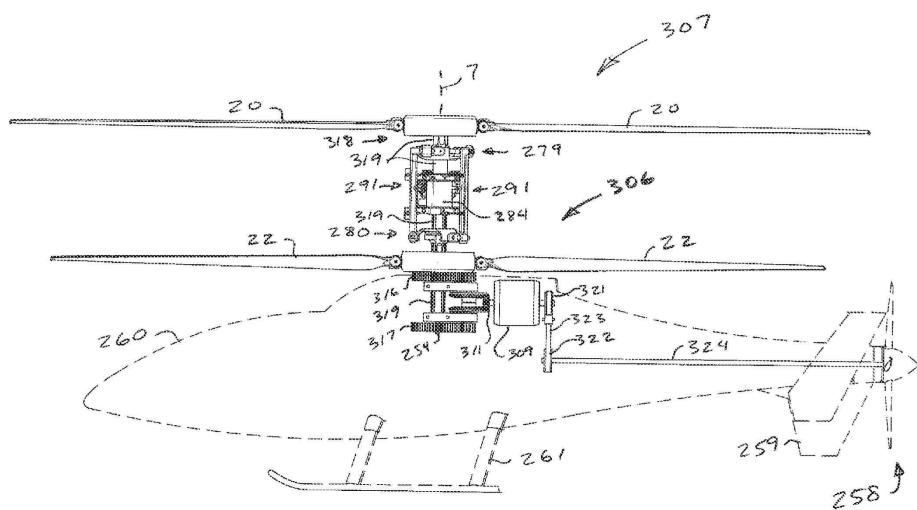
도면36



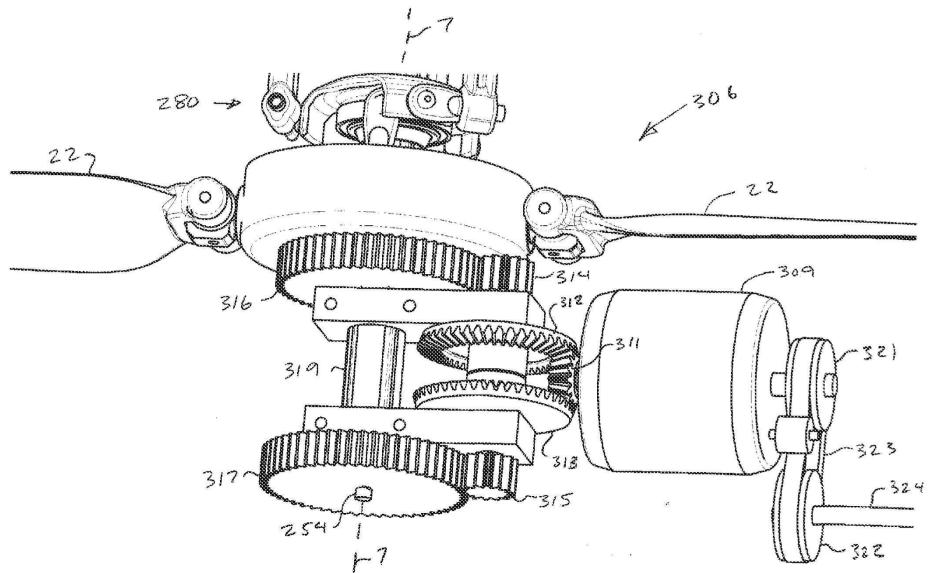
도면37



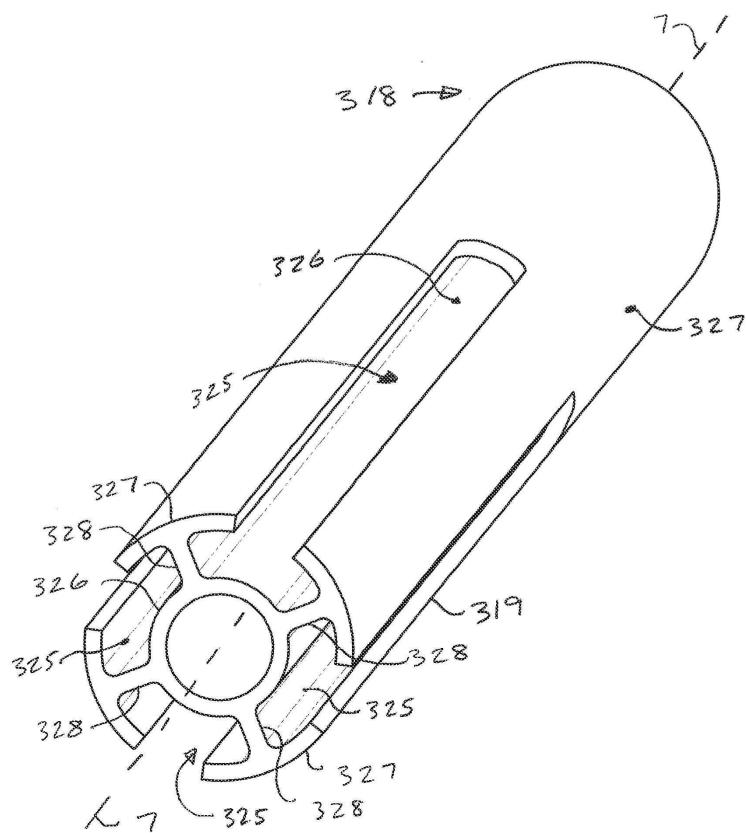
도면38



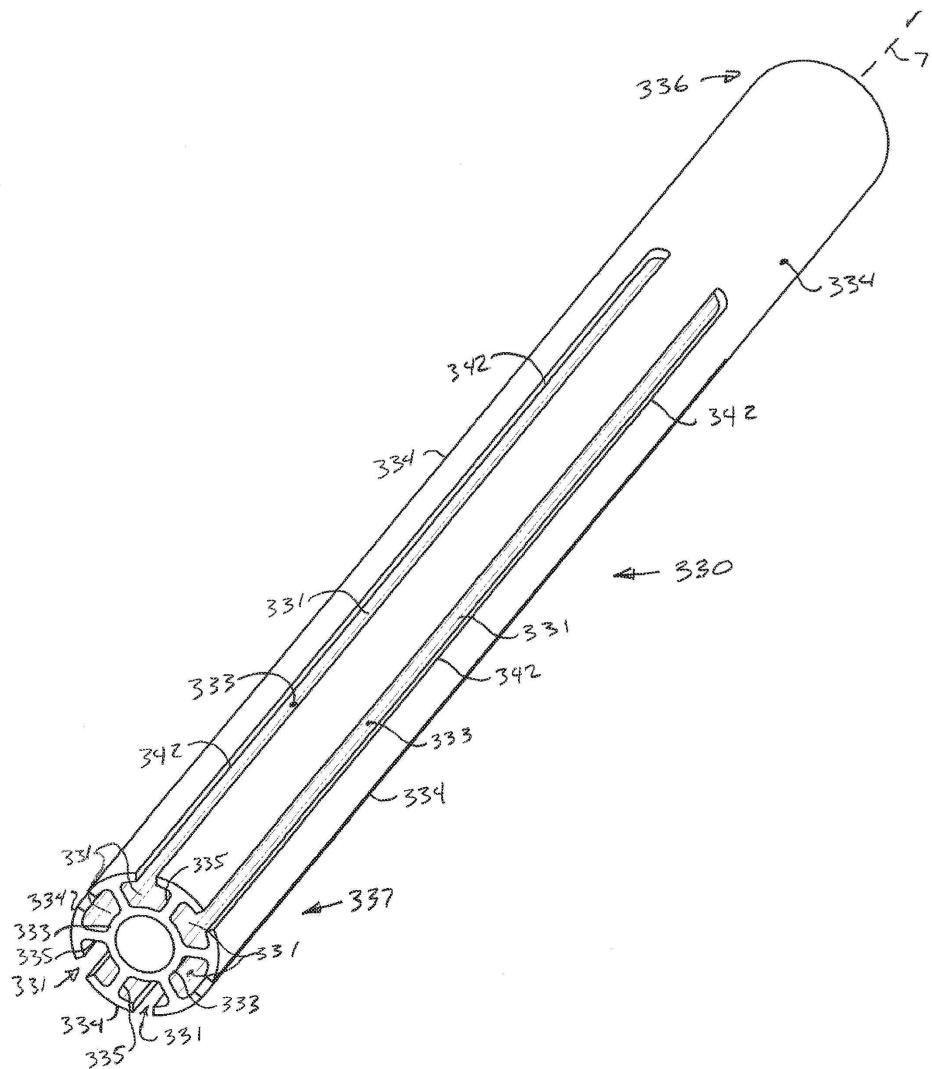
도면39



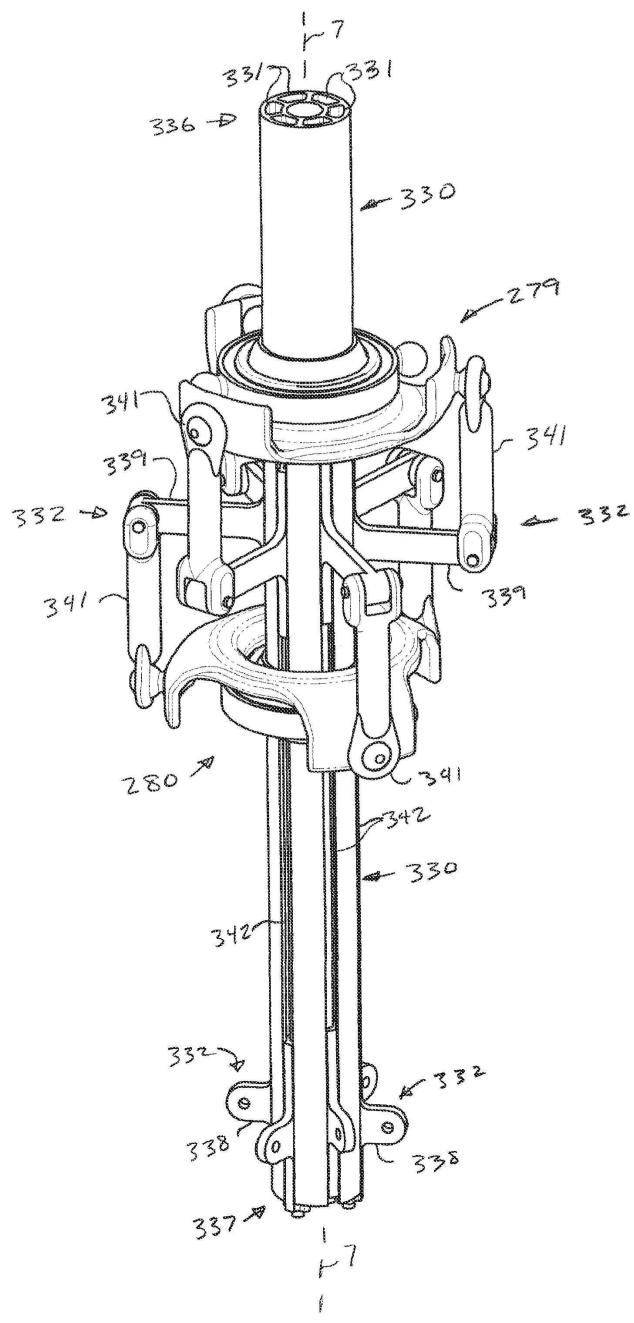
도면40



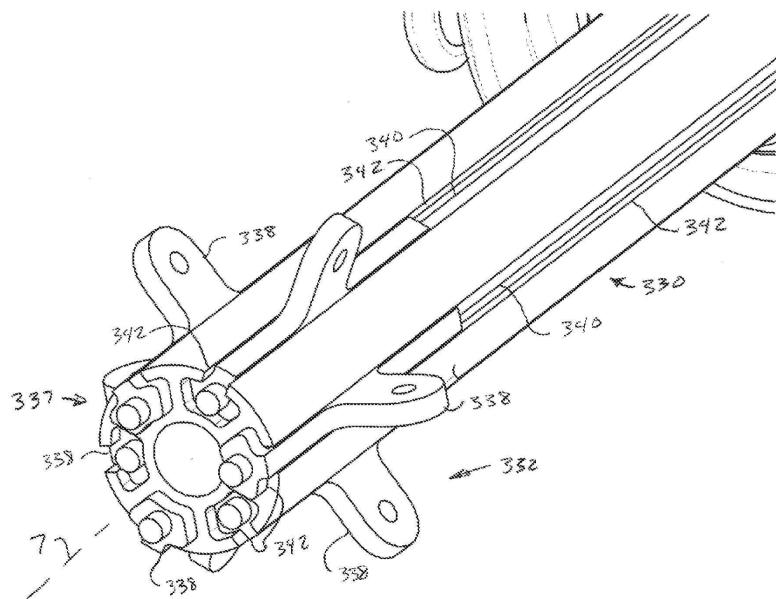
도면41



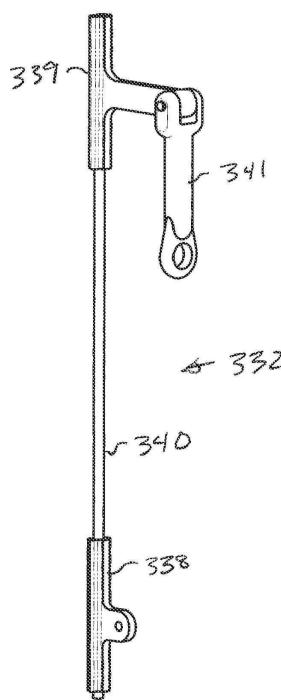
도면42



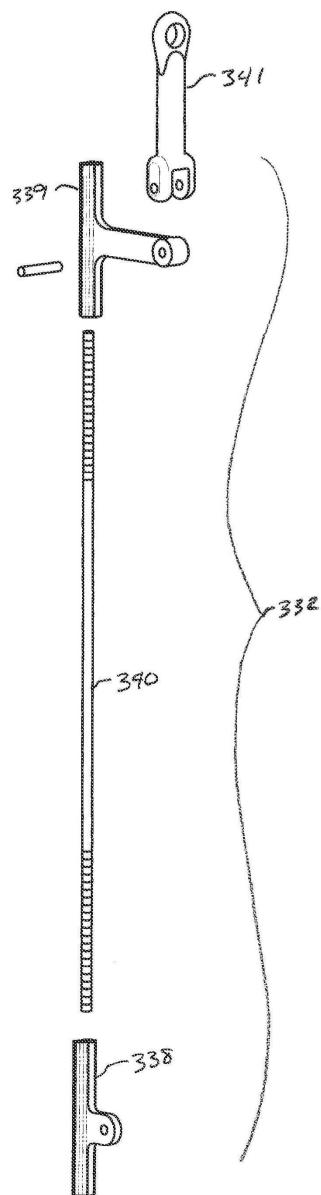
도면43



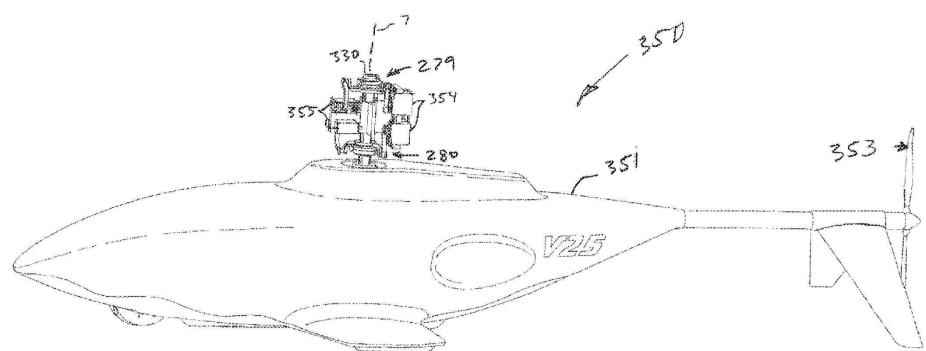
도면44a



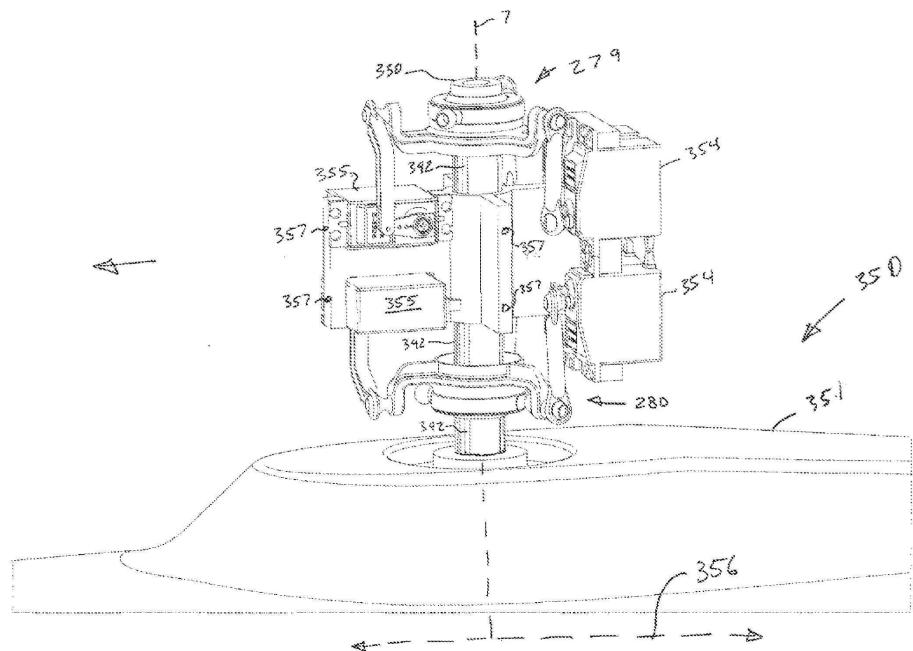
도면44b



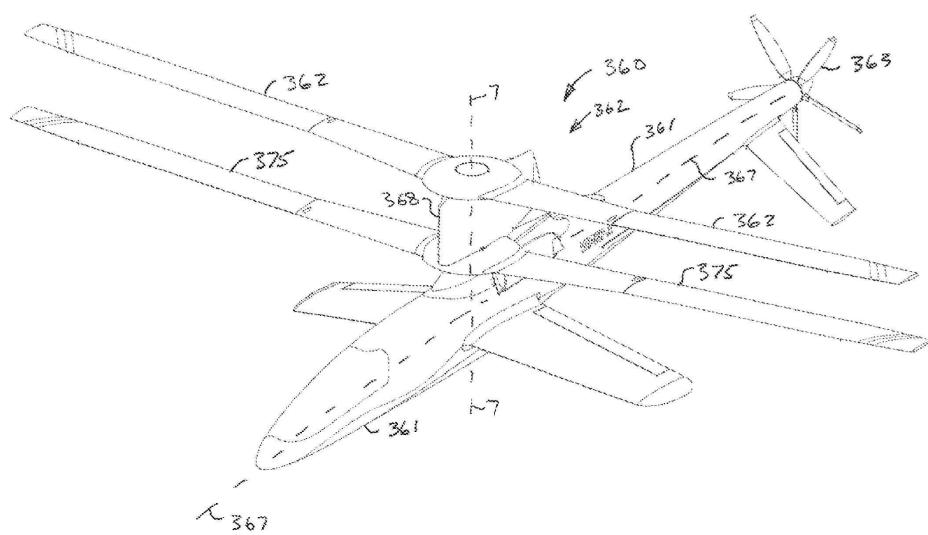
도면45



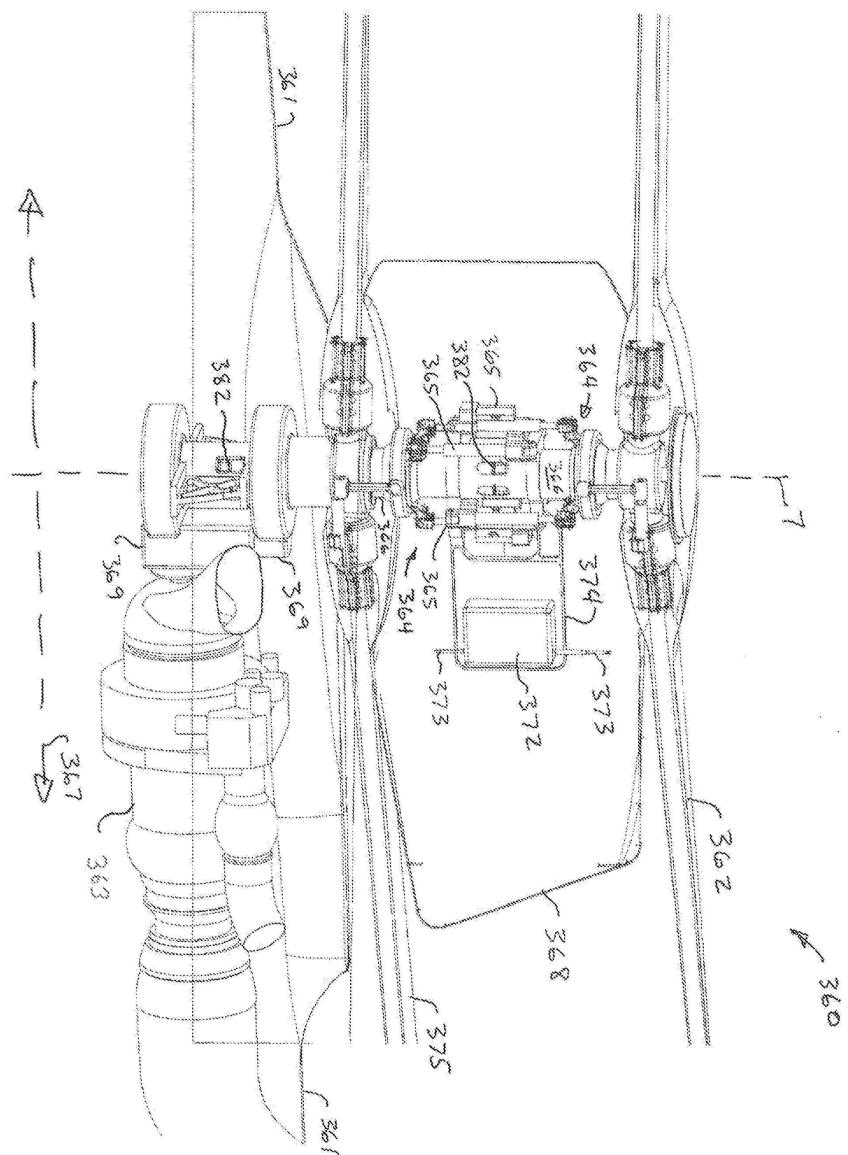
도면46



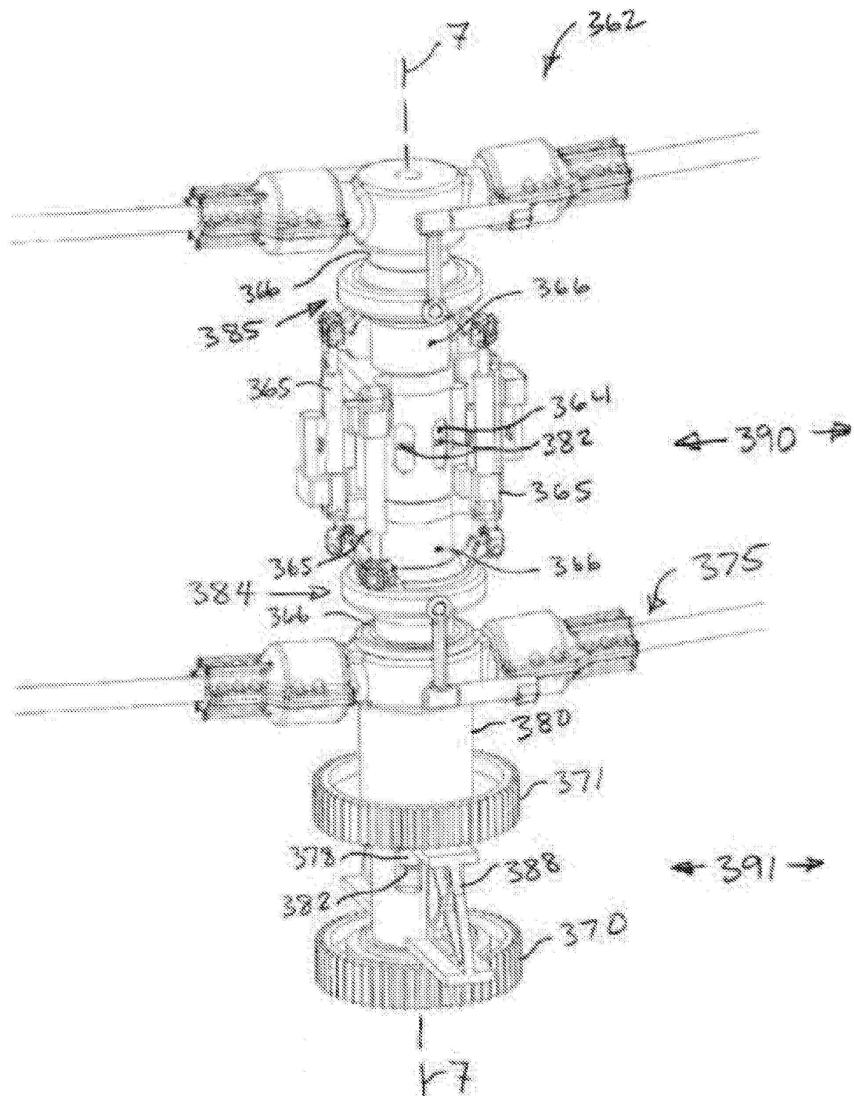
도면47



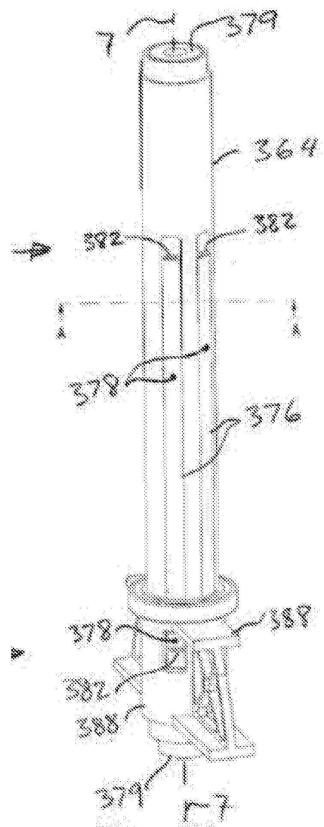
도면48



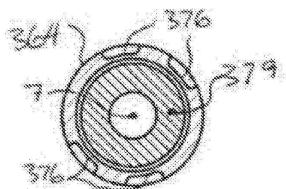
도면49



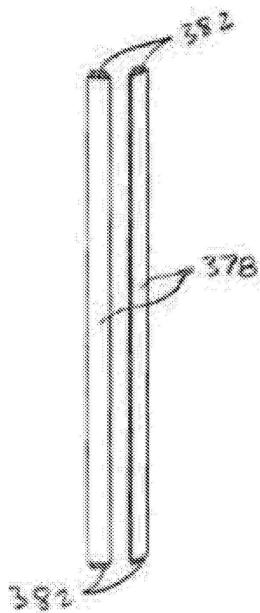
도면50



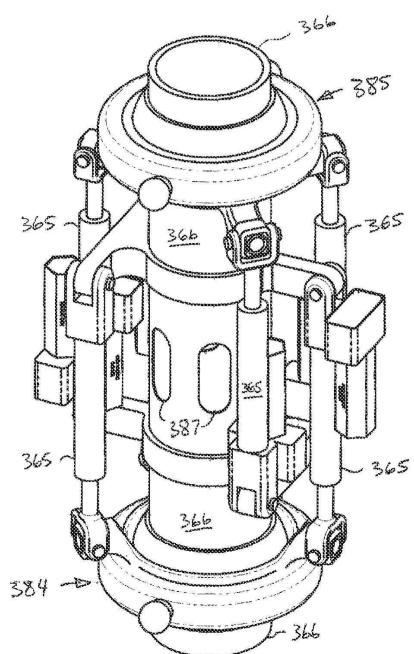
도면51



도면52



도면53



도면54

