



(19) 대한민국특허청(KR)

(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2015년03월12일

(11) 등록번호 10-1502290

(24) 등록일자 2015년03월06일

- (51) 국제특허분류(Int. Cl.)  
*B64C 29/00* (2006.01) *B64C 27/57* (2006.01)  
*B64C 13/18* (2006.01) *B64D 27/24* (2006.01)  
*B64C 3/10* (2006.01)
- (21) 출원번호 10-2014-7003769
- (22) 출원일자(국제) 2012년07월19일  
 심사청구일자 2014년02월13일
- (85) 번역문제출일자 2014년02월13일
- (65) 공개번호 10-2014-0028148
- (43) 공개일자 2014년03월07일
- (86) 국제출원번호 PCT/US2012/047467
- (87) 국제공개번호 WO 2013/013084  
 국제공개일자 2013년01월24일
- (30) 우선권주장  
 61/509,530 2011년07월19일 미국(US)
- (56) 선행기술조사문헌  
 US07159817 B2\*  
 US20110031355 A1\*  
 US1425555 A\*  
 \*는 심사관에 의하여 인용된 문헌

- (73) 특허권자  
 지.에어로 아이엔씨.  
 미국, 캘리포니아 94043, 마운틴 뷰, 2700 브로데릭 웨이
- (72) 발명자  
 크루, 아이란  
 미국, 캘리포니아 94043, 마운틴 뷰, 2700 브로데릭 웨이, 지.에어로 아이엔씨. 사내
- (74) 대리인  
 특허법인 무한

전체 청구항 수 : 총 21 항

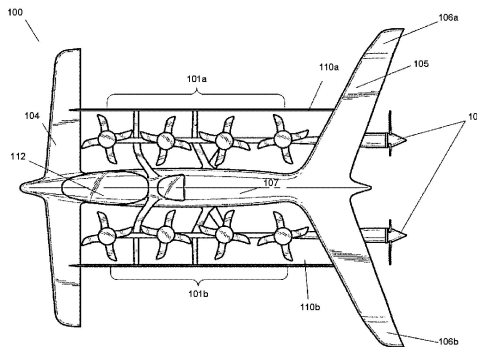
심사관 : 김종윤

(54) 발명의 명칭 개인용 항공기

(57) 요약

안전하고, 조용하며, 제어가 용이하고, 효율적이며, 소형의 항공기 구성이 복수의 수직 리프트 로터, 종렬 윙 및 전방 추력 프로펠러의 조합을 통해 가능해진다. 전방 및 후방 윙과 조합되는 수직 리프트 로터를 통해, 수직 및 수평 비행시 리프트의 중심과 무게 중심의 균형이 가능해진다. 이러한 윙과 복수의 로터 시스템은 제자리 비행, 전환 비행 또는 순항 비행시 비교적 다양한 페이로드 중량에 여유를 줄 수 있으며, 수직 추력에 여유를 줄 수 있다. 상기 추진 시스템은 잠재적인 블레이드 충격으로부터 보호할 수 있고, 승객에게 감각적이고 현실적인 안전성을 향상시켜 제공할 수 있도록 복수의 리프트 로터와 작은 크기의 전방 추력 프로펠러를 사용한다. 복수의 개별적인 로터들을 사용하여 다양성을 제공할 수 있으며, 비행시 기체를 작동시킬 수 없는 단일 지점의 고장 모드를 제거할 수 있다.

대표도 - 도1



**특허청구의 범위**

**청구항 1**

종축 및 수직축을 갖는 동체;

상기 동체에 결합되고, 항공기 무게 중심의 전방에 위치하는 전방 윙;

상기 동체에 결합되고, 항공기 무게 중심의 후방에 위치하는 후방 윙;

상기 동체에 결합되고, 상기 동체의 좌현측을 따라 상기 종축과 평행하게 배치되는 좌현 추진 붐;

상기 좌현 추진 붐에 결합되어 전방 추력을 발생하는 좌현 프로펠러;

상기 좌현 추진 붐에 결합되고, 상기 동체의 종축에 평행하게 설치되는 복수의 제 1 리프트 로터;

상기 동체에 결합되고, 상기 동체의 우현측을 따라 상기 종축과 평행하게 배치되는 우현 추진 붐;

상기 우현 추진 붐에 결합되어 전방 추력을 발생하는 우현 프로펠러;

상기 우현 추진 붐에 결합되고, 상기 동체의 종축에 평행하게 설치되는 복수의 제 2 리프트 로터를 포함하며,

상기 복수의 제 1 리프트 로터 각각은 모터와 결합하여, 상기 수직축을 따르는 방향으로 추력을 제공하고,

상기 복수의 제 2 리프트 로터 각각은 모터와 결합하여, 상기 수직축을 따르는 방향으로 추력을 제공하며,

상기 복수의 제 1 리프트 로터 및 상기 복수의 제 2 리프트에 결합된 각각의 모터는 개별적으로 제어되고,

상기 복수의 제 1 리프트 로터 중 하나 이상의 로터와 상기 복수의 제 2 리프트 로터 중 하나 이상의 로터는 상기 수직축이 아닌 방향에서 비영값의 추력 성분을 발생하도록 배치되며,

상기 복수의 제 1 리프트 로터의 수와 상기 복수의 제 2 리프트 로터의 수는 동일하고, 상기 복수의 제 1 리프트 로터와 상기 복수의 제 2 리프트 로터 각각의 대응하는 로터들의 기울어진 경사각들은 상기 동체에 대해서 대칭되게 배치되며,

상기 복수의 제 1 리프트 로터 중 하나는 소정의 각도로 외측으로 기울어지게 배치되고 상기 복수의 제 1 리프트 로터 중 다른 하나는 상기 소정의 각도로 내측으로 기울어지게 배치되며, 상기 복수의 제 2 리프트 로터 중 하나는 상기 소정의 각도로 외측으로 기울어지게 배치되고 상기 복수의 제 2 리프트 로터 중 다른 하나는 상기 소정의 각도로 내측으로 기울어지게 배치되는 것을 특징으로 하는 개인용 항공기.

**청구항 2**

제 1 항에 있어서,

상기 복수의 제 1 리프트 로터와 상기 복수의 제 2 리프트 로터는 4개 이상의 로터들을 포함하는 것을 특징으로 하는 개인용 항공기.

**청구항 3**

제 1 항에 있어서,

상기 동체와 결합되는 비행 컴퓨터를 더 포함하고,

상기 비행 컴퓨터는 상기 개인용 항공기의 현재 배치 및 원하는 배치를 결정하고, 상기 개인용 항공기의 현재 배치와 원하는 배치의 차이에 따라 상기 로터들에 부착된 복수의 모터들 각각에 개별적으로 지령을 내리는 것을 특징으로 하는 개인용 항공기.

**청구항 4**

제 3 항에 있어서,

상기 비행 컴퓨터는 항공기의 위치, 고도, 자세 및 속도를 나타내는 센서 데이터를 수신하도록 하는 위치 센서

인터페이스와;

상기 위치 센서 인터페이스와 결합되어, 원하는 배치가 되도록 상기 복수의 로터들 각각으로부터 요구되는 추력량을 결정하고, 결정된 추력량을 발생하도록 상기 복수의 모터들 각각에 개별적으로 지령을 내리는 로터 제어 모듈을 더 포함하는 것을 특징으로 하는 개인용 항공기.

**청구항 5**

제 4 항에 있어서,

상기 비행 컴퓨터는 상기 위치 센서 인터페이스에 결합되어, 각 프로펠러로부터 요구되는 전방 추력량을 결정하고, 결정된 추력량을 발생하도록 상기 프로펠러들에 지령을 내리는 프로펠러 제어 모듈을 더 포함하는 것을 특징으로 하는 개인용 항공기.

**청구항 6**

제 4 항에 있어서,

상기 항공기의 상승 및 하강을 위한 프로그래밍이 된 궤적을 갖는 데이터베이스를 더 포함하는 것을 특징으로 하는 개인용 항공기.

**청구항 7**

제 1 항에 있어서,

상기 좌현 추진 붐 및 상기 우현 추진 붐은 복수의 스트럿을 통해 상기 동체에 각각 결합되는 것을 특징으로 하는 개인용 항공기.

**청구항 8**

동체;

상기 동체에 결합되고, 무게 중심의 전방에 위치하는 전방 윙;

상기 동체에 결합되고, 무게 중심의 후방에 위치하는 후방 윙;

상기 동체의 좌현측에서 상기 전방 윙과 상기 후방 윙 사이에 형성되는 복수의 제 1 리프트 로터;

상기 동체의 우현측에서 상기 전방 윙과 상기 후방 윙 사이에 형성되는 복수의 제 2 리프트 로터;

상기 동체에 결합되어, 전방 추력을 발생하는 프로펠러; 및

상기 동체에 결합되어, 상기 복수의 제 1 리프트 로터와 상기 복수의 제 2 리프트 로터 각각에 의해 발생된 추력량을 개별적으로 제어하는 비행 컴퓨터를 포함하며,

상기 복수의 제 1 리프트 로터들 중 하나 이상은 제 1 경사각으로 기울어지고, 상기 복수의 제 1 리프트 로터들 중 하나 이상은 상기 제 1 경사각과 다른 제 2 경사각으로 기울어지며,

상기 복수의 제 2 리프트 로터들 중 하나 이상은 제 3 경사각으로 기울어지고, 상기 복수의 제 2 리프트 로터들 중 하나 이상은 상기 제 3 경사각과 다른 제 4 경사각으로 기울어지고,

상기 제 1 경사각과 상기 제 3 경사각은 상기 동체에 대해서 대칭으로 배치되고, 상기 제 2 경사각과 상기 제 4 경사각은 상기 동체에 대해서 대칭되게 배치되며,

상기 제 1 경사각은 소정의 각도로 외측으로 기울어지게 배치되고 상기 제 2 경사각은 상기 소정의 각도로 내측으로 기울어지게 배치되며, 상기 제 3 경사각은 상기 소정의 각도로 외측으로 기울어지게 배치되고 상기 제 4 경사각은 상기 소정의 각도로 내측으로 기울어지게 배치되는 것을 특징으로 하는 항공기.

**청구항 9**

제 8 항에 있어서,

상기 복수의 제 1 리프트 로터의 수는 4개이고, 상기 복수의 제 2 리프트 로터의 수는 4개인 것을 특징으로 하는 항공기.

**청구항 10**

제 8 항에 있어서,

상기 복수의 제 1 리프트 로터의 수는 3개이고, 상기 복수의 제 2 리프트 로터의 수는 3개인 것을 특징으로 하는 항공기.

**청구항 11**

제 8 항에 있어서,

상기 후방 윙은 윙릿 부품을 포함하는 것을 특징으로 하는 항공기.

**청구항 12**

제 11 항에 있어서,

상기 윙릿은 상향 수직 방향으로 형성된 것을 특징으로 하는 항공기.

**청구항 13**

제 11 항에 있어서,

상기 윙릿은 하향 수직 방향으로 형성된 것을 특징으로 하는 항공기.

**청구항 14**

제 8 항에 있어서,

상기 리프트 로터들은 전기 모터에 의해 구동되는 것을 특징으로 하는 항공기.

**청구항 15**

제 8 항에 있어서,

상기 전방 윙과 후방 윙은 동일 평면이 아닌 것을 특징으로 하는 항공기.

**청구항 16**

제 8 항에 있어서,

상기 윙들을 접을 수 있는 것을 특징으로 하는 항공기.

**청구항 17**

제 8 항에 있어서,

무인 작동을 위해 자동 조종 장치가 형성되는 것을 특징으로 하는 항공기.

**청구항 18**

제 8 항에 있어서,

상기 리프트 로터의 블레이드는 상하 요동이 고정된 것을 특징으로 하는 항공기.

**청구항 19**

동체;

상기 동체에 결합되고, 무게 중심의 전방에 위치하는 전방 윙;

상기 동체에 결합되고, 무게 중심의 후방에 위치하는 후방 윙;

상기 동체의 좌현측에 결합되는 제 1 장착 붐;

상기 동체의 우현측에 결합되는 제 2 장착 붐;

복수의 제 1 리프트 로터;

복수의 제 2 리프트 로터;

상기 후방 윙의 좌현측에 결합되는 제 1 프로펠러 및 상기 후방 윙의 우현측에 결합되는 제 2 프로펠러; 및

상기 동체에 결합되고, 상기 복수의 제 1 리프트 로터와 상기 복수의 제 2 리프트 로터 각각에 의해 발생하는 추력량을 개별적으로 제어하는 비행 컴퓨터를 포함하며,

상기 복수의 제 1 리프트 로터 각각은 상기 동체의 좌현측에서 상기 전방 윙과 상기 후방 윙 사이의 제 1 장착 부에 위치하고, 상기 복수의 제 1 리프트 로터들 중 하나 이상은 제 1 경사각으로 기울어지며, 상기 복수의 제 1 리프트 로터들 중 하나 이상은 상기 제 1 경사각과 다른 제 2 경사각으로 기울어지고,

상기 복수의 제 2 리프트 로터 각각은 상기 동체의 좌현측에서 상기 전방 윙과 상기 후방 윙 사이의 제 2 장착 부에 위치하고, 상기 복수의 제 2 리프트 로터들 중 하나 이상은 제 3 경사각으로 기울어지며, 상기 복수의 제 2 리프트 로터들 중 하나 이상은 상기 제 3 경사각과 다른 제 4 경사각으로 기울어지고,

상기 제 1 경사각과 상기 제 3 경사각은 상기 동체에 대해서 대칭으로 배치되고, 상기 제 2 경사각과 상기 제 4 경사각은 상기 동체에 대해서 대칭되게 배치되며,

상기 제 1 경사각은 소정의 각도로 외측으로 기울어지게 배치되고 상기 제 2 경사각은 상기 소정의 각도로 내측으로 기울어지게 배치되며, 상기 제 3 경사각은 상기 소정의 각도로 외측으로 기울어지게 배치되고 상기 제 4 경사각은 상기 소정의 각도로 내측으로 기울어지게 배치되는 것을 특징으로 하는 항공기.

**청구항 20**

제 19 항에 있어서,

상기 항공기의 좌현측에서 제 1 펜스와 상기 항공기의 우현측에서 제 2 펜스를 더 포함하고,

상기 제 1 펜스와 제 2 펜스 각각은 상기 장착 부에 평행하고, 상기 복수의 로터들의 선체 외측에서 상기 동체에 결합되는 것을 특징으로 하는 항공기.

**청구항 21**

제 20 항에 있어서,

상기 펜스들은 항공기의 소음 이력을 줄이는 것을 특징으로 하는 항공기.

**명세서**

**기술분야**

[0001] 본 발명은 견고한 제어가 가능한 안전 장치를 제공하도록 구성된 개인용 비행기에 관한 것이다. 특히, 기재된 본 발명은 수직 이착륙 성능을 가지는 항공기를 포함하며, 이는 제자리(hover) 비행, 전환(transition) 비행 및 순항(cruise) 비행에 제어된 방식으로 수직 및 수평의 추력을 제공한다.

**배경기술**

[0002] 윙에 충분한 양력을 제공하기 위해 지면 상에서 충분한 속도를 얻을 수 있는 활주로를 사용하는 대신, 수직 이착륙은 항공기에 수직 및 전방 추력이 제공될 필요가 있다. 수직 방향으로 생성된 추력은 비행체를 들어올리고, 수평으로 생성된 추력은 전방으로의 움직임을 제공한다. 수직 이착륙(vertical takeoff and landing : VTOL) 항공기는 수직 및 수평 추력 모두를 생성할 수 있으며, 균형된 방식으로 이들 힘들을 제어할 수 있다.

[0003] 회전익 항공기 또는 헬리콥터는 수직 이착륙 항공기의 공통된 유형 중 하나이다. 헬리콥터는 수직 및 수평 추력 모두를 제공하는 대형의 로터를 갖는다. 로터가 공속 범위를 넘는 이러한 두 가지 기능을 수행하기 위해, 상기 로터는 일반적으로 꽤 복잡한 구성을 갖는다. 비행체의 비행 조건에 따라, 상기 로터의 블레이드는 요구되는 추력을 제공하기 위해, 대략 360° 방위각 회전의 다른 배치각으로 존재하여야 한다. 따라서, 로터는 블레이드 배치각의 콜렉티브 및 사이클릭 변이를 가져야 한다. 콜렉티브는 360° 회전 방위각과 관계없이 각 블

레이드 각을 동일하게 변이시킨다. 싸이클릭은 360° 회전 방위각의 함수로서 블레이드 받음각(angle of attack)을 변이시킨다. 싸이클릭 제어를 통해, 상기 로터는 여러 가지 방향으로 갖혀질 수 있으며, 따라서, 로터 추력은 전방, 후방, 좌향 및 우향으로 향할 수 있다. 이러한 방향은 헬리콥터가 수평한 평면에서 움직일 수 있도록 하고, 돌풍과 같은 교란(disturbance)에 대응하는 제어력을 제공한다.

**발명의 내용**

**해결하려는 과제**

[0004]

헬리콥터 로터는 크기 때문에, 주위의 장애물과 부딪치는 것으로부터 보호되지 않는다. 또한, 콜렉티브 및 싸이클릭 블레이드 각을 모두 제어하는 기계적 복합 시스템을 사용한다. 이러한 로터는 기계적으로 복잡하고, 정비가 요구된다. 상기 로터는 일반적으로 저속에서 회전하고, 이는 로터와 모터 사이에 고하중의 변속기가 필요하게 된다. 상기 변속기 또는 기어 박스는 비행체의 안전성과 비행체의 페이로드(payload)를 잠재적으로 감소시킨다. 전체 비행체 시스템에 걸친 기계적인 복잡성 때문에, 많은 부분들은 한 곳이 중단되면, 전체 시스템이 멈추게 된다. 이러한 여분이 없기 때문에, 비행체의 안전을 유지하는데 빈번한 조사와 정비가 요구된다.

**과제의 해결 수단**

[0005]

개시한 실시형태는 제어가 용이하고, 매우 콤팩트하며, 안전하고, 조용하면서 효율적인 구성을 갖는 개인용 항공기를 제공하고, 전방 비행으로의 전환 및 전방 비행으로부터의 전환이 가능한 수직 이착륙을 수행할 수 있다. 일 실시형태에 있어서, 항공기 구성은 이륙, 전방 비행으로의 전환 및 전방 비행으로부터의 전환 및 착륙시 양력을 발생하기 위한 수직 추력 제공과 제어가 가능하도록 배치된 다수의 로터를 포함한다. 상기 로터는 항공기의 프레임에 비평면 배치로 고정되어 부착된다. 일부 실시형태에 있어서, 상기 로터의 배치를 통해 자세를 변경하지 않고 항공기의 수평 및 전후방 제어가 가능해지고, 항공기가 순항시 기류 유동에 대한 교란을 최소화할 수 있다. 다양한 실시형태에 있어서, 상기 로터들은 전, 후, 좌, 우 배치를 갖고, 동체의 좌현측 및 우현측을 따라 각 측면에 2 이상의 로터를 배치하는 형태로 수직하게 위치한다.

[0006]

상기 동체는 다양한 중량의 페이로드를 수반한다. 상기 항공기는 비행체 전후에서 종렬 윙(tandem wing)을 갖는다. 상기 윙은 전방 추력을 제공하기 위한 하나 이상의 후방 배치 프로펠러를 통해, 순항시 양력을 제공하고 제어할 수 있다. 상기 로터에 설치된 수직 리프트 로터, 전후방 종렬 윙의 조합은 비행체가 수직 및 수평 비행 제어를 유지하면서, 항공기의 무게 중심을 이동시킨다. 또한, 상기 전후방 윙은 리프트 로터로의 외부 이물 손상(foreign object damage:FOD)을 방지하기 위해 경계부를 제공하도록 위치된다. 승강타(elevator) 및 보조날개(aileron)를 포함하는 제어면은 받음각과 자세를 변경시키면서, 리프트 중심을 조절하여 비행시 항공기의 무게 중심을 변경하도록 사용될 수 있다. 상기 수직 리프트 로터는 상기 무게 중심 주위로 배치되고, 각 로터의 추력은 조절할 수 있으며, 이는 만일 무게 중심이 변경되는 경우 수직 비행에서 리프트의 중심을 재배치하게 된다.

[0007]

수직 리프트 로터의 수가 복수이고, 서로 독립적이기 때문에, 수직 추력은 여분으로 남게되고, 만일 하나의 단일 로터가 고장나더라도 추력과 제어가 유지될 수 있다. 큰 제어력을 제공하는 복수의 수직 로터가 있기 때문에, 로터는 돌풍 조건에서도 작동 응답 속도를 빠르게 하면서, 로터의 크기는 더 작아질 수 있다. 일 실시형태에 있어서, 하나 이상의 리프팅 로터 고장으로부터 리프트 시스템에 여분을 제공하도록, 분리된 전기 모터 및 제어기는 각 수직 리프트 로터에 동력을 공급한다. 일부 실시형태에 있어서, 수직 추력 로터는 이러한 로터를 감추도록 하는 덕트 내부에 내장되고, 증가된 양력을 제공한다. 다른 실시형태에 있어서, 보호 슈라우드 가드는 다른 물체와의 접촉을 방지하고, 로터의 외부 이물 손상을 방지한다. 수직 리프트 로터와 일렬로 배치된 조합체를 보호함으로써, 효율적인 비행을 위한 저속 순항 항력을 제공할 수 있다. 다양한 실시형태에 있어서, 낮은 틱 수직 리프트 로터는 이륙, 전환, 착륙시 낮은 환경 소음 레벨을 실행할 수 있다. 윙이 형성된 전방 윙을 낮게, 후방 윙을 높게 하는 실시형태는 항공기에 요 안정성을 제공하면서 높은 공력학적 효율을 제공할 수 있다. 일부 실시형태에 있어서, 제자리 비행 또는 지면상에 있을 때, 조밀한 비행체 풋프린트(footprint)를 제공할 수 있도록 상기 윙은 접힌다. 상기 윙의 일부 실시형태에 있어서, 연계 제어가 필요하지 않도록 윙 폴드의 내부에만 제어면을 갖게 된다. 수직 리프트에서 사용되는 리프트 로터가 전방 추진 프로펠러로부터 분리되어 있기 때문에, 각각은 특정 작동 조건에 따라 최적화된다. 이러한 비행체는 승객 크기 또는 페이로드의 범위에 따라 조종사가 탑승한 실시형태 또는 조종사가 탑승하지 않는 실시형태로 사용될 수 있다.

**도면의 간단한 설명**

- [0008] 도 1은 일 실시형태에 따른 개인용 항공기 비행체의 평면도이다.
- 도 2는 일 실시형태에 따른 개인용 항공기 비행체의 다른 모습을 나타낸다.
- 도 3은 본 발명의 일 실시형태에 따른 개인용 항공기 비행체의 정면도를 나타낸다.
- 도 4는 일 실시형태에 따른 개인용 항공기 비행체의 좌측면도를 나타낸다.
- 도 5는 일 실시형태에 따른 비행 컴퓨터를 나타내는 블록 다이어그램이다.
- 도 6은 일 실시형태에 따라, 수직 이륙에서 전방 비행으로의 전환을 위한 방법을 나타내는 플로우차트이다.

**발명을 실시하기 위한 구체적인 내용**

- [0009] 도 1은 일 실시형태에 따른 개인용 항공기(100)를 나타낸다. 항공기(100)는 고정 배치되는 수직 양력 로터 조립체(101a, 101b)(이하, 101 이라 한다), 전방 비행 프로펠러(103), 전방 윙(104), 윙릿(106a, 106b)(이하, 106 이라 한다)을 갖는 후방 윙(105), 펜스(110a, 110b)(이하, 110 이라 한다), 조종석 영역(112) 및 동체(107)를 갖는다. 또한, 동체(107)는 도 1에 도시되지는 않았지만 다음 도면에서 기재된 랜딩 기어, 비행 컴퓨터 및 동력원을 갖는다. 도 2는 개인용 항공기(100)의 다른 모습을 나타내며, 추진 붐(bomb)(114), 좌현측 주 랜딩 기어(202) 및 전방 랜딩 기어(204)를 포함한다. 도 3은 개인용 항공기(100)의 정면도를 나타내며, 좌현 랜딩 기어(202a), 우현 랜딩 기어(202b) 및 앞바퀴 랜딩 기어(204)가 나타나 있다. 도 4는 일 실시형태에 따른 항공기(100)의 좌(좌현)측을 나타낸다.
- [0010] 다양한 실시형태에 있어서, 항공기(100)는 한명의 조종사 및 개인용 화물에 맞는 크기로 되어 있다. 예를 들어, 여러가지 실시형태에 있어서, 항공기 앞바퀴에서 최후단면까지의 길이는 15 내지 20 피트이고, 윙 폭은 15 내지 20피트이다. 다른 실시형태에 있어서, 상세한 설명에 기재된 사상을 훼손하지 않고, 당업자라면 항공기는 더 길거나 짧을 수 있고, 더 넓거나 좁을 수도 있음을 이해할 수 있을 것이다.
- [0011] 항공기(100)는 다양한 실시형태에서 복합 재료를 기본으로 구성된다. 동체(107) 및 윙(104, 105)은 탄소 섬유 복합 재료로 만들어진다. 다른 실시형태에 있어서, 상기 윙은 탄소 섬유 복합 재료 윙 스킨의 내외측에 부착되는 금속 부품들과 리브를 갖는다. 일부 실시형태에 있어서, 상기 윙 스킨은 케블러(Kevlar)와 같은 다른 복합 재료가 혼합된 탄소 섬유로 만들어진 복합 재료를 포함할 수도 있다. 다른 실시 형태에 있어서, 동체는 트러스(truss)를 덮는 합성 스킨을 갖는 강 또는 알루미늄과 같은 재료로 만들어진 금속 트러스를 포함할 수 있다. 이러한 실시 형태에 있어서, 합성 동체 스킨은 탄소 섬유, 케블러 또는 당업자라면 알 수 있는 다른 복합 재료로 만들어질 수 있다. 일 실시형태에 있어서, 조정석 창은 폴리카보네이트이고, 다른 경량의 투명 플라스틱이 사용될 수도 있다. 일부 실시형태에 있어서, 펜스(110)는 케블러와 탄소 섬유 복합물로 만들어진다.
- [0012] 일 실시형태에서 로터(101)는 반경이 16인치이고, 탄소 섬유 복합 재료로 만들어지고, 다른 실시형태에서는 알루미늄 허브에 부착되는 탄소 섬유 복합 블레이드로 만들어진다. 또한, 다른 실시형태에 있어서, 로터는 알루미늄 허브에 부착되는 목재 블레이드로 만들어지거나, 탄소 섬유 복합재 허브에 부착되는 목재 블레이드로 만들어진다. 상기 로터는 모터 조립체에 볼트 결합된 단일체가 될 수 있다. 로터 조립체(101)는 아래에서 추가로 설명하도록 하겠다.
- [0013] 항공기(100)는 전방 윙(104) 및 후방 윙(105)을 포함한다. 최소 길이 및 폭을 유지하고, 로터 시스템의 중심에 무게 중심이 위치하도록 하기 위해, 전후방 윙들은 폭 방향에서 유사하다. 상기 후방 윙은 뒤로 젖혀지고, 그 단부에 윙릿(106)을 갖고 있다. 상기 윙릿은 수평 안정성을 제공하고, 후방 윙에 작용하는 양력으로 인한 항력을 감소시킨다. 상기 윙을 뒤로 젖힘으로서, 항공기의 상하 요동(pitch) 안정성을 향상시키고, 수평 안정성에 대한 윙릿의 효율을 증가시킨다. 일부 실시형태에 있어서, 상기 후방 윙은 접힐 수 있고, 따라서, 젖혀지지 않는 후방 윙을 갖는 항공기와 동일한 전체 비행체 길이를 유지하게 된다. 또한, 후방 윙을 젖힘으로써, 결합될 로터에 대한 많은 공간을 확보할 수 있다. 또한, 전방 윙(104)은 변형된 실시형태에서 후방 윙(105)보다 실질적으로 낮은 지점에서 동체(107)에 부착된다. 비편형 윙 리프팅 시스템을 통해, 상기 윙은 순항 비행시 효율적인 양력을 얻을 수 있다. 주어진 동체 부착 한계를 고려하여, 가능한 한 크게 상기 두 개의 윙 사이를 수직적으로 분리하도록 선택된다. 상기 윙들의 수직적인 분리를 최대화하여, 전방 윙과 후방 윙 사이의 부정적인 공역학적 상호 작용이 줄어든다. 따라서, 비행체를 들어올림으로 인한 항력은 현저하게 감소되며, 예를 들어, 단일 평면의 윙 리프팅 시스템과 비교하여 약 15-20%까지 감소된다.

- [0014] 상기 윙릿(106)은 후방 윙을 들어올림으로 인한 항력이 감소되도록, 또한, 요(yaw) 또는 방향 안정성 및 제어를 제공하도록 후방 윙(105) 팁에 위치한다. 특별한 윙릿의 형상은 충분한 안정성을 위해 설치될 수 있으며, 당업자라면 충분히 이해할 것이다. 도 3에 도시된 바와 같이, 일부 실시형태에 있어서, 상기 윙릿은 하방으로 연장하고, 항공기의 횡활각(sideslip angle)과 항공기에 작용하는 기류로 인한 요잉 모멘트(yawing moment) 사이의 결합을 줄여 향상된 제어성을 제공한다.
- [0015] 일 실시형태에 있어서, 종렬 윙 시스템은 제한된 공간에 항공기(100)를 끼울 수 있도록 각 윙의 윙팁이 접히는 지점을 갖는다. 예를 들어, 일 실시형태에 있어서, 윙을 접음으로써, 항공기는 8피트, 7피트, 16피트 크기의 공간, 또는, 일반적인 단일 차량 차고로 제공된 공간에 수용될 수 있다. 일 실시형태에 있어서, 상기 후방 윙(105)은 8.4°의 처듬각(dihedral angle)을 갖는다. 다른 실시형태에 있어서, 상기 처듬각은 -10° 내지 10° 사이의 범위가 된다.
- [0016] 수직 리프트 로터 조립체(101)는 항공기(100)의 각 측면에 장착된다. 일 실시형태에 있어서, 추진 붐(114)은 각 동체(107)의 양 측면에 고정된다(도 2 참조). 이러한 실시형태에 있어서, 전방 비행 프로펠러(103)은 상기 붐(114)의 후단에 부착되고, 수직 리프트 로터 조립체(101)는 상기 붐(114)의 상부에 설치된다. 추진 붐(114)은 스트럿(strut, 116)과 함께 동체(107)에 부착된다. 상기 스트럿(116)은 로터로부터의 하방 풍력이 상기 스트럿에 영향을 주지 않도록 위치된다. 일부 실시형태에 있어서, 각각의 붐을 연결하는 3개의 스트럿이 동체에 존재한다. 다른 실시형태에 있어서, 각각의 붐을 연결하는 1 또는 2개의 스트럿이 동체에 존재한다. 또 다른 실시형태에 있어서, 상기 스트럿은 상기 동체에 붐의 부착을 향상하도록 전방, 후방, 상부, 또는 하부로 쪼개질 수 있다. 일 실시예에 있어서, 수직하게 배치된 지지 구조는 제자리 비행시 수직 리프트 로터 하중으로부터 향상된 휨 강도를 제공한다.
- [0017] 각각의 수직 리프트 로터 조립체(101)는 로터와 모터를 포함한다. 상기 모터는 허브에 부착된 블레이드를 포함할 수 있고, 일체의 허브와 단일 조각으로서 제조될 수도 있다. 상기 허브는 블레이드가 연결되는 중앙 구조를 제공하고, 일부 실시형태에 있어서, 모터를 감싸는 형태로 만들어진다. 상기 모터는 회전부와 정지부를 포함한다. 일 실시형태에 있어서, 반경 방향 자속 모터로 알려진 것과 같이, 상기 회전부는 상기 정지부와 동심을 이룬다. 이러한 실시형태에 있어서, 정지부는 인러너(inrunner) 모터로 알려진 모터의 외부링을 형성할 수 있거나, 상기 정지부는 아웃러너(outrunner) 모터로 알려진 모터의 내부링을 형성할 수 있다. 다른 실시형태에 있어서, 상기 회전부와 정지부는 축방향 자속 모터로 알려진 것과 같이, 평평하고, 서로 대향하여 배치된다. 일부 실시형태에 있어서, 상기 모터 부품은 전방 비행시 기류에 대한 저항을 줄이면서, 전체 모터가 상기 로터 허브 내부에 결합되도록 높이가 낮은 구조이다. 상기 로터는 상기 모터의 회전부에 부착된다. 모터의 정지부는 상기 추진 붐(114)에 부착된다. 일부 실시형태에 있어서, 모터는 영구 자석 모터이고, 전기적 모터 제어를 통해 제어된다. 상기 전기 모터 제어기는 로터가 소정의 속도와 소정의 토크로 회전하도록 정확한 순서로 모터에 전류를 보낸다.
- [0018] 기재된 바와 같이, 항공기(100)는 각 측면마다 다수의 로터 조립체(101)를 포함한다. 상기 수직 리프트 로터는 수평 순항시 전방 비행 프로펠러(103)에 의해 발생하는 추력과 독립적인 추력을 발생하도록 구성된다. 상기 수직 리프트 로터는 항공기를 지면으로부터 들어올리고, 제어를 유지할 정도의 충분한 추력을 제공한다. 일 실시형태에 있어서, 각 로터는 모든 비행 영역 부분에서 제자리 비행과 제어 유지에서 필요한 추력보다 더 높은, 예를 들어, 40% 높은 추력을 발생한다. 각 로터는 제자리 비행 및 저속 비행 조건에서 최소한의 소비 동력을 갖는 요구 추력을 제공하기 위해 직경, 브레이드 익현 및 블레이드 입사 분포를 선택하여 최적화된다. 여러가지 실시형태에 있어서, 로터의 절반은 일 방향으로 회전하고, 다른 절반은 항공기의 반응 토크의 균형을 맞추기 위해 반대 방향으로 회전한다. 일부 실시형태에 있어서, 항공기의 좌현측과 우현측에 각각 가로질러 직접 배치되는 로터들은 회전 방향이 반대이다. 다른 실시형태에 있어서, 직접 서로 가로지르는 로터들은 동일한 회전 방향을 갖는다. 일부 실시형태에 있어서, 상기 로터들은 로터들 사이 또는 기체와 로터들 사이의 다른 상호작용을 고려하여 개별적으로 조율될 수 있다. 이러한 실시형태에 있어서, 전술한 조율은 긍정적 또는 부정적인 상호 작용을 고려하고, 로터로부터 필요한 성능을 얻을 수 있도록 상기 블레이드의 입사 또는 수직 분배를 조절하는 것을 포함한다. 도 1에 도시된 실시형태에 있어서, 각 측면마다 네 개의 수직 리프트 로터 조립체(101)가 나타나 있다. 다른 실시형태에 있어서, 더 많거나 더 적은 수직 리프트 로터가 수직 이륙과 제어를 제공한다. 적어도 2 개의 로터가 각 측면에 존재하는 경우, 무게 중심에 대하여 평행한 수직력을 제공하는 능력은 하나의 로터가 고장난 경우에도 유지된다. 이는 고장난 로터에 반대 1/4 방향의 추력을 감소시켜 가능해진다. 각 측면에 세 개의 로터가 존재하는 경우, 모든 세개의 축 또는 비행 방향에 대하여 제어가 가능해진다. 각 측면의 로터의 수가 증가하는 경우, 하나의 로터의 손실은 전체 수직 추력의 손실을 낮게 된다.



그러나, 다른 추가의 로터 쌍이 있기 때문에, 복잡성과 고장으로 인한 가능성이 증가되고, 비용과 무게도 증가한다.

[0019] 일 실시형태에 있어서, 각 측면의 두 개의 수직 리프트 로터 조립체(101)는 무게 중심의 앞쪽에 위치되고, 다른 두 개는 무게 중심의 뒤쪽에 위치한다. 이러한 방식으로, 제자리 비행시 로터의 리프트 중심은 항공기(100)의 무게 중심과 동일하게 위치된다. 이러한 구성을 통해, 동체(107)에서 페이로드의 중방향 또는 수평 방향 위치 변동이 가능해진다. 비행 컴퓨터(500)는 각 수직 리프트 로터에 의해 발생하는 추력을 개별적으로 조절하여, 균형적인 수직 양력 또는 제어가 필요한 비균형적 양력을 제공한다.

[0020] 일부 실시형태에 있어서, 상기 로터의 배치를 통해, 추가적으로 자세를 변경하지 않고 항공기의 수평 및 수직 제어가 가능해진다. 로터 조립체(101)가 각각 바깥쪽, 안쪽, 전방 또는 후방으로 기울어져 장착되어 있으므로, 적절한 로터 추력의 조합을 통해 수평면에 대한 합력이 나타나고, 요구되는 수직 리프트력이 나타난다. 이는, 예를 들어, 지면 근처에서의 기동시 유리하다. 또한, 블레이드가 손상을 입거나 분리되는 등의 로터가 고장나는 경우, 기움각(cant angle)을 달리하여 다른 로터가 손상되는 경우를 줄이고, 따라서, 고장 허용이 더욱 가능한 고안이 가능해진다. 또한, 이러한 배치를 통해, 항공기가 순항시 기류에 대한 교란을 최소화할 수 있다. 일부 실시형태에 있어서, 로터의 배치는 전방, 후방, 왼쪽 및 오른쪽으로 다양하게 될 수 있으며, 이를 통해 자세를 바꾸지 않고 어느 방향으로든지 항공기의 기동이 가능해진다. 다른 실시형태에 있어서, 상기 로터의 배치는 순항시 기류에 대한 교란을 최소화하도록 좌우 방향으로만 다양하게 될 수 있으며, 다만, 이는 항공기가 자세를 바꾸지 않고 전후방이 아닌 측면으로만 기동하는 것을 의미한다. 각 측면에 4개의 로터를 갖는 실시형태에 있어서, 각 로터는 전방에서 후방으로 외측으로 10°, 내측으로 10°, 내측으로 10°, 외측으로 10°의 순서로 배치될 수 있다.

[0021] 전방 비행 프로펠러(103)는 전방 비행으로 전환, 상승, 하강 및 순항을 위한 추력을 제공한다. 일 실시형태에 있어서, 두 개 이상의 전방 추진 프로펠러(103)는 후방 윙(105) 쪽을 따라 장착된다. 또는, 단일의 전방 추진 프로펠러는 윙 쪽의 중심에서 동체(107)의 후방에 장착된다. 다른 실시형태에 있어서, 하나 이상의 프로펠러가 트랙터형(tractor) 프로펠러와 같이 날개 또는 추진부의 전방에 장착된다. 프로펠러를 회전하는데 요구되는 토크가 비행기에 순토크(net torque)가 생성하지 않도록, 상기 프로펠러는 반대 방향으로 회전될 수 있다. 또한, 두 개의 프로펠러의 추력은 요 제어 모멘트를 제공하도록 다르게 변경될 수 있다. 윙에 위치시킴으로써, 프로펠러에 대한 유입 교란이 작아진다. 동체에 단일의 프로펠러를 사용함에 따라, 다른 크기의 모터를 사용하는 경우나 동체로부터의 교란을 포함하는 유입이 있더라도, 부품과 중량을 줄일 수 있다. 일 실시형태에 있어서, 전방 프로펠러는 고정된 상하 요동을 갖는다. 동체가 천천히 움직이고, 상기 로터의 추력에 의한 기류에서 지지되는 경우와 항공기가 빨리 움직이고 상기 윙의 리프트에 의해 전체적으로 지지되는 경우, 가속과 이륙을 위한 충분한 추력을 제공할 수 있도록 익현과 입사 분배가 최적화된다. 또한, 상기 익현과 입사 분배는 항공기의 순항 속도에서 효율적인 추력을 제공할 수 있도록 선택된다. 다른 실시형태에 있어서, 상기 전방 프로펠러는 각 블레이드의 입사가 비행 조건에 따라 조절될 수 있도록 다양한 상하 요동 메커니즘을 이용할 수 있다.

[0022] 수직 리프트 로터와 전방 프로펠러는 동력 시스템의 동력을 이용하는 전기 모터에 의해 구동된다. 일 실시형태에 있어서, 상기 동력 시스템은 각 모터마다 하나의 모터 제어기에 부착되는 배터리를 포함한다. 일 실시형태에 있어서, 상기 배터리는 항공기의 동체 내부에 위치하는 하나 이상의 모듈을 포함한다. 다른 실시형태에 있어서, 상기 배터리 모듈은 상기 추진 몸 내에 위치된다. 상기 배터리는 모터 제어기가 비행 컴퓨터 또는 다른 발신원으로부터의 제어 입력값에 대응하는 모터 회전을 만드는 교류 신호로 바꾸는 직류 전압과 전류를 제공한다. 일부 실시형태에 있어서, 상기 배터리는 요구되는 전압과 전류를 발생할 수 있도록 서로 병렬 또는 직렬로 연결되는 리튬 폴리머 전지를 포함한다. 또는, 다른 화학 전지가 사용될 수 있다. 일 실시형태에 있어서, 상기 전지들은 93개의 전지 배열로 연결되고, 이들 중 6개는 병렬로 연결된다. 다른 실시형태에 있어서, 상기 전지들은 직렬의 더 많거나 적은 수의 전지 및 병렬의 더 많거나 적은 수의 전지와 연결된다. 다른 실시형태에 있어서, 상기 로터와 프로펠러는 작은 탄화수소 기반의 연료 엔진을 갖는 하이브리드 전기 시스템과 더 작은 배터리를 포함하는 동력 시스템에 의해 구동된다. 상기 탄화수소 엔진은 전방 비행의 범위를 확장하고, 상기 배터리 시스템을 충전할 수 있다.

[0023] 다양한 실시형태에 있어서, 수직 리프트 로터 조립체(101)는 급작스런 블레이드 충격을 피하기 위해 보호 펜스(110)를 통해 보호된다. 일부 실시형태에 있어서, 상기 펜스는 증가하는 양력을 제공하여 상기 펜스 주위에 모든 로터의 추력을 최대화할 수 있도록 구성된다. 이러한 실시형태에 있어서, 상기 로터 시스템(101)에 의해 유도된 상기 펜스 위쪽의 기류가 상기 펜스(11)의 상향력을 발생할 있도록 펜스(110)의 형상이 이루어진다.

이는 펜스의 단면 형상과 상향력을 발생하는 펜스 수직에 대한 각도를 조절하여 이루어진다. 일부 실시형태에 있어서, 상기 펜스는 상기 로터의 소음으로부터 그 주변을 둘러싸움으로써 상기 로터 시스템의 소음을 줄이도록 구성된다. 이러한 실시형태에 있어서, 상기 펜스는 공지의 소음 차폐재로 충전되거나 공지의 소음 차폐재로 코팅된다. 이러한 실시형태에 있어서, 항공기(100)는 펜스(110)가 형성되어 있지 않다.

[0024] 기재된 바와 같이, 다수의 독립적인 제어된 로터를 사용하여, 여분의 리프트 시스템을 제공할 수 있다. 예를 들어, 6개 이상의 로터를 포함하는 시스템을 통해, 하나 이상의 독립 부품이 고장난다 하더라도, 전방 기속이 없는 안전한 작동으로 제자리 및 수직 이륙 비행이 가능해진다.

[0025] 도 5는 일 실시형태에 따른 비행 컴퓨터(500)의 블록 다이어그램이다. 비행 컴퓨터(500)는 항공기(100) 내부, 일반적으로 동체(107)에 위치된다. 비행 컴퓨터(500)는 로터 제어 모듈(502), 프로펠러 제어 모듈(504), 위치 센서 인터페이스(506) 및 데이터베이스(508)를 포함한다. 위치 센서 인터페이스(506)는 항공기의 부품들과 연결되고, 일 실시형태에 있어서, 항공기의 위치, 고도, 자세 및 속도를 포함하는 센서 데이터를 수신한다. 로터 제어 모듈(502)은 위치 센서 인터페이스(506)와 조정석 내의 제어 입력값으로부터 데이터를 수신하고, 지령된 응답을 수행하도록 각 수직 리프트 로터(101)로부터 요구되는 추력량이 얼마인지 결정한다. 로터 제어 모듈(502)은 결정된 소정의 추력을 발생하도록 독립적으로 각 로터 조립체(101)에 지령을 내린다. 로터가 고장난 경우, 로터 제어 모듈(502)은 고장난 로터를 보완할 수 있도록 추력 요구량을 조절한다. 프로펠러 제어 모듈(504)은 위치 센서 인터페이스(506)와 조정석의 제어 입력값으로부터 데이터를 수신하여, 각 프로펠러(103)로부터 요구되는 전방 추력량이 얼마인지 결정하고, 요구되는 추력량을 발생하도록 프로펠러에 지령을 내린다. 데이터베이스(508)는 전환 비행시 사용되는 상승 및 하강을 위한 프로그래밍된 궤적을 포함하고, 당업자가 충분히 이해할 수 있는 것과 같이, 항공기(100)의 운행과 제어를 위해 사용될 수 있는 추가적인 계수들을 포함할 수도 있다. 또한, 비행 컴퓨터(500)는 본 설명과는 관련이 없지만, 운항과 비행을 위해 공지의 다른 부품 및 모듈을 포함할 수 있다.

[0026] 도 6은 일 실시형태에 따른 수직 비행에서 전방 비행으로 전환하는 방법을 도시한다. 우선, 비행 컴퓨터(500)의 로터 제어 모듈(502)이 로터에 전력을 입력한다(602). 일 실시형태에 있어서, 최초 이륙시에는 각 로터마다 동일한 전력이 적용된다. 다른 실시형태에 있어서, 경사면에서 이륙하거나 측풍이 부는 경우 최초 이륙시에는 각 로터마다 다른 전력이 적용된다. 위치 센서 인터페이스(506)는 항공기 부품들로부터 자세 및 고도 데이터를 수신한다(604). 최소 고도, 예를 들어, 지상으로부터 200피트에 이르는 경우(606), 프로펠러 제어 모듈(504)은 전방 프로펠러를 작동시키고(608), 일부 실시형태에서는 조종석 내부의 제어 입력값을 활성화한다. 이는 안전상 위험물로서 지상의 장애물이 존재할 수 있는 고도에서 항공기가 저전력으로 전방으로 가속되는 것을 방지한다. 다른 실시형태에 있어서, 가해진 전방 추진을 위해 요구되는 최소 고도가 요구되지 않을 수 있다. 일부 실시형태에 있어서, 상기 최소 고도는 조절되거나 무시될 수 있다. 예를 들어, 높은 나무들이 있는 경우, 가속이 시작되기 전에 더 높은 최초 이륙이 요구될 수 있다.

[0027] 일부 실시형태에 있어서, 조종사는 비행 컴퓨터(500)에 최초 고도를 프로그램화한다. 또는, 조종사는 더 높은 고도가 요구되는 것을 나타내기 위해 배행 제어 입력값을 사용할 수 있다. 만일, 추가 고도가 요구되는 경우(610), 위치 센서 인터페이스(502)는 항공기의 자세 및 속도를 결정하고(612), 로터 제어 모듈(502)은 수직 추력과 일정 높이의 배치를 유지하기 위해 각 로터에 개별적으로 전력을 조절한다(614).

[0028] 항공기(100)가 요구되는 최초 고도에 이르는 경우(610), 위치 센서 인터페이스(506)는 양력을 발생하기 위해 항공기의 전방 속도가 충분히 높은지, 즉, 항공기의 속도가 실속(stall) 속도보다 높은지를 결정한다(616). 높지 않다면, 항공기 컴퓨터(500)는 로터로부터 양력이 얼마나 필요한지를 결정하고(618), 요구되는 전력을 공급한다(620). 일 실시형태에 있어서, 요구되는 양력의 양은 날개에 의해 발생된 양력의 관점에서, 항공기의 고도를 유지하기 위해 요구되는 양을 의미한다. 속도가 증가함에 따라, 날개는 양력을 발생시키고, 수직 리프트의 요구 추력량은 감소된다. 일 실시형태에 있어서, 로터로부터의 추력은 상호작용 또는 돌풍과 같은 주위 환경으로 인한 장애를 극복하고, 전환시 최적의 궤적을 유지하도록 조절된다. 일 실시형태에 있어서, 최적의 궤적은 비행에 앞서 결정되고, 비행 컴퓨터(500)의 데이터베이스(508)에 저장된다. 비행 컴퓨터(500)는 계속하여 항공기의 자세, 고도 및 속도를 결정하고(622), 소정의 속도에 이르거나 양력의 최소 수준이 날개에 의해 발생하는 경우까지 로터의 전력을 조절한다. 속도가 실속 속도보다 큰 경우, 즉, 날개가 항공기의 전체 무게를 지지할 수 있을 정도로 충분히 높은 경우(616) 또는 다른 실시형태에서 다른 최소 속도에 이르는 경우, 수직 리프트 로터는 완전하게 정지된다(624).

[0029] 전방 비행에서 수직 비행으로 항공기(100)를 전환하기 위해, 프로펠러 제어 모듈(504)은 속도를 줄이도록 전방

프로펠러(103)의 추력을 감소시킨다. 항공기(100)의 속도가 줄어들면서, 로터 제어 모듈(502)은 자동적으로 수직 양력의 발생을 시작하도록 로터에 지령을 내린다. 수직 리프트 로터의 요구 추력량은 날개의 양력이 줄어들어 따라 증가된다. 비행 컴퓨터에 의해 결정되는 최적 궤적, 즉, 데이터베이스(508) 내부에 저장된 궤적을 기초한 최적의 궤적을 유지하고, 상호 작용 또는 돌풍과 같은 주위 환경으로 인한 방해로 극복하도록 전환시 위치 센서 인터페이스(506)로부터의 판독값에 대응하여, 로터로부터 발생하는 추력은 로터 제어 모듈(502)에 의해 조절된다. 최종적으로, 전방 속도는 0 또는 0에 가까운 값이 되고, 수직 리프트 로터는 모두 양력을 발생한다. 그 후, 조종사의 하강 지령 또는 소정의 하강률 및 높이 배치를 유지하도록 개별 로터로의 전력을 자동적으로 줄이고 있는 비행 컴퓨터(500)에 따라, 기체는 지상으로 하강한다.

[0030]

기재된 바와 같이, 일부 실시형태에 있어서, 윙(104, 105)은 접힌다. 일부 실시형태는, 예를 들어, 경향으로 접히는 것이 가능하도록 하중이 작고, 스팬의 외부 방향으로 50%인 지점에 위치하는 윙 폴드를 갖는다. 다른 실시형태에 있어서, 전방 윙은 접히지 않는다. 다른 실시형태에 있어서, 일반적인 단일의 차량 차고와 같은 8 피트 넓이의 공간으로 항공기가 들어갈 수 있도록 윙이 접힌다. 변경된 실시형태에 있어서, 동체 하부 또는 동체 측면을 따라 교차 움직임(scissor motion)과 같은 다른 방식으로 전방 윙을 접을 수도 있다. 이러한 교차 접힘은 전방 윙 중심에서 피봇(pivot)과 핀을 통해 가능해지고, 이는 이러한 중심 피봇 지점에 대하여 뒤로 회전이 가능해진다. 이러한 실시형태를 통해, 윙 구조의 깊이가 가장 커지는 지점에서 중량을 줄이기 위해 단일 지점에 대한 윙의 조절이 가능해지고, 또한, 제자리 비행중 또는 지면 상에서 있을때 조종사의 시야를 늘릴 수 있도록 전기 액츄에이터를 통해 전방 윙은 비행체 측면과 떨어져 완전하게 접힐 수 있다. 교차 접힘 전방 윙을 포함하는 실시형태에 있어서, 랜딩 기어는 두 개의 주 후방 랜딩 기어 바퀴(202)와 단일의 전방 바퀴(204)를 갖는다.

[0031]

일 실시형태에 있어서, 항공기(100)는 전방 및 후방 윙을 접은 채로 이착륙이 가능하다. 수직 비행에서 윙을 접은채로 이착륙 하는 것은 감소된 윙 리프트 성능과 윙 스팬을 짧게 하여 불안정한 바람 상태에 따른 비행체의 돌풍 응답성을 줄일 수 있다. 상기 윙 리프트는 제자리 비행에서 필요하지 않고, 전방 비행에서만 필요하기 때문에, 지면으로부터 날아 올라 충분한 고도가 될 때까지 윙을 펼치도록 기다리는 것이 가능하다. 지면에서 윙을 펴지 않도록 하는 것은 지면 이착륙 공간과 바람 조건이 적당하지 않은 일부 작동시 유리하다. 전기 액츄에이터는 전방 비행이 시작되기 전에 윙이 펴지게 하는 작동력을 제공한다.

[0032]

일 실시형태에 있어서, 제어면은 전방 윙 폴드(301)과 후방 윙 폴드(302) 안쪽에 위치하여, 가동부를 줄이고, 기계적인 복잡성을 줄이도록 폴딩 힌지 기구의 동체 외부 방향에서 요구되는 제어 라인을 사용하지 않고 접는 것이 가능해진다. 상기 제어면은 공력학적으로 전방 비행시 상하 요동, 롤 및 요 제어를 제공하여, 저속 또는 제로 전방 속도에서의 제어를 제외하고는 수직 리프트 로터는 필요없게 된다. 더 큰 전방 비행 제어 응답성이 요구되는 다른 실시형태는 윙 폴드 메커니즘의 동체 외부에 제어면을 가질 수도 있다. 또 다른 실시형태는 윙의 동체 외부 영역에 제어면이 형성될 수도 있다.

[0033]

랜딩 기어(202, 204)에는 지상에서 항공기가 움직일 수 있도록 바퀴가 형성되어 있다. 하나의 전방 랜딩 기어(204)와 두 개의 후방 주 랜딩 기어(202)는 낮은 항력을 제공하고, 전방 윙과의 리프트 간섭을 줄인다. 다른 실시형태에 있어서, 항공기가 전방 이동 없이 이착륙을 할 수 있기 때문에, 상기 랜딩 기어는 바퀴가 없는 스키드(skid) 형태가 될 수 있다. 변경된 실시형태는 두 개의 전방 랜딩 기어와 하나의 후방 주 랜딩 기어를 포함하고, 이 때, 지면에서의 안정성을 위해 상기 전방 랜딩 기어가 넓게 분리될 수 있다. 일부 실시 형태에 있어서, 일부 또는 모든 바퀴에는 바퀴를 구동시키도록 전기 모터가 장착된다. 이러한 모터를 통해 지면에서 비행체의 자체 추진이 가능해진다.

[0034]

전술한 실시형태에 더하여, 당업자라면 본 발명이 다른 실시형태로 실행될 수 있음을 이해할 수 있을 것이다. 예를 들어, 다른 실시형태에 있어서, 항공기(100)는 두 명 이상의 승객을 수용하도록 구성된다. 이러한 실시 형태에 있어서, 윙 스팬은 더 커지고, 로터의 직경은 커지고, 동체(107)는 넓어진다. 변경된 실시형태에 있어서, 항공기(100)는 조종사 또는 승객이 없이 비행할 수 있는 무인 비행체가 될 수 있다. 승객이 없는 실시 형태는 조종사 대신 직접적인 제어 입력을 할 수 있고, 이는 지면과 연결되거나, 또는 미리 정해진 비행 경로 궤적으로 이동하는 추가적인 제어 시스템을 갖는다.

[0035]

전술한 설명들이 특정한 실시형태를 설명하기 위해 기재되었지만, 당업자라면 전술한 설명들로부터 다양한 변경된 실시형태가 가능함을 충분히 이해할 수 있을 것이다. 또한, 전술한 설명에 있어서, 다르게 기재되어 있지 않다면, 부품의 특정 용어, 특성, 데이터 구조 또는 다른 구조적이거나 프로그래밍된 양태는 의무적인거나 중요한 것은 아니며, 전술한 발명을 실행하는 메커니즘 또는 그 특성들이 다른 용어, 포맷, 기호로 사용될 수 있다.

또한, 비행 컴퓨터(500)의 부품들을 포함하는 일부 양태는 하드웨어 및 소프트웨어의 조합 또는 전체적인 하드웨어 부품들을 통해 실행될 수 있다. 또한, 전술한 다양한 시스템 부품들 사이의 기능적인 특정 부분들이 의무적인 것은 아니고, 단일의 모듈 또는 시스템 부품에 의해 실행되는 기능들이 복합 부품들에 의해 실행될 수 있으며, 복합 부품들에 의해 실행되는 기능들이 단일 부품에 의해 실행될 수도 있다. 또한, 별다른 언급이 없거나 논리적으로 충족이 된다면, 여러 단계가 수행되는 순서는 의무적인 것이 아니다.

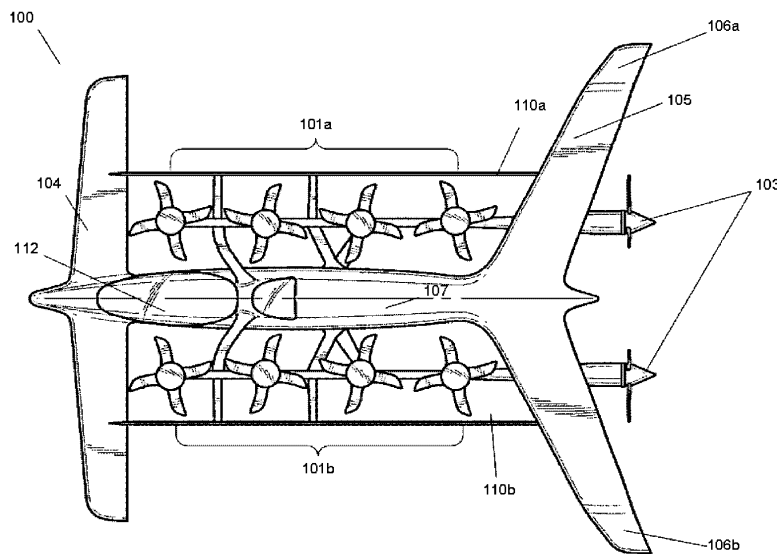
[0036] 특별히 언급되지 않았다면, "선택" 또는 "계산" 또는 "결정"과 같은 용어들은 컴퓨터 시스템 메모리 또는 레지스터 또는 다른 정보 저장 장치, 이동 장치 또는 화면 출력 장치와 같은 다른 장치들 내부에서 물리적(전기적) 양으로 표시되는 데이터를 계산하고 변형하는 컴퓨터 시스템 또는 유사한 전기적 계산 장치의 작동 또는 프로세스를 표현하기 위한 것이다.

[0037] 전술한 실시형태들의 전기 부품들은 소정의 목적을 위해 특별하게 구성되거나 컴퓨터 내에 저장된 컴퓨터 프로그램에 의해 선택적으로 작동 또는 재구성되는 하나 이상의 일반적인 목적의 컴퓨터를 포함할 수 있다. 이러한 컴퓨터 프로그램은, 이에 한정되는 것은 아니지만, 예를 들어, 플로피 디스크, 광학 디스크, DVD, CD롬, 자기 광학 디스크, 롬(ROM), 램(RAM), 비휘발성 반도체 기억장치(EPROM, EEPROM), 자기 또는 광학 카드, 주문형 반도체(ASIC)를 포함하는 디스크 형태나 전기적 신호를 저장하기 위한 미디어 형태와 같은 컴퓨터로 판독 가능한 저장 매체에 저장되고, 각각은 컴퓨터 시스템의 전송 통로로 연결된다.

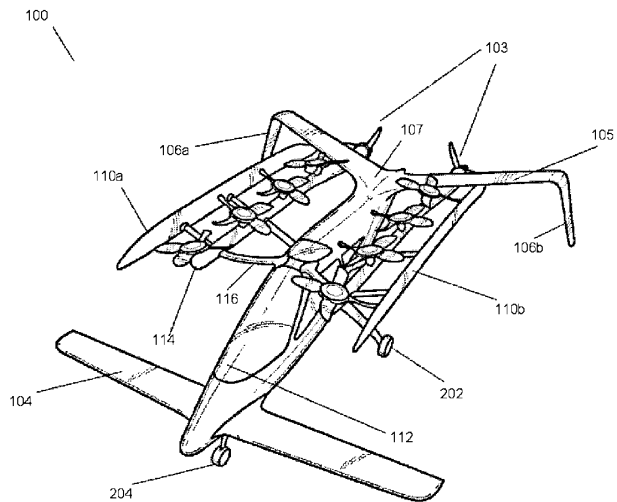
[0038] 결론적으로, 전술한 설명에서 사용된 표현들은 설명을 목적으로 선택한 것이며, 본 발명의 사상을 기술하거나 한정하기 위해 선택된 것은 아니다. 따라서, 본 설명은 본 발명의 기술적 사상의 범위를 한정하기 위한 것이 아닌 설명하기 위한 것이다.

**도면**

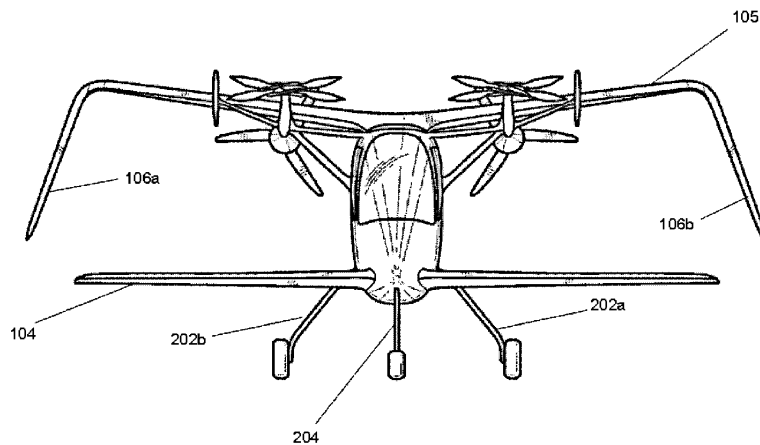
**도면1**



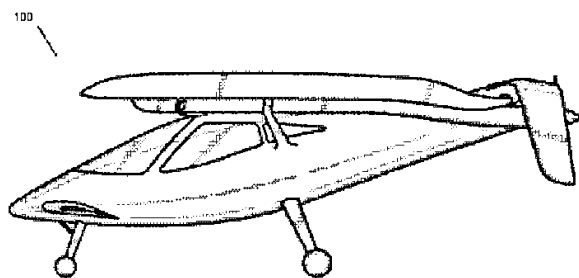
도면2



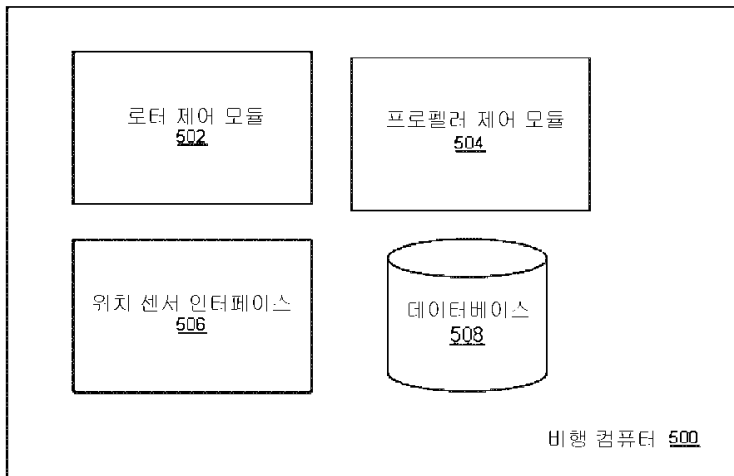
도면3



도면4



도면5



도면6

