(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2021-0062113
(43) 공개일자 2021년05월31일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
B64D 27/24 (2006.01) *B60L 53/20* (2019.01)
B60L 58/18 (2019.01) *B60L 58/40* (2019.01)
B64D 41/00 (2006.01)
(52) CPC특허분류
B64D 27/24 (2013.01)
B60L 53/20 (2019.02)
(21) 출원번호 10-2019-0149384
(22) 출원일자 2019년11월20일
심사청구일자 2019년11월20일

(71) 출원인
한국재료연구원
경상남도 창원시 성산구 창원대로 797 (상남동)
(72) 발명자
양철남
경상남도 창원시 성산구 동산로 115(상남동, 대동아파트)
(74) 대리인
특허법인위더피플

전체 청구항 수 : 총 8 항

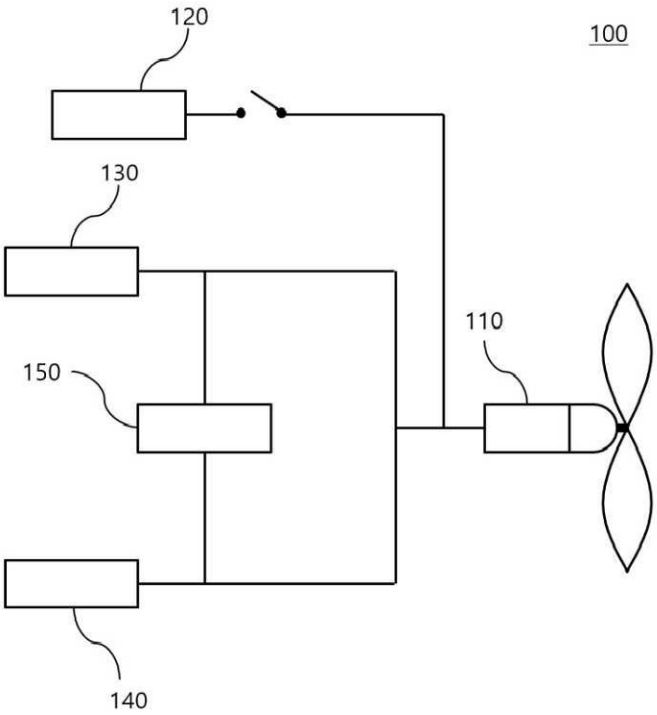
(54) 발명의 명칭 **비행체의 하이브리드 전원 공급 장치**

(57) 요 약

본 발명은 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치에 관한 것으로, 본 발명의 실시 예를 따르는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치는, 비행체에 동력을 제공하는 구동모터; 상기 구동모터를 구동하기 위해 상기 구동모터에 전원을 제공하는 제1배터리; 상기 구동모터를 구동하기 위해 상기 구동모터에 전원을 제공하는 제2배터리; 상기 제

(뒷면에 계속)

대 표 도 - 도1



1배터리 및 제2배터리 중 적어도 하나로 전원을 공급하고, 상기 구동모터를 구동하기 위해 상기 구동모터에 전원을 제공하는 연료전지; 상기 연료전지에서 상기 제2배터리로 공급하는 전원을 변환하는 DC-DC 컨버터; 상기 제1배터리 및 구동모터 사이의 전원의 이동 통로를 제공하는 제1 회로; 상기 제2배터리 및 구동모터 사이의 전원의 이동 통로를 제공하는 제2 회로; 상기 연료전지 및 구동모터 사이의 전원의 이동 통로를 제공하는 제3 회로; 및 상기 연료전지 및 제2배터리 사이의 전원의 이동 통로를 제공하는 제4 회로;를 포함하고, 상기 제4 회로는 상기 제2 회로 및 제3 회로에 각각 전기적으로 연결되고, 상기 DC-DC 컨버터는 상기 제4 회로 상에 배치된다.

(52) CPC특허분류

B60L 58/18 (2019.02)
B60L 58/40 (2019.02)
B60L 2200/10 (2013.01)
B60L 2210/10 (2013.01)
B60L 2240/547 (2013.01)
B60L 2240/549 (2013.01)
B60Y 2200/51 (2013.01)
B64D 2041/005 (2013.01)
Y02T 50/60 (2020.08)

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호	1711080130
부처명	과학기술정보통신부
과제관리(전문)기관명	국가과학기술연구회
연구사업명	재료연구소 운영비지원사업
연구과제명	6시간 이상 장시간 체공할 수 있는 무인기 및 연료전지동력원 기술(2/3)
기 여 율	1/1
과제수행기관명	한국기계연구원 부설 재료연구소
연구기간	2019.01.01 ~ 2019.12.31

명 세 서

청구범위

청구항 1

비행체에 동력을 제공하는 구동모터;

상기 구동모터를 구동하기 위해 상기 구동모터에 전원을 제공하는 제1배터리;

상기 구동모터를 구동하기 위해 상기 구동모터에 전원을 제공하는 제2배터리;

상기 제1배터리 및 제2배터리 중 적어도 하나로 전원을 공급하고, 상기 구동모터를 구동하기 위해 상기 구동모터에 전원을 제공하는 연료전지;

상기 연료전지에서 상기 제2배터리로 공급하는 전원을 변환하는 DC-DC 컨버터;

상기 제1배터리 및 구동모터 사이의 전원의 이동 통로를 제공하는 제1 회로;

상기 제2배터리 및 구동모터 사이의 전원의 이동 통로를 제공하는 제2 회로;

상기 연료전지 및 구동모터 사이의 전원의 이동 통로를 제공하는 제3 회로; 및

상기 연료전지 및 제2배터리 사이의 전원의 이동 통로를 제공하는 제4 회로;를 포함하고,

상기 제4 회로는 상기 제2 회로 및 제3 회로에 각각 전기적으로 연결되고, 상기 DC-DC 컨버터는 상기 제4 회로 상에 배치된,

비행체의 하이브리드 전원 공급 장치.

청구항 2

제1항에 있어서,

DC-DC 컨버터는 상기 연료전지에서 상기 제1배터리로 공급하는 전원을 변환하고,

상기 연료전지 및 제1배터리 사이의 전원의 이동 통로를 제공하는 제5 회로;를 더 포함하고,

상기 제5 회로는 상기 제1 회로 및 제3 회로에 각각 전기적으로 연결되고, 상기 DC-DC 컨버터는 상기 제4 회로 및 제5 회로 상에 배치된,

비행체의 하이브리드 전원 공급 장치.

청구항 3

제1항에 있어서,

상기 DC-DC 컨버터는 상기 연료전지에서 상기 제1배터리로 이동하는 전류를 기설정된 전류값의 범위 내로 한정하는,

비행체의 하이브리드 전원 공급 장치.

청구항 4

제1항에 있어서,

상기 제4 회로에서 상기 연료전지 쪽의 전압은 상기 제2배터리 쪽의 전압에 비하여 낮고,

상기 DC-DC 컨버터는 상기 연료전지에서 상기 제2배터리로 이동하는 전원의 전압을 승압하는,

비행체의 하이브리드 전원 공급 장치.

청구항 5

제1항에 있어서,

상기 제1배터리, 제2배터리 및 연료전지의 전원 공급을 제어하는 제어부를 더 포함하고,

상기 제어부는,

비행체가 이륙 시 상기 제1배터리가 상기 구동모터로 전원을 공급하도록 제어하고,

비행체가 비행 시 상기 연료전지가 상기 구동모터 및 배터리로 전원을 공급하도록 제어하고,

비행체가 비행 중 기설정된 값 이상의 출력을 필요로 하는 경우 상기 제2배터리가 상기 구동모터로 전원을 공급하도록 제어하는,

비행체의 하이브리드 전원 공급 장치.

청구항 6

제5항에 있어서,

상기 제어부는,

비행체가 비행하기 위해 상기 구동모터에 요구되는 전압의 크기가, 상기 연료전지에서 상기 구동모터로 공급하는 전원의 전압의 크기에 비하여 큰 경우, 상기 제2배터리 및 연료전지가 상기 구동모터로 전원을 공급하도록 제어하는,

비행체의 하이브리드 전원 공급 장치.

청구항 7

비행체에 동력을 제공하는 구동모터; 상기 구동모터를 구동하기 위해 상기 구동모터에 전원을 제공하는 제1배터리; 상기 구동모터를 구동하기 위해 상기 구동모터에 전원을 제공하는 제2배터리; 상기 제1배터리 및 제2배터리 중 적어도 하나로 전원을 공급하고, 상기 구동모터를 구동하기 위해 상기 구동모터에 전원을 제공하는 연료전지; 상기 연료전지에서 상기 제2배터리로 공급하는 전원을 변환하는 DC-DC 컨버터;를 포함하는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치의 제어 방법에 있어서,

상기 제1배터리의 전원을 상기 구동모터로 공급하여 상기 비행체를 이륙시키는 단계;

상기 제1배터리의 전원 공급을 차단하고, 상기 연료전지의 전원을 상기 구동모터로 공급하여 상기 비행체를 비행시키는 단계; 및

상기 연료전지의 전원을 상기 제1배터리 및 제2배터리 중 적어도 어느 하나로 공급하여 상기 제1배터리 및 제2배터리 중 적어도 어느 하나를 충전하는 단계;를 포함하고,

상기 제1배터리 및 제2배터리 중 적어도 어느 하나를 충전하는 단계에서, 상기 DC-DC 컨버터는 상기 연료전지에서 상기 제1배터리 및 제2배터리 중 어느 하나로 이동하는 전원의 전압을 승압하는,

비행체의 하이브리드 전원 공급 장치의 제어 방법.

청구항 8

제7항에 있어서,

상기 비행체를 비행시키는 단계에서, 상기 비행체가 비행하기 위해 상기 구동모터에 요구되는 전압의 크기가, 상기 연료전지에서 상기 구동모터로 공급하는 전원의 전압의 크기에 비하여 큰 경우, 상기 제2배터리 및 연료전지가 상기 구동모터로 전원을 공급하는 단계를 포함하는,

비행체의 하이브리드 전원 공급 장치의 제어 방법.

발명의 설명

기 술 분 야

[0001] 본 발명은 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치에 관한 것이다. 본 발명의 실시 예를 따르는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치는 연료전지 및 배터리를 포함하는 하이브리드 전원 공급원을 포함하며, 운행 상태 및 조건에 따라 효율적으로 전원을 공급할 수 있다.

배 경 기 술

[0003] 연료전지(fuel cell)는 수소 등과 같이 지구상에 풍부하게 존재하는 물질로부터 전기 에너지를 발생시키는 친환경적 대체 에너지 기술로서 태양전지(solar cell)등과 함께 각광을 받고 있다.

[0004] 그러나, 연료전지는 임피던스(impedance)가 커서 부하의 변화에 대한 응답 속도가 낮은 특성을 갖고 있다. 또한, 연료전지는 배터리에 비해 출력밀도가 낮으므로 고출력이 요구되는 곳에는 부적합하여 배터리와 하이브리드로 구성될 수 있다.

[0005] 이러한 이유로, 충전이 가능한 2차전지를 구비하여 연료전지와 2차전지로부터 선택적으로 전원을 공급할 수 있도록 한 연료전지 시스템이 개발되고 있다.

[0006] 대한민국 공개특허공보 제10-2012-0008353호에는 배터리의 성능 변화에 기초하여 연료전지 시스템의 여러 동작 모드들 중 어느 하나를 선택하고, 선택된 동작 모드에 따라 부하측으로의 연료전지와 배터리 각각의 출력 전력의 공급을 제어할 수 있도록 한 연료전지 시스템이 개시되어 있다.

[0007] 그러나 상기 종래 기술은 컨버터를 사용하므로 전원 효율이 감소되는 문제점이 있다. 또한, 구성 요소가 많고 복잡하여 상당한 제작비가 요구되는 문제점이 있다.

[0008] 그리고, 무인헬리콥터나 무선차량 등의 군사용 무인 조종 대상체와, 무선 조종 자동차, 무선 조종 헬기 등의 장난감에 적용하는 경우, 장착 공간의 크기로 인해 장착 가능한 배터리 및 연료전지의 용량에 제한이 따르며, 배터리를 다수 탑재하게 되면 무인 조종 대상체 자체의 중량을 증가시키게 되므로 기동성 및 전력 효율이 감소하게 되므로 바람직하지 못하다.

선행기술문헌

특허문헌

[0010] (특허문헌 0001) 대한민국 공개특허공보 제10-2012-0008353호

발명의 내용

해결하려는 과제

[0011] 본 발명은 운행 상태 및 조건에 따라 효율적으로 전원을 공급할 수 있는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치를 제공함을 목적으로 한다.

[0012] 또한, 비행체의 운행 중 전력 소모량의 증감 또는 전압의 잔량에 따라 연료전지 또는 배터리의 전원 공급 조건을 변경함으로써 효율을 향상시킬 수 있다. 또한, 구조를 간소화하여 경량화를 이룰 수 있다.

과제의 해결 수단

[0014] 본 발명의 실시 예를 따르는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치는, 비행체에 동력을 제공하는 구동모터; 상기 구동모터를 구동하기 위해 상기 구동모터에 전원을 제공하는 제1배터리; 상기 구동모터를 구동하기 위해 상기 구동모터에 전원을 제공하는 제2배터리; 상기 제1배터리 및 제2배터리 중 적어도 하나로 전원을 공급하고, 상기 구동모터를 구동하기 위해 상기 구동모터에 전원을 제공하는 연료전지; 상기 연료전지에서 상기 제2배터리로 공급하는 전원을 변환하는 DC-DC 컨버터; 상기 제1배터리 및 구동모터 사이의 전원의 이동 통로를 제공하는 제1 회로; 상기 제2배터리 및 구동모터 사이의 전원의 이동 통로를 제공하는 제2 회로; 상기 연료전지 및 구동모터 사이의 전원의 이동 통로를 제공하는 제3 회로; 및 상기 연료전지 및 제2배터리 사이의 전원의 이동 통로를 제공하는 제4 회로;를 포함하고, 상기 제4 회로는 상기 제2 회로 및 제3 회로에 각각 전기적으로 연결되고, 상기 DC-DC 컨버터는 상기 제4 회로 상에 배치된다.

[0015] DC-DC 컨버터는 상기 연료전지에서 상기 제1배터리로 공급하는 전원을 변환하고, 상기 연료전지 및 제1배터리 사이의 전원의 이동 통로를 제공하는 제5 회로;를 더 포함하고, 상기 제5 회로는 상기 제1 회로 및 제3 회로에 각각 전기적으로 연결되고, 상기 DC-DC 컨버터는 상기 제4 회로 및 제5 회로 상에 배치될 수 있다.

[0016] 상기 DC-DC 컨버터는 상기 연료전지에서 상기 제1배터리로 이동하는 전류를 기설정된 전류값의 범위 내로 한정할 수 있다.

[0017] 상기 제4 회로에서 상기 연료전지 쪽의 전압은 상기 제2배터리 쪽의 전압에 비하여 낮고, 상기 DC-DC 컨버터는 상기 연료전지에서 상기 제2배터리로 이동하는 전원의 전압을 승압할 수 있다.

[0018] 상기 제1배터리, 제2배터리 및 연료전지의 전원 공급을 제어하는 제어부를 더 포함하고, 상기 제어부는, 비행체가 이륙 시 상기 제1배터리가 상기 구동모터로 전원을 공급하도록 제어하고, 비행체가 비행 시 상기 연료전지가 상기 구동모터 및 배터리로 전원을 공급하도록 제어하고, 비행체가 비행 중 기설정된 값 이상의 출력을 필요로 하는 경우 상기 제2배터리가 상기 구동모터로 전원을 공급하도록 제어할 수 있다.

[0019] 상기 제어부는, 비행체가 비행하기 위해 상기 구동모터에 요구되는 전압의 크기가, 상기 연료전지에서 상기 구동모터로 공급하는 전원의 전압의 크기에 비하여 큰 경우, 상기 제2배터리 및 연료전지가 상기 구동모터로 전원을 공급하도록 제어할 수 있다.

[0021] 본 발명의 실시 예를 따르는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치의 제어 방법은, 비행체에 동력을 제공하는 구동모터; 상기 구동모터를 구동하기 위해 상기 구동모터에 전원을 제공하는 제1배터리; 상기 구동모터를 구동하기 위해 상기 구동모터에 전원을 제공하는 제2배터리; 상기 제1배터리 및 제2배터리 중 적어도 하나로 전원을 공급하고, 상기 구동모터를 구동하기 위해 상기 구동모터에 전원을 제공하는 연료전지; 상기 연료전지에서 상기 제2배터리로 공급하는 전원을 변환하는 DC-DC 컨버터;를 포함하는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치의 제어 방법에 있어서, 상기 제1배터리의 전원을 상기 구동모터로 공급하여 상기 비행체를 이륙시키는 단계; 상기 제1배터리의 전원 공급을 차단하고, 상기 연료전지의 전원을 상기 구동모터로 공급하여 상기 비행체를 비행시키는 단계; 및 상기 연료전지의 전원을 상기 제1배터리 및 제2배터리 중 적어도 어느 하나로 공급하여 상기 제1배터리 및 제2배터리 중 적어도 어느 하나를 충전하는 단계;를 포함하고, 상기 제1배터리 및 제2배터리 중 적어도 어느 하나를 충전하는 단계에서, 상기 DC-DC 컨버터는 상기 연료전지에서 상기 제1배터리 및 제2배터리 중 어느 하나로 이동하는 전원의 전압을 승압한다.

[0022] 상기 비행체를 비행시키는 단계에서, 상기 비행체가 비행하기 위해 상기 구동모터에 요구되는 전압의 크기가, 상기 연료전지에서 상기 구동모터로 공급하는 전원의 전압의 크기에 비하여 큰 경우, 상기 제2배터리 및 연료전지가 상기 구동모터로 전원을 공급하는 단계를 포함할 수 있다.

발명의 효과

[0024] 본 발명의 실시 예를 따르는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치는, 운행 상태 및 조건에 따라 효율적으로 전원을 공급할 수 있다.

[0025] 또한, 비행체의 운행 중 전력 소모량의 증감 또는 전압의 잔량에 따라 연료전지 또는 배터리의 전원 공급 조건

을 변경함으로써 효율을 향상시킬 수 있다. 또한, 구조를 간소화하여 경량화를 이룰 수 있다.

도면의 간단한 설명

[0027] 도 1은 본 발명의 실시 예를 따르는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치를 도시한 것이다.

도 2 내지 도 5는 제1 내지 제4 회로를 도시한 것이다.

도 6은 본 발명의 다른 실시 예를 따르는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치를 도시한 것이다.

도 7은 제5 회로를 도시한 것이다.

도 8은 본 발명의 다른 실시 예를 따르는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치를 도시한 것이다.

도 9는 본 발명의 실시 예를 따르는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치의 제어 방법을 도시한 순서도이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0028] 이하, 첨부된 도면을 참조하여 본 발명의 바람직한 실시 형태들을 다음과 같이 설명한다. 그러나, 본 발명의 실시 형태는 여러 가지 다른 형태로 변형될 수 있으며, 본 발명의 범위가 이하 설명하는 실시 형태로 한정되는 것은 아니다.? 또한, 본 발명의 실시 형태는 당해 기술분야에서 평균적인 지식을 가진 자에게 본 발명을 더욱 완전하게 설명하기 위해서 제공되는 것이다.? 따라서, 도면에서의 요소들의 형상 및 크기 등은 보다 명확한 설명을 위해 과장될 수 있으며, 도면 상의 동일한 부호로 표시되는 요소는 동일한 요소이다. 또한, 유사한 기능 및 작용을 하는 부분에 대해서는 도면 전체에 걸쳐 동일한 부호를 사용한다. 덧붙여, 명세서 전체에서 어떤 구성요소를 "포함"한다는 것은 특별히 반대되는 기재가 없는 한 다른 구성요소를 제외하는 것이 아니라 다른 구성요소를 더 포함할 수 있다는 것을 의미한다.

[0030] 도 1은 본 발명의 실시 예를 따르는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치(100)를 도시한 것이고, 도 2 내지 도 5는 제1 내지 제4 회로(161, 162, 163, 164)를 도시한 것이다.

[0032] 도 1 내지 도 5를 참조하면, 본 발명의 실시 예를 따르는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치(100)는, 비행체에 동력을 제공하는 구동모터(110); 상기 구동모터(110)를 구동하기 위해 상기 구동모터(110)에 전원을 제공하는 제1배터리(120); 상기 구동모터(110)를 구동하기 위해 상기 구동모터(110)에 전원을 제공하는 제2배터리(130); 상기 제1배터리(120) 및 제2배터리(130) 중 적어도 하나로 전원을 공급하고, 상기 구동모터(110)를 구동하기 위해 상기 구동모터(110)에 전원을 제공하는 연료전지(140); 상기 연료전지(140)에서 상기 제2배터리(130)로 공급하는 전원을 변환하는 DC-DC 컨버터(150); 상기 제1배터리(120) 및 구동모터(110) 사이의 전원의 이동 통로를 제공하는 제1 회로(161); 상기 제2배터리(130) 및 구동모터(110) 사이의 전원의 이동 통로를 제공하는 제2 회로(162); 상기 연료전지(140) 및 구동모터(110) 사이의 전원의 이동 통로를 제공하는 제3 회로(163); 및 상기 연료전지(140) 및 제2배터리(130) 사이의 전원의 이동 통로를 제공하는 제4 회로(164);를 포함하고, 상기 제4 회로(164)는 상기 제2 회로(162) 및 제3 회로(163)에 각각 전기적으로 연결되고, 상기 DC-DC 컨버터(150)는 상기 제4 회로(164) 상에 배치된다.

[0034] 본 발명의 실시 예를 따르는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치(100)는 각 구성이 제1회로(161), 제2회로(162), 제3회로(163) 및 제4 회로를 통해 유기적으로 연결됨으로써 효율적인 구동이 가능하다. 도 2를 참조하면, 상기 제1회로(161)는 제1배터리(120) 및 구동모터(110) 사이의 전원의 이동을 구성하는 회로이다. 도 3을 참조하면, 상기 제2회로(162)는 제2배터리(130) 및 구동모터(110) 사이의 전원의 이동을 구성하는 회로이다. 도 4를 참조하면, 제3 회로(163)는 연료전지(140) 및 구동모터(110) 사이의 전원의 이동을 구성하는 회로이다. 도 5를 참조하면, 상기 제4 회로(153)는 제2배터리(120) 및 연료전지(140) 사이의 전원의 이동을 구성하는 회로이다. 각각의 회로는 비행체의 구동 시점 및 구동 조건에 따라 전원의 이동이 제어되며, 이를 통해 효율적으로 전원을 공급할 수 있다.

[0036] 구동모터(110)는 비행체에 구동력을 주어 비행체가 이동 및 비행할 수 있도록 하는 역할을 한다. 상기 구동모터(110)는 프로펠러에 연결되어 상기 프로펠러를 회전시킴으로써 비행체에 구동력을 제공할 수 있다. 상기 구동모터(110)는 제1배터리(120), 제2배터리(130) 및 연료전지(140)로부터 전원을 공급받음으로써 구동할 수 있는 것이면 특별히 제한되지 않는다.

[0038] 제1배터리(120) 및 제2배터리(130)는 상기 구동모터(110)를 구동하기 위해 상기 구동모터(110)에 전원을 제공하는 역할을 수행한다. 상기 제1배터리(120) 및 제2배터리(130)는 연료전지(140)에 비하여 높은 출력 전압을 가질 수 있다. 또한, 상기 제1배터리(120)는 제2배터리(130)에 비하여 높은 출력 전압을 가질 수 있다. 이를 통해 비행체의 구동을 위해 많은 전력이 요구되는 경우 상기 제1배터리(120) 및 제2배터리(130)가 구동모터(110)로 높은 전압의 전원을 공급하도록 함으로써 비행체를 효율적이고 안정적으로 운행할 수 있다.

[0039] 상기 제1배터리(120)는 비행체의 이륙시 구동모터(110)에 높은 전압의 전원을 공급함으로써 높은 전력을 제공할 수 있다. 또한, 제2배터리(130)는 비행체의 비행 중 방향을 변경하거나 맞바람 등의 외부 요인으로 높은 전력이 요구되는 경우 높은 전압의 전원을 공급할 수 있다. 상기 제1배터리(120) 및 제2배터리(130)의 공급 전압은 특별히 제한되지 않지만 22 내지 25V일 수 있다.

[0040] 상기 제1배터리(120) 및 제2배터리(130)는 저장된 전원을 구동모터(110)에 연속 또는 단속적으로 공급할 수 있고, 비행체 구동 중 충전을 통해 전원을 저장할 수 있다. 상기 제1배터리(120) 및 제2배터리(130)는 충전 및 방전이 가능한 이차전지일 수 있으며 특별히 제한되지 않는다.

[0042] 연료전지(140)는 상기 구동모터(110)를 구동하기 위해 상기 구동모터(110)에 전원을 제공하고, 상기 제1배터리(120) 및 제2배터리(130) 중 적어도 어느 하나로 전원을 공급하여 상기 제1배터리(120) 및 제2배터리(130)를 충전하는 역할을 수행한다. 상기 연료전지(140)는 비행체의 비행 중 연속적으로 구동모터(110)에 전원을 공급할 수 있다. 연료전지(140)는 제1배터리(120) 및 제2배터리(130)에 비하여 동일한 부피 및 중량으로 설계된 경우에도 많은 량의 전원을 공급할 수 있다. 상기 연료전지(140)는 제1배터리(120) 및 제2배터리(130)에 비하여 낮은 전압의 전원을 공급할 수 있다. 상기 연료전지(140)의 공급 전압은 20 내지 21V일 수 있다.

[0043] 상기 연료전지(140)는 연료와 산화제를 전기화학적으로 반응시켜 전기에너지를 발생시키는 장치로서 특별히 제한되지 않으며, 바람직하게는 수소 연료전지(140)일 수 있다.

[0045] DC-DC 컨버터(150)는 연료전지(140)를 각각 제2배터리(130)에 연결하는 회로인 제4회로(164)에 배치될 수 있다. 또한, 도 6 및 도 7을 참조하면, DC-DC 컨버터(150)는 연료전지(140)를 각각 제1배터리(120)에 연결하는 회로인 제5회로(165)에 배치될 수 있다.

[0046] 상기 DC-DC 컨버터(150)는 연료전지(140)에서 제1배터리(120) 및 제2배터리(130)로 공급되는 전원을 변환한다. 보다 구체적으로, 상기 DC-DC 컨버터(150)는 연료전지(140)에서 제4회로(164) 또는 제5회로(165)를 통해 공급되는 전원의 전압을 승압하는 승압 컨버터일 수 있다. 앞서 설명한 바와 같이, 비행체의 전원 공급 효율성을 제고하기 위해 제1배터리(120) 및 제2배터리(130)의 공급 전압이 연료전지(140)의 공급 전압에 비하여 높을 수 있다. 이 경우, 연료전지(140)에서 공급되는 전원을 이용하여 제1배터리(120) 및 제2배터리(130)를 안정적으로 충전하기 위해서는 연료전지(140)로부터 공급된 전원의 전압을 제1배터리(120) 및 제2배터리(130)의 공급 전압에 비하여 높게 승압하여야 한다. DC-DC 컨버터(150)는 연료전지(140)로부터 공급된 전원의 전압을 제1배터리(120) 및 제2배터리(130)의 공급 전압에 비하여 5 내지 20%, 바람직하게는 7 내지 15% 높은 전압으로 승압할 수 있다. 이를 통해 안정적이고 연속적으로 충전이 가능하게 할 수 있다. 제4회로(164) 상에서 제1배터리(120)의 공급 전압이 23V이고 연료전지(140)의 공급 전압이 21V인 경우, DC-DC 컨버터(150)는 상기 연료전지(140)에서 공급된 전원의 전압을 25V로 승압할 수 있다.

[0048] 또한, 상기 DC-DC 컨버터(150)는 상기 연료전지(140)에서 상기 제1배터리(120) 및 제2배터리(130)로 이동하는 전류를 기 설정된 전류값의 범위 내로 한정할 수 있다. 연료전지(140)에서 제1배터리(120) 및 제2배터리(130)로 공급되는 전원이 고전류인 경우 전선 단락은 물론, 배터리에 무리를 줄 수 있다. 본 발명의 실시 예에서, DC-DC

컨버터(150)는 연료전지(140)로부터 공급된 전원의 전류량을 제어함으로써 이러한 문제를 방지할 수 있다.

[0050] 일 실시 예에서, 상기 제1회로(161) 및 제5회로(165)가 연결된 부분 및 상기 구동모터(110) 사이에 배치된 제1 다이오드(미도시), 상기 제2회로(162) 및 제4회로(164)가 연결된 부분 및 상기 구동모터(110) 사이에 배치된 제2 다이오드(미도시), 및 상기 제3회로(163) 및 제4회로(164)가 연결된 부분 및 상기 구동모터(110) 사이에 배치된 제3 다이오드(미도시)를 더 포함할 수 있다. 상기 제1 다이오드 내지 제3 다이오드는 각각 제1배터리(120), 제2배터리(130) 및 연료전지(140)에서 구동모터(110)로 공급되는 전원의 전류 방향을 일 방향이 되도록 한다. 이를 통해, 제1회로(161) 내지 제3회로(163) 상에서 전압이 역전되는 경우라도 전류가 반대 방향으로 흐르는 것을 차단할 수 있다.

[0052] 도 8은 본 발명의 다른 실시 예를 따르는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치(100)를 도시한 것이다.

[0053] 상기 제1배터리(120), 제2배터리(130) 및 연료전지(140)의 전원 공급을 제어하는 제어부(170)를 더 포함할 수 있다. 본 발명의 실시 예에서, 제어부(170)를 포함함으로써 상기 제1배터리(120), 제2배터리(130) 및 연료전지(140)는 비행체의 비행 시 필요에 따라 선택적으로 구동모터(110)에 전원을 공급할 수 있다. 상기 제어부(170)는, 비행체가 이륙 시 상기 제1배터리(120)가 상기 구동모터(110)로 전원을 공급하도록 제어하고, 비행체가 비행 시 상기 연료전지(140)가 상기 구동모터(110) 및 제2배터리(130)로 전원을 공급하도록 제어할 수 있다. 구체적으로, 상기 제어부(170)는, 비행체가 비행하기 위해 상기 구동모터(110)에 요구되는 전압의 크기가, 상기 연료전지(140)에서 상기 구동모터(110)로 공급하는 전원의 전압의 크기에 비하여 큰 경우, 상기 제2배터리(130) 및 연료전지(140)가 상기 구동모터(110)로 전원을 공급하도록 제어할 수 있다.

[0054] 이와 같이, 본 발명의 실시예를 따르는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치(100)는 비행기의 비행 출력을 최고 출력구간(이륙), 고출력구간(비행) 및 일반출력구간(비행)의 3단계로 구분하고, 각 출력을 제공하는 전원을 구별하여 배치함으로써 비행에 최적화된 하이브리드 시스템을 제공할 수 있다.

[0055] 상기 제어부(170)는 제1배터리(120), 제2배터리(130) 및 연료전지(140)를 제어하는 소프트웨어 프로그램을 탑재한 반도체 소자를 포함할 수 있으며, 상기 제1배터리(120), 제2배터리(130) 및 연료전지(140), 또는 상기 제1배터리(120), 제2배터리(130) 및 연료전지(140)로부터 공급되는 전원을 제어하기 위해 제1회로(161) 내지 제3회로(163) 상에 배치된 스위치,에 연결되어 상기 제1배터리(120), 제2배터리(130), 연료전지(140) 및 스위치 중 적어도 어느 하나를 제어할 수 있도록 구성될 수 있다.

[0057] 도 9는 본 발명의 실시 예를 따르는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치의 제어 방법을 도시한 순서도이다.

[0058] 본 발명의 실시 예를 따르는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치의 제어 방법은, 비행체에 동력을 제공하는 구동모터; 상기 구동모터를 구동하기 위해 상기 구동모터에 전원을 제공하는 제1배터리; 상기 구동모터를 구동하기 위해 상기 구동모터에 전원을 제공하는 제2배터리; 상기 제1배터리 및 제2배터리 중 적어도 하나로 전원을 공급하고, 상기 구동모터를 구동하기 위해 상기 구동모터에 전원을 제공하는 연료전지; 상기 연료전지에서 상기 제2배터리로 공급하는 전원을 변환하는 DC-DC 컨버터;를 포함하는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치의 제어 방법에 관한 것이다.

[0059] 도 9를 참조하면, 본 발명의 실시 예를 따르는 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치의 제어 방법은, 상기 제1배터리의 전원을 상기 구동모터로 공급하여 상기 비행체를 이륙시키는 단계; 상기 제1배터리의 전원 공급을 차단하고, 상기 연료전지의 전원을 상기 구동모터로 공급하여 상기 비행체를 비행시키는 단계; 및 상기 연료전지의 전원을 상기 제1배터리 및 제2배터리 중 적어도 어느 하나로 공급하여 상기 제1배터리 및 제2배터리 중 적어도 어느 하나를 충전하는 단계;를 포함하고, 상기 제1배터리 및 제2배터리 중 적어도 어느 하나를 충전하는 단계에서, 상기 DC-DC 컨버터는 상기 연료전지에서 상기 제1배터리 및 제2배터리 중 어느 하나로 이동하는 전원의 전압을 승압한다.

[0061] 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치의 각각의 구성은 앞서 설명한 것과 동일한 것일 수 있다.

[0063] 비행체를 이륙하기 위해 비행체를 이륙 모드로 운행한다. 우선 상기 제1배터리의 전원을 상기 구동모터로 공급한다. 비행체의 이륙을 위해서는 비행체가 충분한 수직항력을 가질 수 있도록 추진력을 제공해야 한다. 이를 위해 많은 전력이 요구되며, 높은 전압의 전원을 공급함으로써 수행될 수 있다. 이를 위해 상기 제1배터리는 정속 비행시 구동모터에 전원을 공급하는 연료전지에 비하여 높은 공급 전압을 가질 수 있다. 본 단계는 도 2에 개시된 제1 회로 상에서 수행될 수 있다.

[0065] 다음으로, 비행체가 이륙한 후에는 비행 모드로 전환한다. 비행 모드에서는 이륙시와 같이 높은 전압의 전원이 필요하지 않으므로 상기 제1배터리의 전원 공급을 차단하고, 상기 연료전지의 전원을 상기 구동모터로 공급하여 상기 비행체를 비행시킨다.

[0067] 또한, 비행 모드에서 상기 연료전지의 전원을 상기 제1배터리 또는 제2배터리로 공급하여 상기 제1배터리 또는 제2배터리를 충전하는 단계가 연속적으로 또는 단속적으로 수행될 수 있다.

[0068] 상기 배터리를 충전하는 단계에서, 상기 DC-DC 컨버터는 상기 연료전지에서 상기 제1배터리 또는 제2배터리로 이동하는 전원의 전압을 승압할 수 있다.

[0070] 비행 모드 중 상기 비행체를 비행시키는 단계에서, 상기 비행체가 비행하기 위해 상기 구동모터에 요구되는 전압의 크기가, 상기 연료전지에서 상기 구동모터로 공급하는 전원의 전압의 크기에 비하여 큰 경우, 상기 제2배터리 및 연료전지가 상기 구동모터로 전원을 공급하는 단계를 포함할 수 있다. 즉, 비행체가 보다 높은 고도로 상승하거나 방향을 바꾸는 경우, 맞바람 등의 영향으로 높은 출력이 요구되는 경우에는 제2배터리가 구동모터로 전원을 공급할 수 있다. 이때, 연료전지 및 제2배터리 모두에서 구동모터로 전원을 공급할 수 있으며, 필요에 따라 연료전지의 전원 공급을 차단하고 제2배터리의 전원 공급만을 허용할 수 있다.

[0072] 본 발명은 상술한 실시 형태 및 첨부된 도면에 의해 한정되는 것이 아니며 첨부된 청구범위에 의해 한정하고자 한다. 따라서, 청구범위에 기재된 본 발명의 기술적 사상을 벗어나지 않는 범위 내에서 당 기술분야의 통상의 지식을 가진 자에 의해 다양한 형태의 치환, 변형 및 변경이 가능할 것이며, 이 또한 본 발명의 범위에 속한다고 할 것이다.

부호의 설명

[0074] 100: 비행체의 하이브리드 전원 공급 장치

110: 구동모터

120: 제1배터리

130: 제2배터리

140: 연료전지

150: DC-DC컨버터

161: 제1회로

162: 제2회로

163: 제3회로

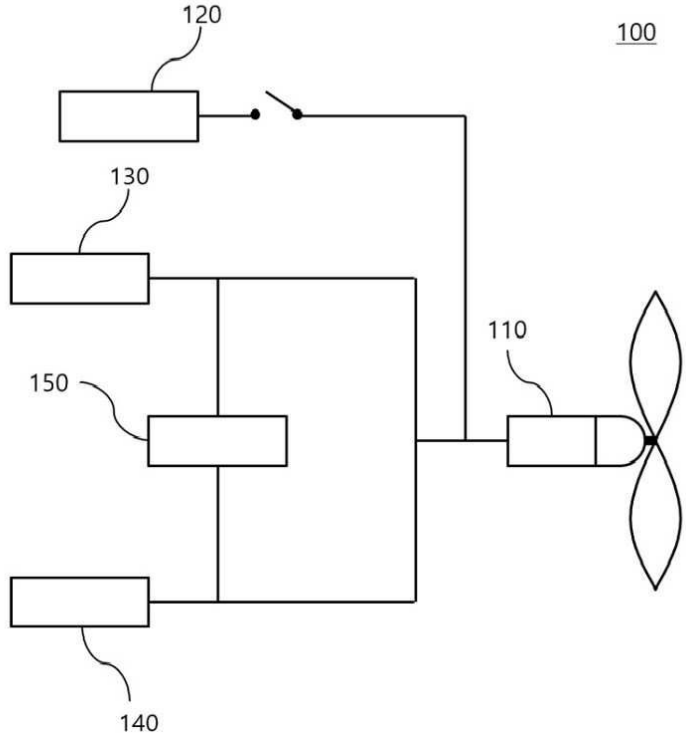
164: 제4회로

165: 제5회로

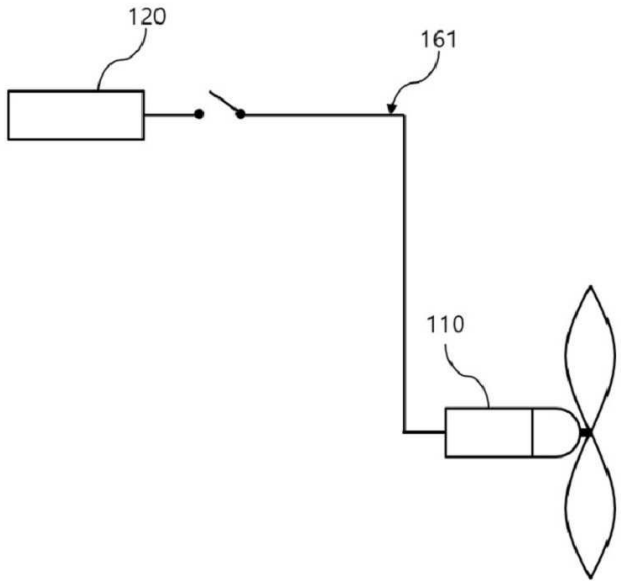
170: 제어부

도면

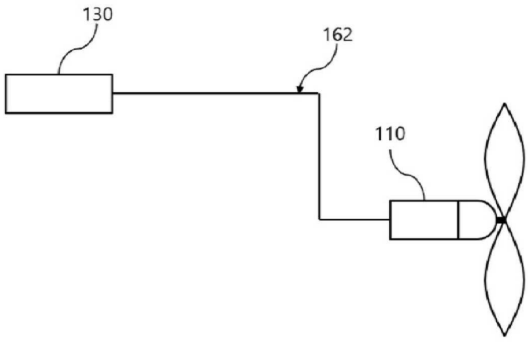
도면1



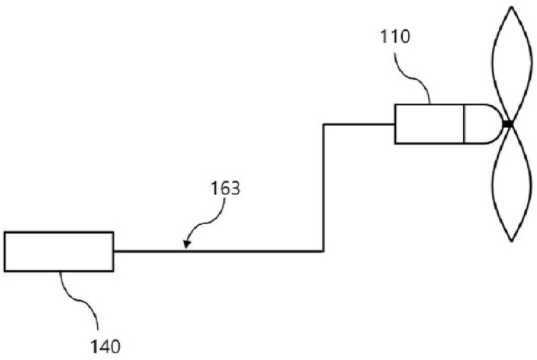
도면2



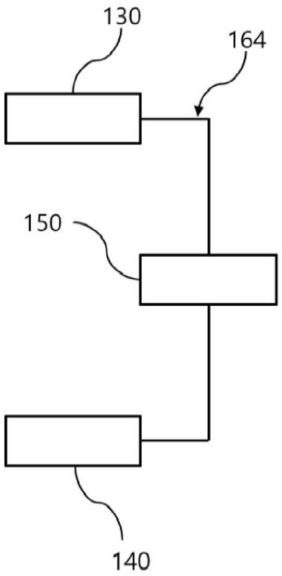
도면3



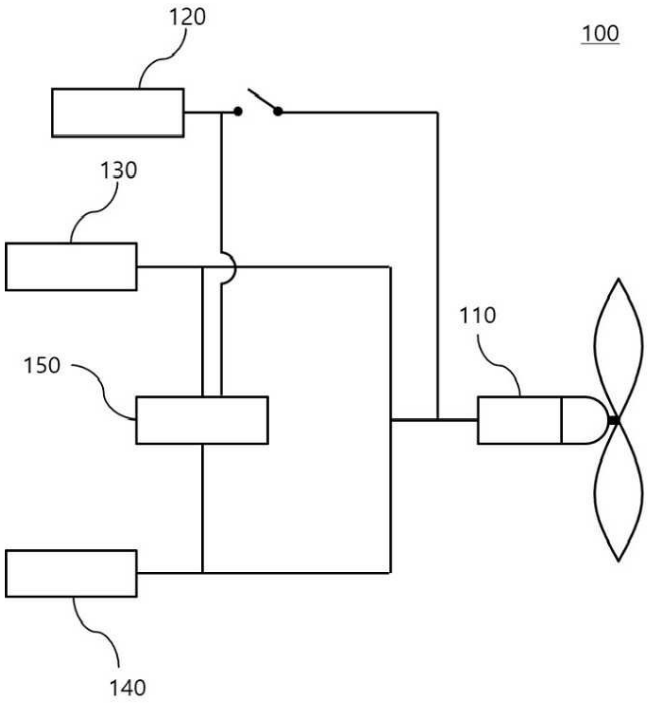
도면4



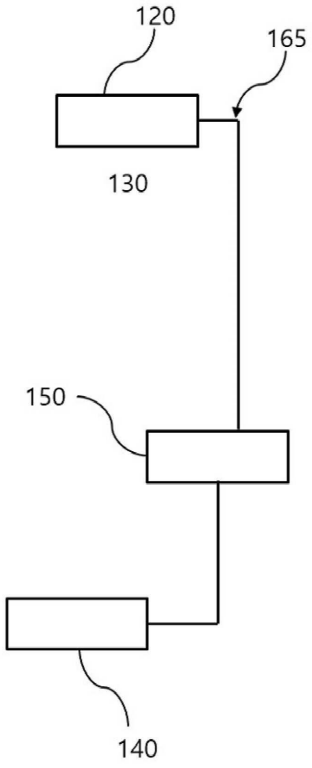
도면5



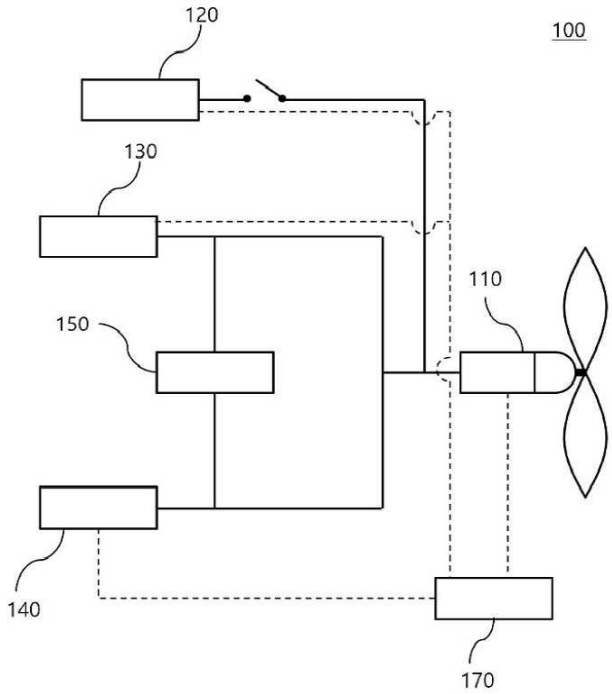
도면6



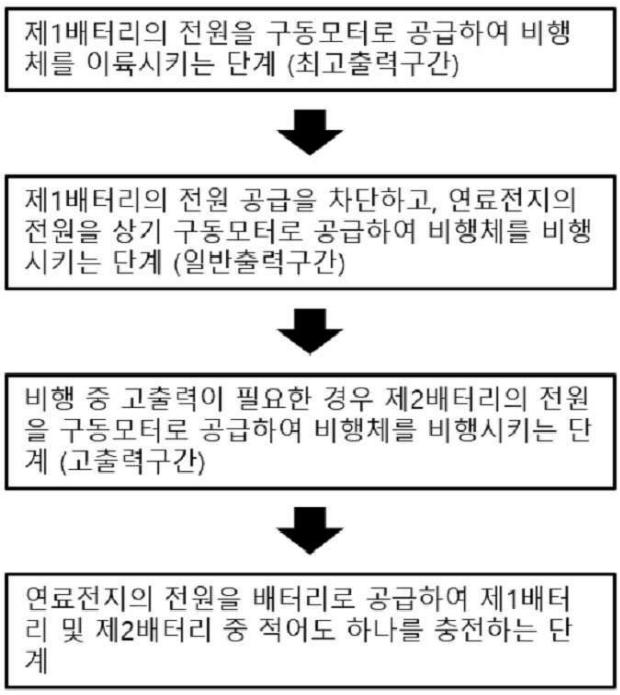
도면7



도면8


120
100
130
110
150
140
170

도면9


제1배터리의 전원을 구동모터로 공급하여 비행체를 이륙시키는 단계 (최고출력구간)
제1배터리의 전원 공급을 차단하고, 연료전지의 전원을 상기 구동모터로 공급하여 비행체를 비행시키는 단계 (일반출력구간)
비행 중 고출력이 필요한 경우 제2배터리의 전원을 구동모터로 공급하여 비행체를 비행시키는 단계 (고출력구간)
연료전지의 전원을 배터리로 공급하여 제1배터리 및 제2배터리 중 적어도 하나를 충전하는 단계