(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2020-0057057
(43) 공개일자 2020년05월25일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
B64C 29/00 (2006.01) *B64C 11/30* (2006.01)
B64C 3/38 (2006.01) *B64C 39/02* (2006.01)
B64C 39/06 (2006.01) *B64C 9/16* (2006.01)
B64D 27/24 (2006.01) *H02K 1/27* (2006.01)
(52) CPC특허분류
B64C 29/0033 (2013.01)
B64C 11/305 (2013.01)
(21) 출원번호 10-2020-7011614
(22) 출원일자(국제) 2018년09월06일
심사청구일자 없음
(85) 번역문제출일자 2020년04월22일
(86) 국제출원번호 PCT/AU2018/050962
(87) 국제공개번호 WO 2019/056052
국제공개일자 2019년03월28일
(30) 우선권주장
2017903864 2017년09월22일 오스트레일리아(AU)
(뒷면에 계속)

(71) 출원인
에이엠에스엘 이노베이션스 피티와이 엘티디
오스트레일리아, 뉴 사우스 웨일스 2048, 스탠모어, 42 스태포드 스트리트
(72) 발명자
무어, 앤드류 더들리
오스트레일리아, 뉴 사우스 웨일스 2048, 스탠모어, 42 스태포드 스트리트
(74) 대리인
윤앤리특허법인(유한)

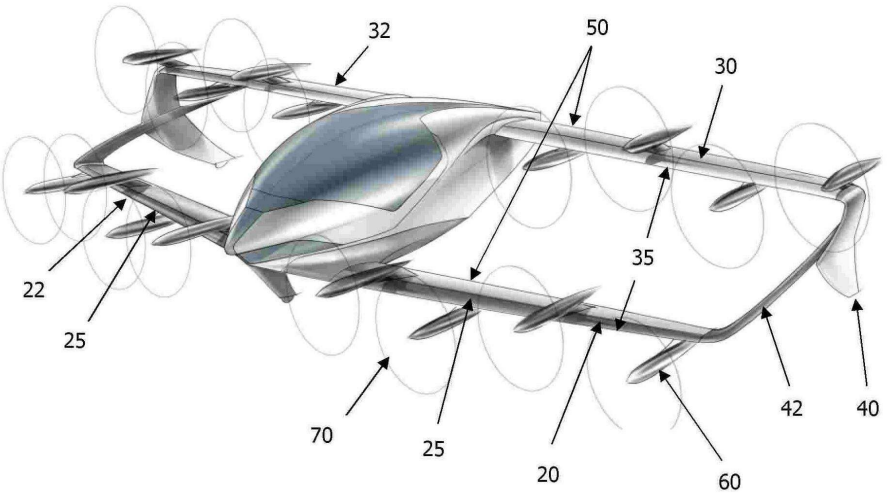
전체 청구항 수 : 총 11 항

(54) 발명의 명칭 **전기 수직 이착륙 (VTOL) 항공기용 윙 틸트 구동 시스템**

(57) 요 약

수직 이착륙 (VTOL) 항공기(10)는 동체와 제1 및 제2 전방 날개(20,22)를 포함하되, 각각의 날개(20,22)는 고정된 리딩 엣지 및 대체로 수평한 회동 축을 중심으로 회동하는 후미 제어 표면(50)을 구비한다. 항공기(10)는 각각이 로터(70)를 구비하는 제1 및 제2 전기 모터(60)를 포함하고, 상기 전기 로터(70)는 각각의 로터(70)가 대체로 수직한 회전 축을 가지는 제1 위치 및 각각의 로터(70)가 대체로 수평한 회전 축을 가지는 제2 위치 사이에서 후미 제어 표면(50)과 함께 회동하며, 제어 시스템(90)은 회동 축(33)을 중심으로 제어 표면(50)을 회동시키기 위한 회전 모멘트를 생성하도록, 상이한 회전 속도에서 제1 전기 모터(60) 및 제2 전기 모터(60)를 선택적으로 작동시키도록 구성된다.

대 표 도 - 도2



(52) CPC특허분류
B64C 3/38 (2013.01)
B64C 39/024 (2013.01)
B64C 39/068 (2013.01)
B64C 9/16 (2013.01)
B64D 27/24 (2013.01)
H02K 1/27 (2013.01)
Y02T 50/62 (2013.01)

(30) 우선권주장
2017904036 2017년10월06일 오스트레일리아(AU)
2018901154 2018년04월06일 오스트레일리아(AU)

명 세 서

청구범위

청구항 1

수직 이착륙 (VTOL) 항공기에 있어서,

동체;

상기 동체의 대향 측면에 장착된 제1 및 제2 전방 날개-여기서 제1 및 제2 전방 날개는 각각 고정된 리딩 엣지(leading edge) 및 대체로 수평한 회동(pivot) 축을 중심으로 회동되는 후미 제어 표면을 구비함-;

각각이 로터를 구비하는 제1 및 제2 전기 모터-여기서 상기 제1 및 제2 전기 모터는 상기 각각의 날개에 장착되고, 상기 로터는 각각의 로터가 대체로 수직한 회전 축을 갖는 제1 위치 및 대체로 수평한 회전 축을 갖는 제2 위치 사이에서 상기 제어 표면과 함께 회동함-;

각각의 모터를 제어하는 제어 시스템;

을 포함하고,

상기 제어 시스템은 상기 회동 축을 중심으로 상기 제어 표면을 회동시키도록 회전 모멘트를 생성하기 위해 상기 제1 및 제2 전기 모터를 다른 회전 속도에서 선택적으로 작동하도록 구성되는 것을 특징으로 하는 수직 이착륙 (VTOL) 항공기.

청구항 2

제1항에 있어서,

상기 제1 전기 모터의 추력 선(thrust line)은 상기 제2 전기 모터의 추력 선에 대해 각도 방향으로 오프셋되는 것을 특징으로 하는 수직 이착륙 (VTOL) 항공기.

청구항 3

제1항에 있어서,

상기 제1 전기 모터는 상기 제어 표면 위에 위치되는 로터를 구비하고, 상기 제2 모터는 상기 제어 표면 아래에 위치되는 로터를 구비하여, 상기 제1 전기 모터의 추력 선은 상기 제2 전기 모터의 추력 선에 대해 대체로 평행하게 오프셋 되는 것을 특징으로 하는 수직 이착륙 (VTOL) 항공기.

청구항 4

제1항 내지 제3항 중 어느 한 항에 있어서,

상기 제1 모터는 상기 제1 위치 및 상기 제2 위치 사이에서 상기 제어 표면을 움직이도록 하는 명령에 응답하여, 상기 제어 시스템에 의해 상기 제2 모터보다 더 빠른 회전 속도에서 작동되고,

상기 제1 모터는 상기 제2 위치 및 상기 제1 위치 사이에서 상기 제어 표면을 움직이도록 하는 명령에 응답하여, 상기 제어 시스템에 의해 상기 제2 모터보다 더 느린 회전 속도에서 작동되는 것을 특징으로 하는 수직 이착륙 (VTOL) 항공기.

청구항 5

제1항 내지 제4항 중 어느 한 항에 있어서,

상기 각각의 날개는 각각이 로터를 구비하는 적어도 2개의 전기 모터를 구비하고, 쌍으로 배열되는 상기 로터는 쌍을 이룬 모터가 대체로 동일한 회전 속도로 회전할 때 임의의 회전 모멘트를 상쇄시키는 추력 선을 갖는 것을 특징으로 하는 수직 이착륙 (VTOL) 항공기.

청구항 6

제1항 내지 제5항 중 어느 한 항에 있어서,

정지 비행 모드에서, 상기 제어 시스템은 항공기 및 유효 탑재량의 총 질량에 중력 가속도를 곱한 값과 동일한 전체 모터의 결합된 추력을 발생시키는 적절한 속도에서 상기 각각의 모터를 회전시키도록 구성되는 것을 특징으로 하는 수직 이착륙 (VTOL) 항공기.

청구항 7

제1항 내지 제6항 중 어느 한 항에 있어서,

원하는 상기 제1 위치 및 상기 제2 위치에서 상기 제어 표면을 유지하기 위한 브레이크, 소형 액추에이터 또는 클램핑 장치를 추가적으로 포함하는 것을 특징으로 하는 수직 이착륙 (VTOL) 항공기.

청구항 8

제7항에 있어서,

상기 브레이크 또는 클램핑 장치는 상기 제어 시스템에 의해 작동되는 것을 특징으로 하는 수직 이착륙 (VTOL) 항공기.

청구항 9

제1항 내지 제8항 중 어느 한 항에 있어서,

상기 동체의 대향 측면에 장착된 제1 및 제2 후방 날개를 추가적으로 포함하고,

상기 동체로부터 가장 먼 각각의 전방 날개의 원단부는 연결 부재를 갖는 인접한 후방 날개의 원단부에 연결되어 박스형 날개 구조를 규정하는 것을 특징으로 하는 수직 이착륙 (VTOL) 항공기.

청구항 10

수직 이착륙 (VTOL) 항공기에 있어서,

동체;

상기 동체의 대향 측면에 장착된 제1 및 제2 전방 날개-여기서 상기 제1 및 제2 전방 날개는 각각 고정된 리딩 엣지 및 대체로 수평한 회동(pivot) 축을 중심으로 회동되는 후미 제어 표면을 구비함-;

제1 가변 피치 프로펠러를 구비하는 제1 전기 모터 및 제2 가변 피치 프로펠러를 구비하는 제2 전기 모터-여기서 상기 제1 및 제2 모터는 상기 각각의 날개에 장착되고, 상기 제1 및 제2 프로펠러는 각각의 프로펠러가 대체로 수직한 회전 축을 갖는 제1 위치 및 대체로 수평한 회전 축을 갖는 제2 위치 사이에서 상기 제어 표면과 함께 회동함-;

상기 각각의 가변 피치 프로펠러의 회전 속도 및/또는 블레이드(blade) 피치를 제어하기 위한 제어 시스템;

을 포함하고,

상기 제어 시스템은 상기 회동 축을 중심으로 상기 제어 표면이 회동하도록 회전 모멘트를 생성하기 위해 상기 제2 프로펠러에 대한 상기 제1 프로펠러의 피치를 변화시키도록 구성되는 것을 특징으로 하는 수직 이착륙 (VTOL) 항공기.

청구항 11

제1항 내지 제10항 중 어느 한 항에 있어서,

상기 모터는 상기 제어 시스템의 전자 속도 제어기로부터의 스위칭 주파수 변화에 응답하여 속도를 변화시키는 브러시리스 DC 모터인 것을 특징으로 하는 수직 이착륙 (VTOL) 항공기.

발명의 설명

기 술 분 야

[0001] 본 개시는 전기 수직 이착륙 (VTOL) 항공기용 윙 틸트 구동 시스템에 관한 것이다. 특히, 본 발명은 여객 및/또

는 군사적 용도를 지니는 전기 VTOL 항공기에 대한 윙 틸트 구동 시스템 및 메커니즘에 관한 것이다.

배 경 기 술

[0002] VTOL 항공기는 수직으로 또는 거의 수직에 가까운 소정 각도로 이착륙을 할 수 있다. 이러한 항공기의 종류는 헬리콥터 및 소정의 날개 고정형 항공기를 포함하며, 군사용으로 자주 활용된다. VTOL 항공기는 제한된 공간에서 이착륙이 가능하며, 큰 활주로의 필요성을 없애고, 보트 데크 및 건물과 기타 구조물의 랜딩 패드와 같은 작은 공간에서의 이착륙이 가능하다.

[0003] 헬리콥터는 양력과 추력 양자가 로터에 의해 제공되는 항공기의 한 종류이다. 헬리콥터와 관련된 몇 가지 이슈가 있는데, 일부 응용에서 높은 수준의 소음 출력과 같은 문제가 있을 수 있다. 헬리콥터와 연관된 이러한 단점에는 비행에 중요한 로터의 설계와 관련이 있다. 일반적으로 설계에는 여유(redundancy)가 없으며, 이는 로터(혹은 각각의 로터)의 동작이 중요함을 의미한다. 이러한 여유의 부족은 안정성의 큰 요인들이 로터 및 구동 트레인의 모든 구성 요소에 적용되어야 함을 나타내고, 그로 인해 헬리콥터의 무게 및 제조 비용이 상당히 증가하게 된다.

[0004] 전기 항공기는 다양한 상업적 및 안전 상의 이유로 관심이 높아지고 있다. 최근 몇 년 간, 드론 기술에 관한 많은 발달이 있었으며, 드론 기술은 일반적으로 피치 원 직경 주위에 이격된 복수의 전기 로터를 사용한다. 드론은 일반적으로 수직 축에 대해 각각 회전하는 전기 로터들로 작동한다.

[0005] 드론이 소형 수화물을 배달하기 위해 상업적으로 실용화되고 있으나, 로터의 수직 회전 축 때문에 일반적으로 드론은 상대적으로 낮은 비행 속도로 제한된다. 나아가, 드론은 배터리 충전 당 이동 거리가 상당히 낮은 경향이 있다.

[0006] 틸트 윙 항공기는 이용 가능하고, 일반적으로 이착륙에 대한 수직 프로펠러 축의 원리로 작동하며, 날개는 프로펠러가 이착륙을 위한 수직 축을 갖는 구성 및 프로펠러가 전진 비행을 위한 수평 축을 갖는 구성 간에 기울어지도록 구성된다.

[0007] 상술한 틸트 윙 배열은 항공모함 및 랜딩 패드와 같이 제한적으로 사용 가능한 빈 공간을 갖는 지역에서의 이착륙에 이점을 제공한다. 또한, 틸트 윙 항공기는 기존의 프로펠러로 구동되는 고정익 비행기와 비슷한 비행 속도를 제공할 수 있다.

[0008] 틸트 윙 항공기는 일반적으로 날개에 직접 장착된 프로펠러 또는 덕트팬을 구동하는 전기 모터 또는 가스 터빈 엔진을 구비하고 있다. 날개 전체가 수직에서 수평으로 추력 벡터를 기울이고 복귀하도록 수직 및 수평 사이에서 회전한다.

[0009] 정의에 따르면, “추력 벡터”라고도 지칭되는 “추력 선”은 프로펠러의 추력이며, 프로펠러의 회전 축과 거의 동일하다. “힌지 선”은 힌지 회전 축이다.

[0010] 기존의 틸트 윙 항공기에는 몇 가지 고유한 단점이 있다. 하나의 단점은 액추에이터 및 베어링 또는 이륙/착륙 구성 및 전진 비행 구성 간에 날개의 경사 각도를 제어하는데 요구되는 기타 다른 메커니즘에 관한 것이다. 액추에이터는 또한 전진 비행 중 원하는 경사에서 날개를 고정하는 기능을 할 수 있다. 그러나, 실제로, 액추에이터와 베어링은 항공기에 상당한 무게를 가중시킨다. 이는 운송될 수 있는 승객이나 화물과 같은 유효 탑재량을 감소시키게 된다. 또한, 윙 틸트 구동 시스템 및 베어링의 중요한 특성으로 인해, 그러한 어셈블리는 치명적인 고장의 위험을 줄이도록 충분한 여유도를 가질 수 있도록 설계되어야 한다.

[0011] 전기 VTOL 제트기는 현재 Lilium Jet™라는 브랜드로 릴리움 항공사(Lilium Aviation)에 의해 설계 및 테스트가 진행 중 이다. 이러한 프로토타입은 두 개의 날개와 약 36개의 전기 모터를 구비한 이인승 경량 통근 항공기로서 의도되었다.

[0012] Lilium Jet™형 항공기의 단점은 내장형 팬 형 모터인 전기 모터와 관련이 있다. 이러한 배치는 에너지 집약성이 높으므로, 주어진 배터리 크기에 대해 가능한 비행 거리가 줄어드는 결과가 발생한다.

[0013] 또한, 내장된 팬은 지정된 랜딩 패드나 활주로와 같은 포장된 표면에 이착륙하기 위해서만 작동될 수 있다. 이는 항공기의 유용성을 제한하고, 공원, 들판 및 정원과 같은 비포장 표면 상에서 이착륙하는 동안 작동되는 것을 막는다. 군사적 응용에 있어서, 이는 바람직하지 않으며, 원격 위치에서의 비상 착륙을 수용하지 않는다.

[0014] 다른 개념의 VTOL 항공기는 Joby Aviation의 S2 electric™이 있다. 이 설계는 각각의 날개에 장착된 복수의 전기 모터, 바람직하게는 4개의 전기 모터를 갖춘 고정익을 구비하고 있다. 후방 안정기 또는 테일에는 4개의 추

가 모터가 장착된다. 이러한 컨셉 항공기의 단점은 각각의 전기 모터가 독립적으로 작동되어 각 모터마다 별도의 액추에이터가 필요하다는 점이다. 상술한 바와 같이, 이것은 작동 모터 시스템에 상당한 추가 중량을 요구한다.

[0015] 다른 개념의 VTOL 항공기는 ElectronFlight™의 틸트 로터 시스템이다. 이 시스템은 수직 축 모터가 각 날개의 전면과 후면 모두에 영구적으로 장착된 2개의 고정 날개를 구비한다. 또한, 각 날개의 외부는 2개의 로터가 장착된 회동 패널(pivoting panel)을 구비한다. 로터는 차동 추력에 의해 작동되므로 전용 작동 시스템이 불필요하다.

발명의 내용

해결하려는 과제

[0016] 본 발명의 목적은 상기 단점 중 하나 이상을 실질적으로 극복하거나 적어도 개선하거나, 또는 유용한 대안을 제공하는 것이다.

과제의 해결 수단

[0017] 본 발명의 제1 특징에 있어서, 본 발명은 수직 이착륙 (VTOL) 항공기에 있어서,

[0018] 동체;

[0019] 상기 동체의 대향 측면에 장착된 제1 및 제2 전방 날개-여기서 상기 제1 및 제2 전방 날개는 각각 고정된 리딩 엣지(leading edge) 및 대체로 수평한 회동(pivot) 축을 중심으로 회동되는 후미 제어 표면을 구비함-;

[0020] 각각이 로터를 구비하는 제1 및 제2 모터-여기서 상기 제1 및 제2 모터는 상기 각각의 날개에 장착되고, 상기 로터는 각각의 로터가 대체로 수직한 회전 축을 갖는 제1 위치 및 대체로 수평한 회전 축을 갖는 제2 위치 사이에서 상기 제어 표면과 함께 회동함-;

[0021] 각각의 모터를 제어하는 제어 시스템;

[0022] 을 포함하고,

[0023] 상기 제어 시스템은 상기 회동 축을 중심으로 상기 제어 표면을 회동시키도록 회전 모멘트를 생성하기 위해 상기 제1 및 제2 모터를 다른 회전 속도에서 선택적으로 작동하도록 구성되는 것을 특징으로 하는 수직 이착륙 (VTOL) 항공기를 제공한다.

[0024] 제1 전기 모터의 추력 선은 바람직하게는 제2 전기 모터의 추력 선에 대해 각도 방향으로 오프셋 된다.

[0025] 제1 전기 모터는 바람직하게는 제어 표면 위에 위치된 로터를 구비하고, 제2 전기 모터는 제어 표면 아래에 위치된 로터를 구비하여, 제1 전기 모터의 추력 선이 제2 전기 모터의 추력 선에 대해 대체로 평행하게 오프셋 된다.

[0026] 제1 모터는 바람직하게는, 제1 위치와 제2 위치 사이에서 제어 표면을 움직이기 위한 명령에 응답하여 제어 시스템에 의해 제2 모터보다 높은 회전 속도로 작동되고,

[0027] 추가적으로 상기 제1 모터는, 제2 위치와 제1 위치 사이에서 제어 표면을 움직이기 위한 명령에 응답하여 제어 시스템에 의해 제2 모터보다 낮은 회전 속도로 작동된다.

[0028] 일 실시 예에서, 각각의 날개는 각각이 로터를 구비한 적어도 2개의 전기 모터를 구비하고, 쌍으로 배열되는 상기 로터는 한 쌍의 모터가 대체로 동일한 회전 속도로 회전하는 경우, 임의의 회전 모멘트를 상쇄하는 추력 선을 구비한다.

[0029] 일 실시 예에서, 각각의 날개는 여유를 제공하기 위한 더 작은 액추에이터를 갖춘 2개의 로터를 구비한다.

[0030] 정지 비행 모드(hovering mode)에서, 제어 시스템은 바람직하게는 항공기 및 유효 탑재량의 총 질량에 중력 가속도를 곱한 값과 동일한 전체 모터의 결합된 추력을 발생시키는 적절한 속도에서 각각의 모터를 회전시키도록 구성된다.

[0031] 수직 이착륙 (VTOL) 항공기는 바람직하게는 원하는 제1 위치 또는 제2 위치에서 상기 제어 표면을 유지하기 위해 브레이크, 소형 액추에이터 또는 클램핑 장치를 추가적으로 포함한다.

[0032] 상기 브레이크, 소형 액추에이터, 또는 클램핑 장치는 바람직하게는 제어 시스템에 의해 작동된다.

[0033] 수직 이착륙 (VTOL) 항공기는 바람직하게는 동체의 대향 측면에 장착된 제1 및 제2 후방 날개를 추가적으로 포함하고, 동체에서부터 가장 먼 곳에 있는 각각의 전방 날개의 원단부(distal end)는 연결 부재를 갖춘 인접한 후방 날개의 원단부와 연결되어 박스형 날개 구조를 형성한다.

[0034] 본 발명의 제2 특징에서, 본 발명은 수직 이착륙 (VTOL) 항공기에 있어서,

[0035] 동체;

[0036] 상기 동체의 대향 측면에 장착된 제1 및 제2 전방 날개-여기서 상기 제1 및 제2 전방 날개는 각각 고정된 리딩 엣지 및 대체로 수평한 회동(pivot) 축을 중심으로 회동되는 후미 제어 표면을 구비함-;

[0037] 제1 가변 피치 프로펠러를 구비하는 제1 모터 및 제2 가변 피치 프로펠러를 구비하는 제2 모터-여기서 상기 제1 및 제2 모터는 상기 각각의 날개에 장착되고, 상기 제1 및 제2 프로펠러는 각각의 프로펠러가 대체로 수직한 회전 축을 갖는 제1 위치 및 대체로 수평한 회전 축을 갖는 제2 위치 사이에서 상기 제어 표면과 함께 회동함-;

[0038] 상기 각각의 가변 피치 프로펠러의 회전 속도 및/또는 블레이드(blade) 피치를 제어하기 위한 제어 시스템;을 포함하고,

[0039] 상기 제어 시스템은 상기 회동 축을 중심으로 상기 제어 표면이 회동하도록 회전 모멘트를 생성하기 위해 상기 제2 프로펠러에 대한 상기 제1 프로펠러의 피치를 변화시키도록 구성되는 것을 특징으로 하는 수직 이착륙 (VTOL) 항공기를 제공한다.

[0040] 상기 모터는 바람직하게는 상기 제어 시스템의 전자적 속도 제어기로부터의 변화하는 스위칭 주파수에 응답하여 속도를 변화시키는 브러시리스 DC 모터이다.

도면의 간단한 설명

[0041] 본 발명의 바람직한 실시 예가 이하의 첨부 도면을 참조하여 특정 예시에 의해 설명될 것이다.

도 1은 본 발명의 수직 이착륙 (VTOL) 항공기를 이착륙 구성으로 도시한 개략도이다.

도 2는 도 1의 수직 이착륙 (VTOL) 항공기를 제2의 전진 비행 구성으로 도시한 개략도이다.

도 3은 수직(이착륙) 로터 위치에서 도 1 및 도 2의 항공기의 날개에 전기 모터를 장착하기 위한 장착 배열을 도시한 개략도이다.

도 4는 로터가 부분적으로 기울어진 위치에 있는 도 3의 배열의 추가적인 개략도이다.

도 5는 로터가 더욱 기울어진 위치에 있는 도 3의 배열의 개략도이다.

도 6은 로터가 수평(전방 비행) 위치에 있는 도 3의 배열의 개략도이다.

도 7은 VTOL 항공기의 추가적인 실시 예를 도시한 사시도이다.

도 8은 도 7의 날개 배열에 대한 측면도이다.

도 9는 도 7의 날개 배열에 대한 평면도이다.

도 10은 로터 블레이드가 접혀진 도 7의 날개 배열에 대한 사시도이다.

도 11A는 로터가 수평(전방 비행) 위치에 있는 도 7 내지 도 10 중 어느 하나의 항공기의 날개에 전기 모터를 장착하기 위한 장착 배열을 도시한 개략적인 측면도이다.

도 11B는 도 11A의 장착 배열에 대한 사시도이다.

도 11C는 로터가 수직(이착륙) 위치에 있는 도 7 내지 도 10 중 어느 하나의 항공기의 날개에 전기 모터를 장착하기 위한 장착 배열을 도시한 개략적인 측면도이다.

도 11D는 도 11C의 장착 배열에 대한 사시도이다.

도 12A 내지 도 12D는 도 7 내지 도 11 중 어느 하나의 항공기의 날개 배열을 위한 수직 및 수평 간의 전환을 도시한 개략적인 단면도이다.

도 13은 제1 및 제2 실시 예 중 어느 하나의 전기 모터 장착 배열에 대한 개략도이다.

도 14는 본 발명의 8개의 로터를 포함한 수직 이착륙 (VTOL) 항공기의 이착륙 구성을 도시한 사시도이다.

도 15는 본 발명의 8개의 로터를 포함한 수직 이착륙 (VTOL) 항공기의 전방 비행 구성을 도시한 사시도이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0042] 수직 이착륙 (VTOL) 항공기(10)가 개시된다. 바람직한 실시 예에서, 도면에 도시된 바와 같이, 두 쌍의 날개가 존재한다. 즉, 전방 날개(20,22) 및 후방 날개(30,32). 각각의 전방 날개(20,22)는 동체(24)의 측 방향으로 대향되는 영역에 부착된다. 마찬가지로, 각각의 후방 날개(30,32)는 동체(24)의 측 방향으로 대향되는 영역에 부착된다. 도면에 도시된 실시 예에서, 항공기(10)는 1인승 항공기(10)로 도시되어 있다. 그러나, 더 큰 다인승의 실시 예도 가능할 수 있다.

[0043] 도면에 도시된 실시 예에서, 전방 날개(20,22) 및 후방 날개(30,32)의 원단부는 연결되어, 두 쌍의 날개(20,22,30,32)는 박스형 날개 또는 폐쇄형 날개 구조를 규정한다.

[0044] 다른 실시 예에서(미도시), 전방 날개(20,22) 및 후방 날개(30,32)는 타이 바(tie bar)나 스트럿(strut)으로 연결된 스트럿 지주식 날개(strut braced wing)일 수 있다. 스트럿 지주식 날개는 일반적으로 기존 캔틸레버식 날개(cantilevered wing)보다 가볍다.

[0045] 본 명세서에서 설명되는 VTOL 항공기(10)가 박스형 날개 또는 스트럿 지주식 항공기(10)이지만, 당업자라면 항공기(10)는 전방 날개(20,22) 및 후방 날개(30,32)가 분리되어 연결되지 않은 기존 캔틸레버식 날개 항공기일 수 있다는 점을 충분히 이해할 수 있을 것이다. 또한, 항공기(10)는 단지 단일 쌍의 날개만을 가질 수도 있다.

[0046] 도면을 참조하면, 전방 날개(20,22) 및 후방 날개(30,32)는 수직 방향으로 분리되어 있다.

[0047] 도 2에 도시된 바와 같이, 후방 날개(30,32)의 팁 부분(40)은 아래쪽 혹은 뒤쪽으로 연장될 수 있다. 상기 윙팁 부분, 또는 윙렛(40)은 윙 팁의 와류를 감소시킨다.

[0048] 다시 도 2를 참조하면, 각각의 윙렛(40)의 근위측은 인접한 전방 날개(20) 및 후방 날개(30)를 연결하는 연결 부재(42)에 연결된다. 추가적인 연결 부재(42)는 동체의 대향 측면 상의 인접한 전방 날개(22) 및 후방 날개(32)를 연결한다.

[0049] 각 전방 날개(20,22) 및 후방 날개(30,32)는 고정된 리딩 엣지(25,35)를 포함한다. 리딩 엣지(25,35)는 에어포일(airfoil)의 일부의 형태로 곡선 윤곽을 가질 수 있다. 리딩 엣지는 회전하거나 또는 달리 움직이지 않는다.

[0050] 각각의 고정된 리딩 엣지(25,35)의 후미측에서, 전방 날개(20,22) 및/또는 후방 날개(30,32)는 회동 방식으로(pivotally) 장착된 에일러론(보조익:aileron) 또는 제어 표면(50)을 포함한다. 각각의 제어 표면(50)은 이착륙을 위한 일반적 수직 구성(도 11C, 11D에 도시된 바와 같은) 및 전방 비행을 위한 일반적 수평 구성(도 11A, 11B에 도시된 바와 같은) 사이에서 회동될 수 있다.

[0051] 제어 표면(50)은 날개(20,22,30,32)의 전체 길이를 따라 연속적으로 연장되는 단일 표면일 수 있다. 대안적으로, 각각의 날개(20,22,30,32)는 하나 이상의 독립적으로 회동 가능한 제어 표면(50)을 구비할 수 있어서, 상기 제어 표면(50)은 다른 제어 표면(50)과 무관하게 리딩 엣지(25,35)에 대해 회동할 수 있다.

[0052] 수직 이착륙 (VTOL) 항공기(10)는 복수의 전기 모터(60)를 포함할 수 있다. 각각의 모터(60)는 프로펠러 또는 로터(70)를 포함할 수 있다. 도면에 도시된 바와 같이, 각각의 모터(60)의 몸체부(62)는 일반적으로 고정된 리딩 엣지(25,35)의 전방에서, 이동 가능한 제어 표면(50)의 상부 표면 또는 하부 표면에 인접하게 장착된다. 제어 표면(50)은 수평 비행 모드(도 2) 및 수직 비행 모드(도 1) 모두에 대해 약 80 및 100도 사이의 범위, 바람직하게는 대략 90도의 범위에서 회전할 수 있다.

[0053] 모터(60)는 고정된 리딩 엣지(25,35)보다 충분히 전방에 장착될 수 있어서, 로터 블레이드는 후방으로 접힐 수 있으며 윙 구조를 명확히 유지할 수 있다.

[0054] 모터(60) 및 제어 표면(50)에 대한 두 가지 가능한 장착 배열이 있을 수 있다.

[0055] a) 각각의 모터(60)는 고정 리딩 엣지(25,35) 중 하나에 회동 방식으로 연결될 수 있고, 제어 표면(50)은 모터(60)의 몸체부(62)에 고정된다(예를 들어, 도 11C); 또는

[0056] b) 제어 표면(50)은 고정된 리딩 엣지(25,35) 중 하나에 회동 방식으로 연결될 수 있고, 상기 제어 표면은 모터

(60)의 몸체부(62)에 고정된다.

[0057] 전기 모터(60)는 각각의 모터(60)의 로터가 대체로 수직한 회전 축을 갖는 제1 위치 및 각각의 모터(60)의 로터가 대체로 수평한 회전 축을 갖는 제2 위치 사이에서 제어 표면(50)과 함께 리딩 엣지(25,35)에 대해 각각 회동될 수 있다.

[0058] 도 1 내지 도 6에 도시된 실시 예에서, 날개(20,22,30,32) 중 적어도 하나는 제어 표면(50)을 통과하는 평면을 기준으로 서로에 대해 오프셋 되는 제1 및 제2 모터(60)를 구비한다. 도면에 도시된 실시 예에서, 이것은 날개(20,22,30,32)의 대향하는 상부측 및 하부측 상에 모터(60)를 위치시킴으로써 달성된다. 도 1 내지 도 6에 도시된 실시 예에서, 각각의 날개는 4개의 전기 모터(60)를 구비한다. 즉, 2개의 전기 모터(60)는 날개(20,22,30,32) 위에 장착되고, 2개의 전기 모터는 날개(20,22,30,32)의 아래에 교대 방식의 구성으로 장착된다. 그러나, 도 14 및 도 15에 도시된 실시 예에서, 각각의 날개는 2개의 전기 모터(60)를 구비한다.

[0059] 전기 모터(60)와 이들의 장착 파일론(pylon)은 회동 제어 표면(50)에 각각 장착된다. 전체 모터는 힌지 점(33)을 중심으로 회전한다. 4개의 모터(60)는 상이한 추력 선을 갖도록 장착된다. 특히, 2개의 모터(60)는 제어 표면(50)을 수평 방향으로 회전시키는 경향이 있는 추력 선을 가지며, 다른 2개의 모터는 날개(20,22,30,32)를 수직 방향으로 회전시키는 경향이 있는 추력 선을 가진다. 4개의 모터(60)가 모두 일제히 작동하면 모멘트가 상쇄되어, 수직 비행 모드에서의 안정화가 달성된다.

[0060] 도면 3 내지 6에 도시된 날개 조정 순서는 이륙 날개 위치와 전진 비행 날개 위치 간의 전환 시에 모터(60)와 제어 표면(50)의 경사 변화를 나타낸다. 이들 도면에 도시된 바와 같이, 리딩 엣지(25,35)는 고정식 및 비회동식이다. 그와 반대로, 모터(60)와 제어 표면(50)은 동시에 회동한다.

[0061] 도 6을 참조하면, 날개가 전진 비행을 위해 최종 수평 위치에 도달하면, 리딩 엣지(25,35)와 제어 표면(50) 간의 결합에 의해 날개(20,22,30,32)는 더 이상 회동하지 않게 된다. 이는 날개(20,22,30,32) 및 제어 표면(50)이 보완적인 결합 표면을 갖기 때문에 발생한다.

[0062] 도 7 내지 도 10은 본 발명의 제2 실시 예를 나타낸다. 이 실시 예에서, 4개의 모터(60)는 각각 날개(20,22,30,32) 아래에 장착된다. 특히, 각각의 모터(60)는 날개(20,22,30,32) 아래의 위치에 힌지 방식으로 고정되고, 이는 하강 시 큰 각도의 기울기로 양력 계수를 추가로 증가시키고, 진동(buffet)을 감소시키는 리딩 엣지 슬롯(72)을 생성하는데 사용될 수 있다.

[0063] 리딩 엣지 슬롯(72)은 리딩 엣지(25,35) 및 틸팅 제어 표면(50) 간의 틈(gap)이다. 슬롯(72)은 도 3, 4 및 5에서 확인될 수 있으며, 도 6에서는 닫힌 위치 내에 존재한다. 상기 슬롯(72)은 또한 도 11A에서도 확인될 수 있다.

[0064] 도 8을 참조하면, 이러한 배열에서 모터들의 회전 축들은 평행하지 않다. 특히, 각각의 홀수 모터(60)는 제어 표면(50)에 대해 하방향으로 경사진 회전축(XX)를 가지며, 각각의 짝수 모터(60)는 제어 표면(50)에 대해 상방향으로 경사진 회전축(YY)를 가진다. 이러한 방식으로, 2개의 모터(60)는 제어 표면(50)을 시계 방향으로 회전시키는 경향의 추력 선을 가지며, 다른 2개의 모터는 제어 표면(50)을 반시계 방향으로 회전시키는 경향의 추력 선을 가진다. 모든 4개의 모터(60)가 동시에 작동하면 모멘트는 상쇄되고, 수직 비행 모드에서의 안정화가 달성된다.

[0065] 항공기(10)는 각각의 모터(60)에 개별적으로 조정된 전력 공급을 제공한다. 이는 각각의 모터에 상이한 전압이 전달되도록 허용하고, 따라서 좌우 회전과 같은 원하는 비행 조건을 달성하도록 각각의 모터에 의해 가변 전력 출력이 선택적으로 생성될 수 있다.

[0066] 또한, 모터(60)의 독립적인 전력은 모터(60)가 날개(20,22,30,32)의 트레일링 엣지(trailing edges) 상에 위치된 제어 표면(50)을 기울이는데 사용될 수 있도록 한다.

[0067] 도 11A 내지 도 11D는 날개(20,22,30,32) 중 하나의 아랫면에 장착된 모터(60)의 개략도이다. 힌지 플레이트(28)는 고정된 리딩 엣지(25,35)에 연결되고, 아래쪽으로 연장된다. 모터(60)는 힌지 지점(33)에서 힌지 플레이트(28)에 회동 방식으로 연결된다. 프로펠러(70) 및 파일론 구조는 힌지 지점(33)을 중심으로 회전하는 제어 표면(50)에 고정되어 있다.

[0068] 날개 아랫면에 장착된 모터(60)를 구비한 상기 실시 예에서, 도 11A 내지 도 11D에 도시된 날개 조정 순서는 수직 이륙 날개 위치 및 수평 전진 비행 날개 위치 간의 전환 시에 모터(60) 및 제어 표면(50)의 경사 변화를 나타낸다. 제1 실시 예와 동일한 방식으로, 리딩 엣지(25,35)는 고정식 및 비회동식이고, 모터(60) 및 제어 표면

(50)은 동시에 회동된다.

[0069] 도 12A 내지 12D는 도 7 내지 도 11D 중 어느 하나의 날개 배열에 대한 수직 및 수평 간의 전환을 도시한 개략적인 단면도이다. 도 12A 내지 12D는 또한 각각의 날개 상의 인접한 모터의 추력 선이 평행하지 않은 것을 나타내며, 이것은 힌지 지점(33)을 중심으로 모멘트를 발생시켜, 제어 표면(50)에 대해 회전하도록 선택적으로 사용될 수 있다.

[0070] 도면에 도시된 바람직한 실시 예에서, 2개 또는 4개의 모터(60)가 각각의 날개(20,22,30,32)에 장착될 수 있다. 하지만 추가적인 모터(60)도 항공기(10), 예를 들어, 날개(20,22,30,32), 동체(24)의 기수(nose) 또는 날개 연결 부재(42) 상에 장착될 수 있다.

[0071] 일 실시 예에서, 힌지 메커니즘은 구조적 무게를 더욱 감소시키는 모터 포드(motor pod) 구조로 통합될 수 있다. 추가적으로 가능한 개선은 다수의 모터 포드가 있는 경우, 각각의 포드가 힌지 베어링을 수용하는 것이다.

[0072] 도 10을 참조하면, 모터(60)의 로터(70) 블레이드(blade)는 사용하지 않을 때 아래쪽으로 접힐 수 있다. 또한, 로터 블레이드(70)의 일부는 전진 비행 모드에서 아래쪽 및 뒤쪽으로 접힐 수 있는데, 그 이유는 이착륙과 비교하여 전진 비행 모드에서 일반적으로 더 적은 추진력이 요구되기 때문이다.

[0073] 종래의 틸트 윙 항공기는 날개를 기울이기 위해 액추에이터가 필요하다. 반면에, 본 명세서에 개시된 VTOL 항공기(10)의 실시 예는 제어 표면(50)을 회전시키기 위해 모터 추력을 사용한다. 이것은 모터를 윙 틸트 축의 양측 상에(즉, 날개의 위와 아래에) 장착되는 모터를 구비하거나, 또는 대안적으로 도 7에 도시된 바와 같이 다른 모터와 비교하여, 각도 방향으로 오프셋된 상이한 추력 선을 갖도록 나머지 다른 모터에 대해 각도 방향으로 경사진 일부 모터를 구비함으로써 달성될 수 있다. 작동이 이하에서 기술된다.

[0074] 모터(60)는 바람직하게는 스위칭 주파수를 변경함으로써 속도를 변화시키는 브러시리스 DC 모터이다. 이러한 스위칭 주파수는 제어 시스템(90)에서 전자 속도 제어기(electronic speed controllers, ESC)에 의해 제어된다. 모터(60)는 실제로는 영구 자석 AC 모터이지만, ESC로부터의 입력은 DC이므로 일반적으로 브러시리스 DC라고 지칭된다. 모터(60) 작동은 ESC로부터의 주파수 입력이 더 높아지면 프로펠러 속도가 더 빨라지고, ESC로부터의 주파수 입력이 더 낮아지면 프로펠러 속도가 더 느려진다.

[0075] 실제로, 스위칭 주파수가 동일하면, 모멘트는 균형을 이룰 것이다.

[0076] 제1 실시 예 - 날개 위와 아래에 장착된 모터

[0077] 도 1 내지 도 6에 도시된 실시 예를 참조하면, 날개의 제어 표면(50) 위에 위치된 전기 모터(60)의 회전 속도를 증가시킴으로써, 제어 시스템은 상부 프로펠러(70)에 의해 생성된 추력을 증가시킬 수 있다. 동시에, 날개의 제어 표면(50) 아래에 위치한 모터(60)의 속도를 감소시키면, 하부 프로펠러(70)에 의해 생성된 추력이 감소된다. 결과적으로, 회전 모멘트가 생성되어, 대체로 수평한, 전방 비행 모드로 제어 표면(50)을 회전시킨다.

[0078] 반면에, 날개의 제어 표면(50) 위에 위치된 전기 모터(60)의 속도를 감소시키고 날개의 제어 표면(50) 아래에 위치된 전기 모터(60)의 속도를 증가시킴으로써, 회전 모멘트를 생성하여 수직(즉, 이착륙) 구성으로 제어 표면(50)을 회전시킬 수 있다.

[0079] 모터(60)는 제어 소프트웨어의 혼합 알고리즘을 사용하여 제어되어, 날개 해당 세그먼트 상의 모든 모터(60)의 총 출력이 안정적인 비행을 위해 필요한 총 추력을 생성하는 것을 보장하면서도, 여전히 명령에 의해 날개를 수직에서 수평으로 그리고 뒤로 기울일 수 있다.

[0080] 브레이크 또는 클램핑 장치 또는 소형 액추에이터가 제어 표면(50)을 원하는 수직 또는 수평 구성으로 유지하는데 사용된다.

[0081] 제2 실시 예 - 각추력 벡터 오프셋(angular thrust vector offset)을 갖도록 장착된 모터

[0082] 도 7 내지 도 13에 도시된 실시 예를 참조하면, 하향 경사 추력 선(XX)을 갖는 전기 모터(60)의 회전 속도를 증가시킴으로써 제어 시스템은 상부 프로펠러(70)에 의해 생성된 추력을 증가시킬 수 있다. 동시에, 상향 경사 추력 선(YY)를 갖는 2개의 모터(60)의 속도를 감소시키면, 이들 프로펠러(70)에 의해 생성된 추력이 감소한다. 결과적으로, 회전 모멘트가 생성되어, 대체로 수평한, 전방 비행 모드로 제어 표면(50)을 회전시킨다.

[0083] 그와 반대로, 하향 경사 추력선(XX)을 갖는 전기 모터(60)의 속도를 감소시키고, 상향 경사 추력 선(YY)을 갖는

전기 모터(60)의 속도를 증가시킴으로써, 회전 모멘트를 생성하여 수직(즉, 이착륙) 구성으로 제어 표면(50)을 회전시킬 수 있다.

[0084] 항공기(10)의 추가적인 실시 예는 제어 표면(50) 당 4, 6 또는 2n (n=1,2,3,4 …)개의 모터(60)를 구비하여 틸트 메커니즘이 여유(redundancy)를 갖게 되고, 임의의 단일 모터가 고장이 나더라도 날개 회전을 방해하지 않는다.

[0085] 유리한 측면은, 항공기(10)의 실시 예가 틸트 윙 구성 항공기(10)의 날개를 회전시키기 위해 크거나 무거운 액추에이터가 불필요하다는 점이다. 또한, 구성 요소의 수가 잠재적으로 감소하여 시스템 신뢰성을 증가시킨다.

[0086] 하나의 예시가 기술된다. 도 7 내지 도 13을 참조하면, 도시된 실시 예는 날개(20,22,30,32) 당 4개의 모터를 구비하여 총 16개의 모터(60)를 구비한다.

[0087] T_1 = 프로펠러 & 모터 1의 추력 (P_1)

[0088] T_2 = 프로펠러 & 모터 2의 추력 (P_2)

[0089] T_n = 프로펠러 & 모터 3의 추력 (P_n)

[0090] T_{16} = 프로펠러 & 모터 16의 추력 (P_{16})

[0091] 모터(60)가 수직 축 구성(예를 들어, 도 12A)인 경우,

[0092] 총 정지 비행 추력 = $T_1 + T_2 + T_3 + \cdots + T_{16}$

[0093] 균형 정지 비행 무게 = 질량 * g (중력 가속도)

[0094] $W = T_1 + T_2 + T_3 + \cdots + T_{16}$

[0095] 각각의 모터(60)에 의해 발생된 추력은 각각의 프로펠러(70)의 속도를 증가 또는 감소시킴으로써 제어 시스템에 의해 변화될 수 있고, 이는 모터(60)의 회전 속도를 증가 또는 감소시키는 모터 전자 속도 제어기(electronic speed controller, ESC)에 신호를 전송함으로써 달성된다. 대안적으로, 가변 피치 프로펠러가 사용될 수 있으며, 프로펠러 상의 피치를 가변시켜 추력을 변화시킨다.

[0096] 날개 1의 추력 = $T_{w1} = T_1 + T_2 + T_3 + T_4$

[0097] 날개 2의 추력 = $T_{w2} = T_5 + T_6 + T_7 + T_8$

[0098] 날개 3의 추력 = $T_{w3} = T_9 + T_{10} + T_{11} + T_{12}$

[0099] 날개 4의 추력 = $T_{w4} = T_{13} + T_{14} + T_{15} + T_{16}$

[0100] 정상 상태 정지 비행 시:

[0101] $W = T_{w1} + T_{w2} + T_{w3} + T_{w4}$

[0102] 종래의 멀티 로터 안정화 알고리즘을 사용하여, 각각의 모터(60)의 속도는 장애(disturbance)에 대해 안정화되도록 가변되고 차동 추력은 항공기(10)를 피치 및 롤링하도록 사용된다.

[0103] 정지 비행 모드에서 날개(20,22,30,32)는 또 다른 메커니즘을 사용하여 자유롭거나 클램핑될 수 있다.

[0104] 유리한 측면은, 항공기(10)가 각각의 모터(60)에 대해 더 작게 분산된 힌지 베어링을 허용하고, 이는 여유가 될 수 있으며, 훨씬 더 작은 직경일 수 있다(따라서 더 가벼울 수 있다)는 점이다.

[0105] 본 발명은 하강하는 동안 틸트 윙 항공기가 겪게되는 와류를 엄청나게 감소시키는 슬롯형 리딩 엣지(slotted leading edge)를 제공할 수 있다.

[0106] 추가적인 전기 모터(미도시)가 추가적인 양력 및/또는 전진 속도를 생성하기 위해 동체와 같은, 날개 이외의 구조물에 장착될 수 있다.

[0107] 유리한 측면은, 박스형 날개 구조가 동일한 크기의 기존 날개보다 공기 역학적으로 더 효율적이고, 구조적으로

더 효율적일 수 있다(따라서 더 가볍다)는 점이다.

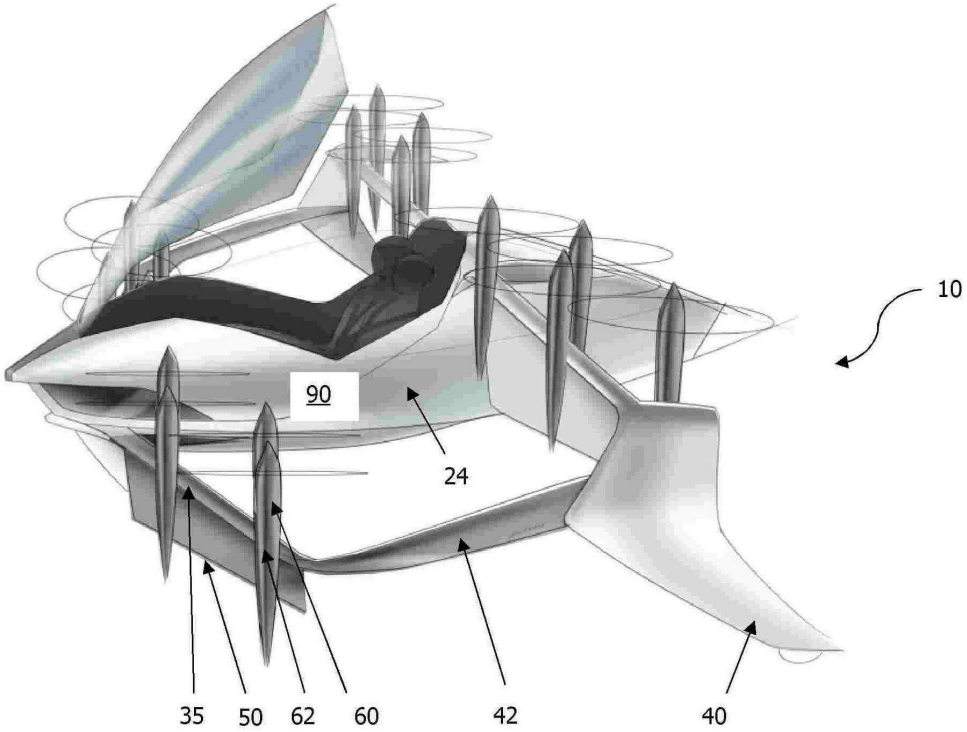
[0108] 유리한 측면은, 박스형 날개 구조는 추가적인 강성(rigidity)을 제공한다.

[0109] 유리한 측면은, 항공기(10)가 종래의 틸트 윙 항공기와 비교하여 필요한 베어링 및 틸트 구조의 무게를 감소시킨다. 그 이유는 기존 틸트 윙은 회전하는 견고한 구조를 갖는 단일의 대형 베어링 쌍(항공기 동체의 한면 상에 하나)이 필요하기 때문이다.

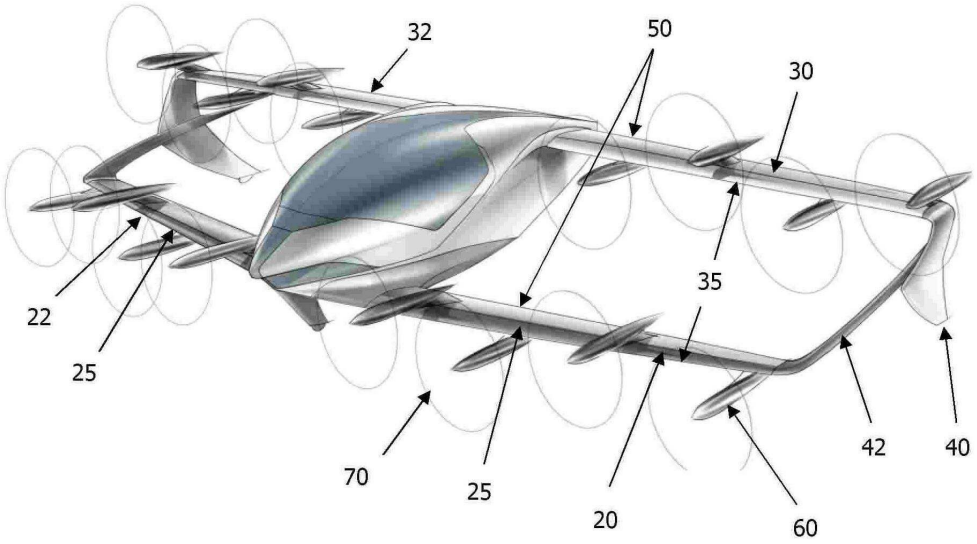
[0110] 본 발명은 특정 예시를 참조하여 설명되었지만, 본 발명 기술 분야의 통상의 기술자라면 본 발명이 다수의 다른 형태로 구현될 수 있다는 점을 이해할 수 있을 것이다.

도면

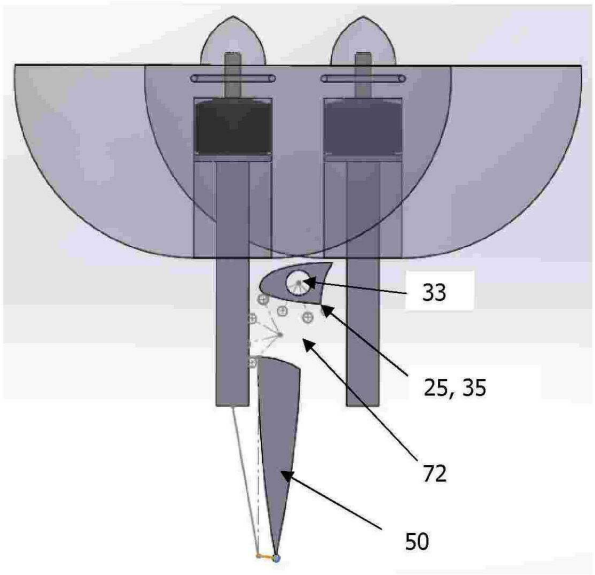
도면1



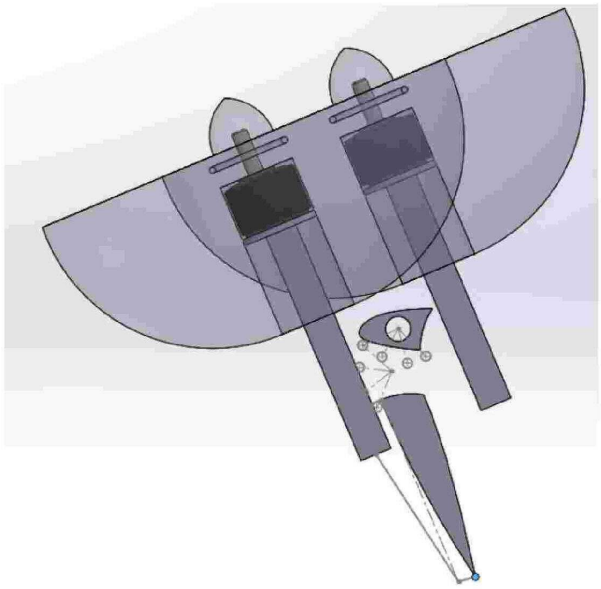
도면2



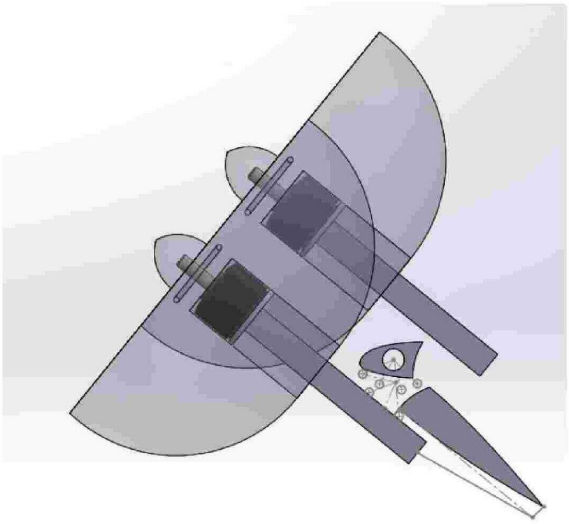
도면3



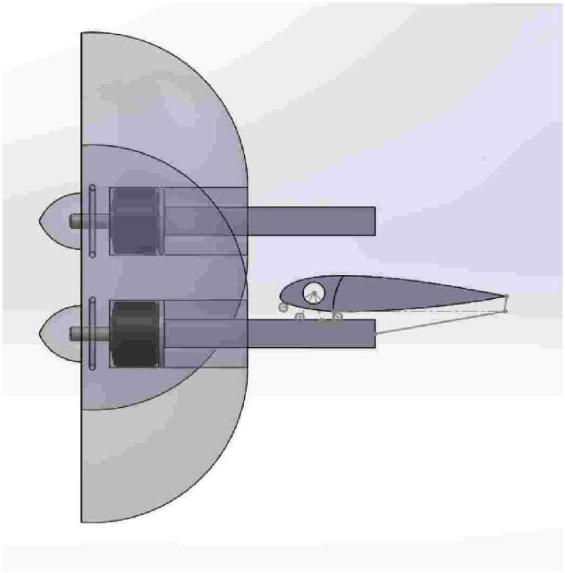
도면4



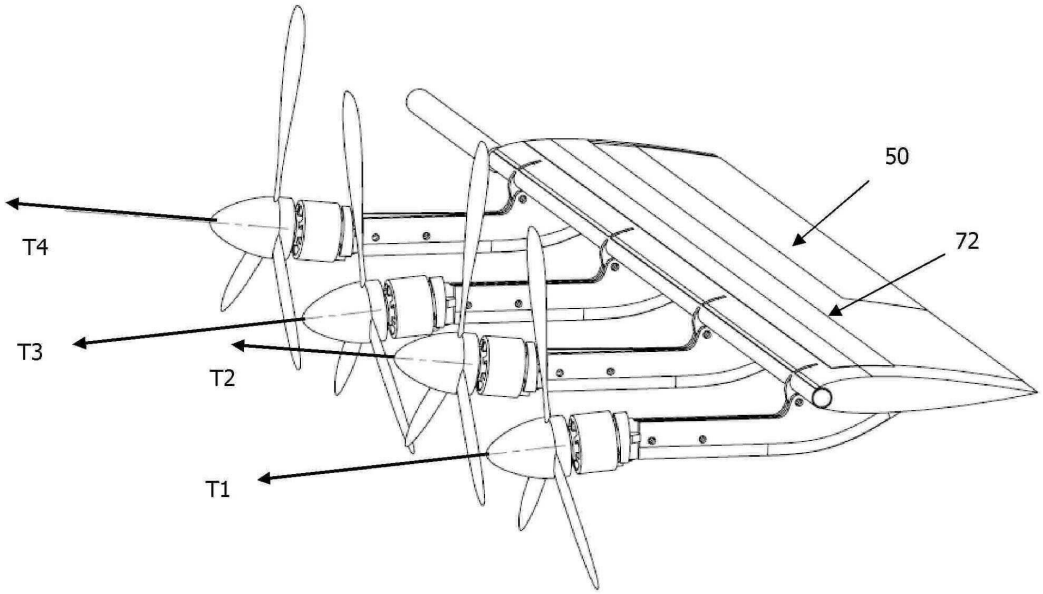
도면5



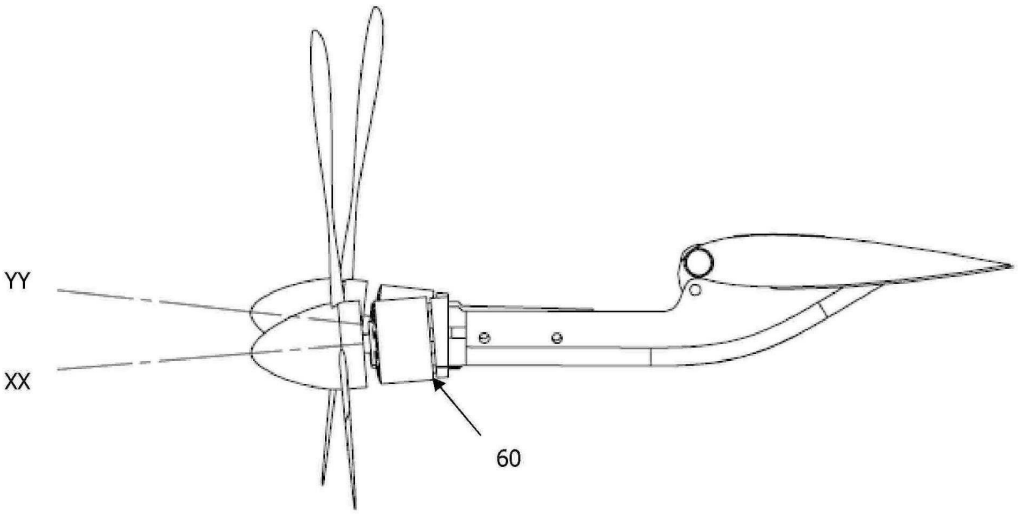
도면6



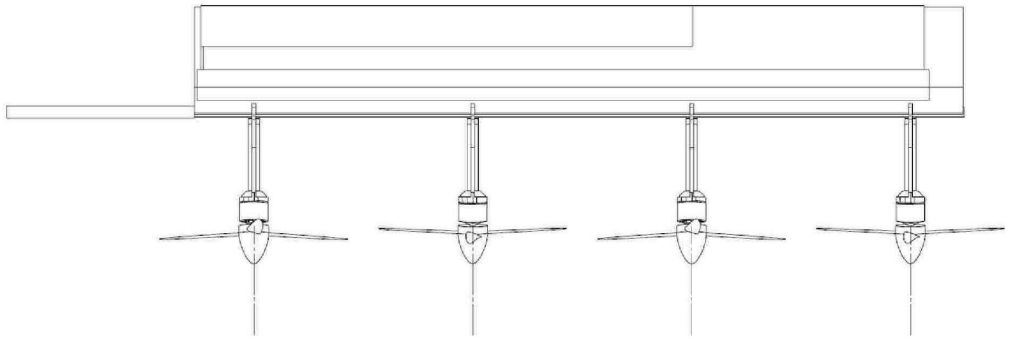
도면7



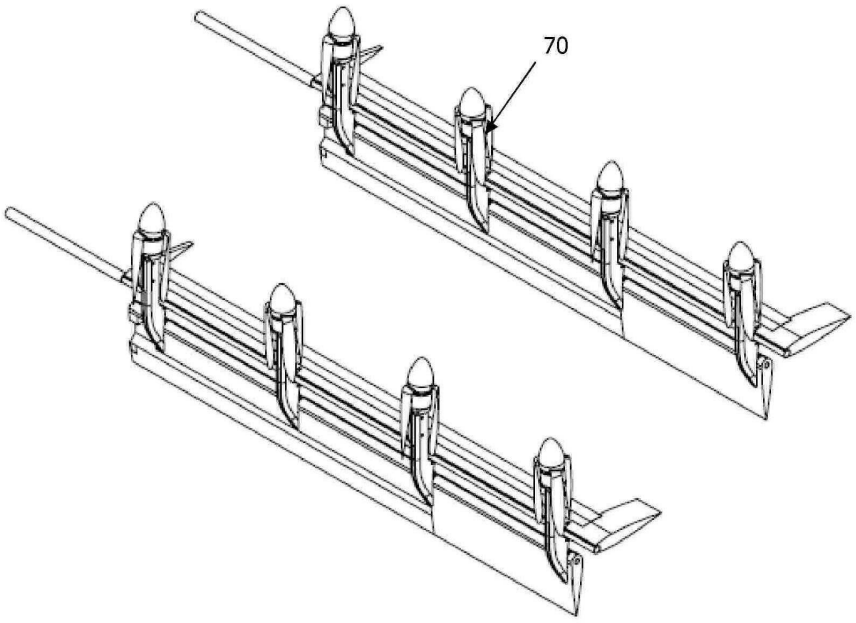
도면8



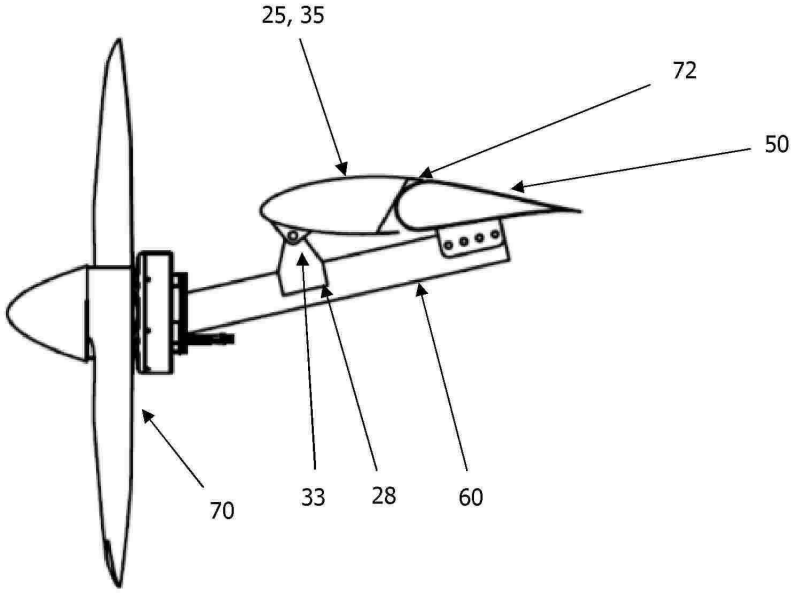
도면9



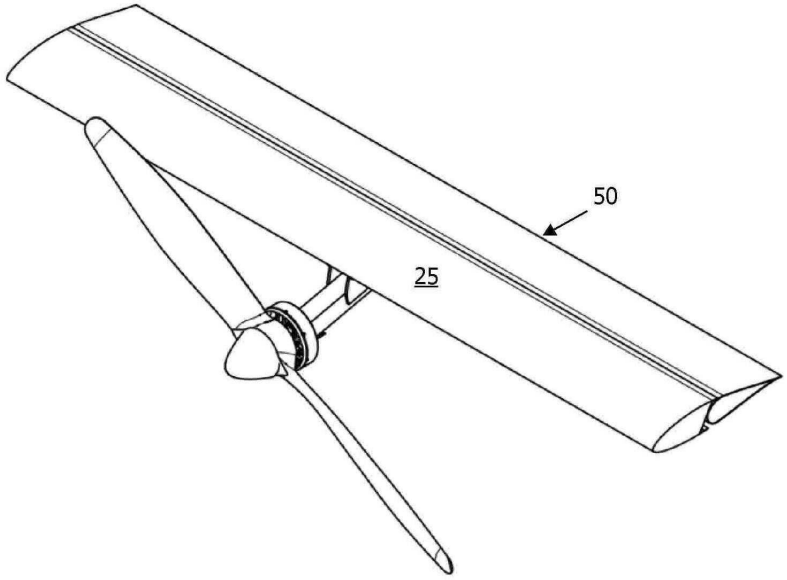
도면10



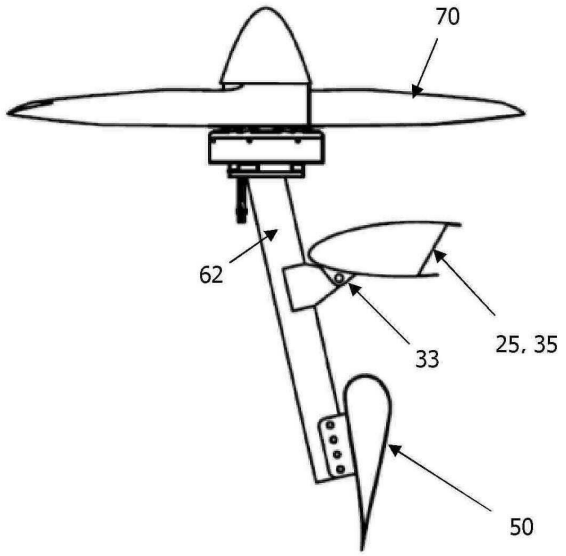
도면11a



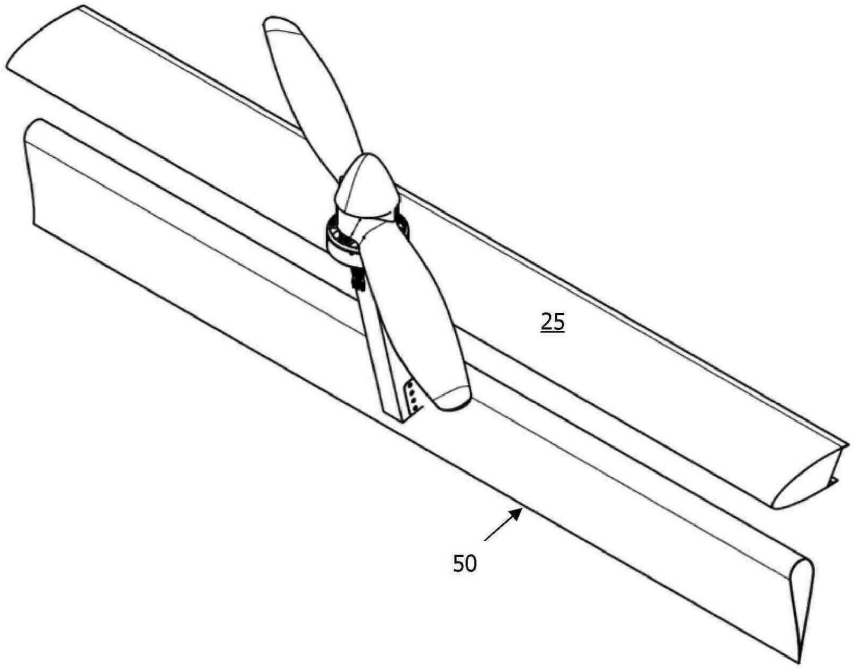
도면11b



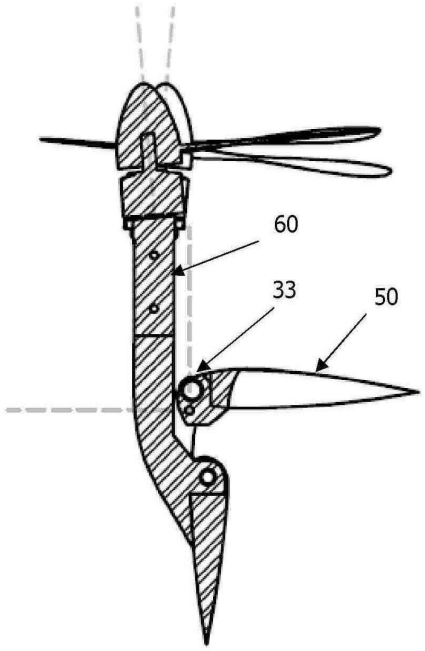
도면11c



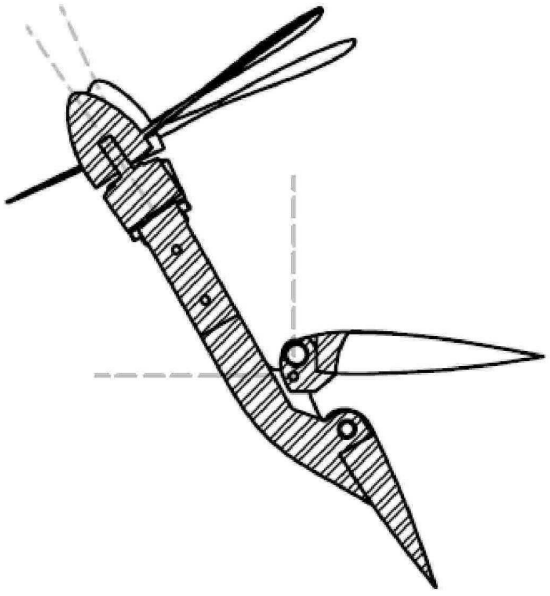
도면11d



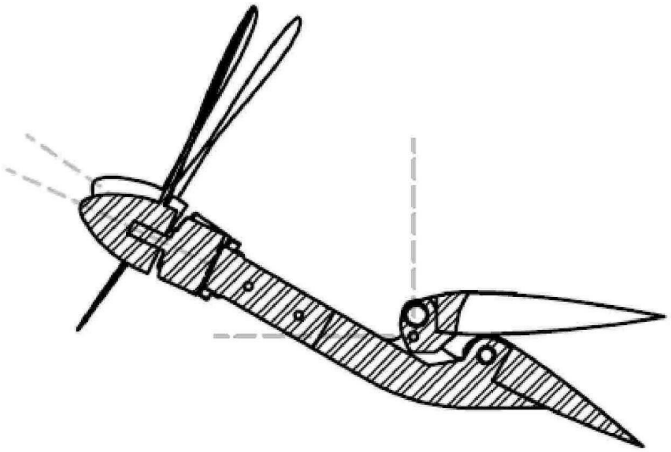
도면12a



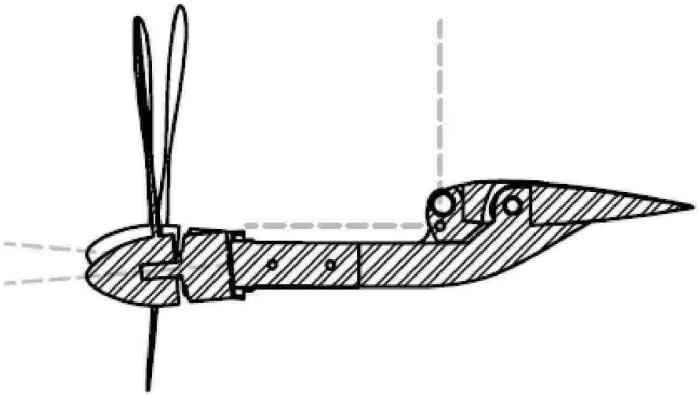
도면12b



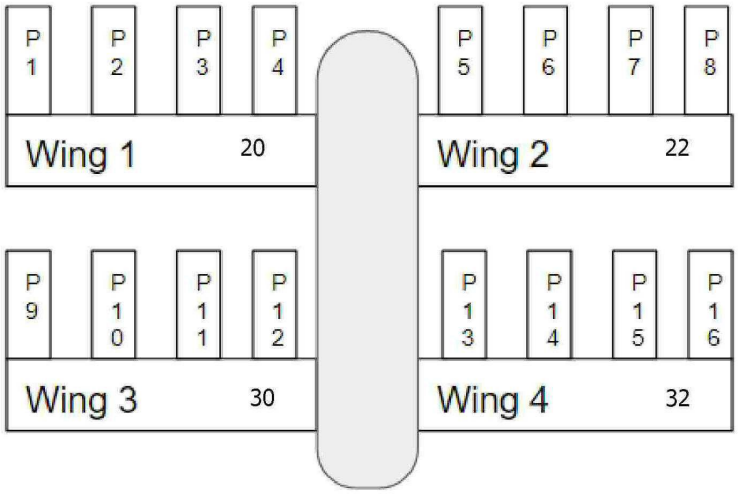
도면12c



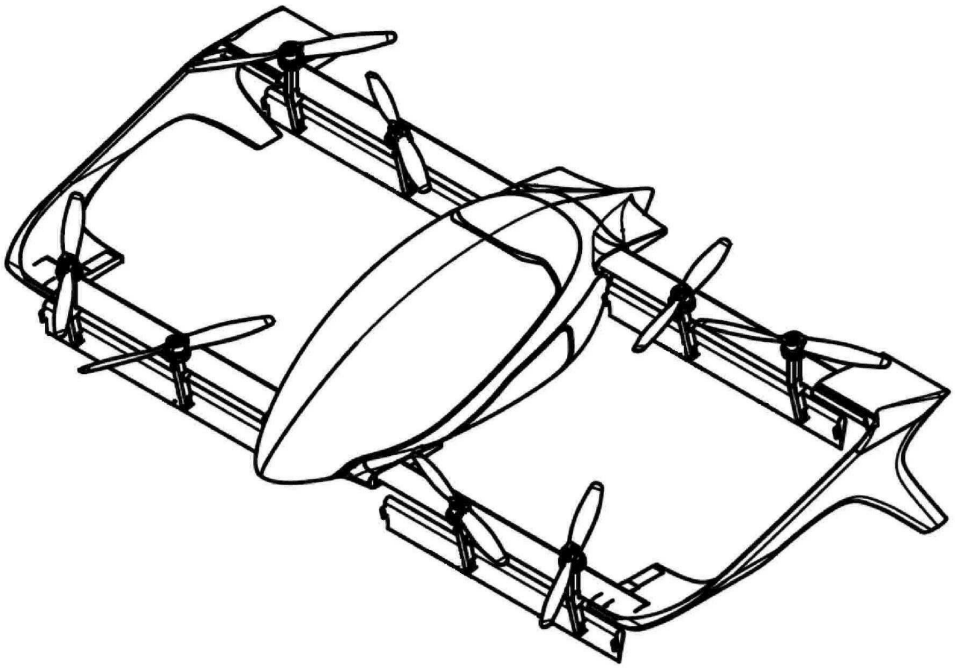
도면12d



도면13



도면14



도면15

