

전기추진 항공기용 배터리-연료전지 하이브리드 전력제어 시스템의 설계

강정철, 정세교
경상국립대학교

Design of Battery-Fuel Cell Hybrid Power Control System for Electric Propulsion Aircraft

Jung-Cheol Kang, Se-Kyo Chung
Gyeongsang National University

ABSTRACT

This paper deals with the design of a battery-fuel cell hybrid power control system (PCS) for long-endurance electric propulsion aircraft. The concept and structure of the hybrid PCS is first presented. The power converters and control methods improving the flight time and increasing payload are then discussed. The simulation results are provided to verify the proposed design.

1. 서론

최근 다양한 산업 분야에서 드론이 활발하게 적용되고 있으며, 드론의 활용 분야가 확대됨에 따라 드론이 대형화되고 있다. 상업 및 산업용 드론의 경우 일반적으로 배터리를 에너지원으로 사용하는 전기추진 시스템을 채택하고 있으며, 전기추진 시스템은 구조가 단순하며, 고효율, 저소음, 친환경적이라는 장점이 있다. 그러나 배터리 에너지 밀도의 한계에 따라 비행 시간과 탑재중량이 제한되는 문제점이 있다^[1].

본 논문에서는 이러한 문제를 해결하기 위해 연료전지와 배터리를 결합한 하이브리드 전력제어 시스템의 설계에 대해 기술하였다. 하이브리드 전력제어 시스템의 구조와 전력변환장치의 구성 및 제어 방법 대하여 설명하였으며 시뮬레이션을 통해 설계 및 제어 방법의 타당성을 검증하였다.

2. 하이브리드 전력 제어 시스템

2.1 하이브리드 전력 제어 시스템 구성

전기추진 항공기는 이착륙 및 순항 시 추진 방식에 따라 다양한 형태로 분류할 수 있으며, 본 논문에서는 하이브리드 전력제어 시스템을 효과적으로 적용할 수 있는 전기추진 수직 이착륙(Electric vertical takeoff and landing; eVTOL) 항공기를 고려하였다. 그림 1은 eVTOL 항공기의 수직 이착륙, 상승 및 하강, 순항 시 각각 요구되는 전력 및 에너지 밀도를 나타내는 예시이다^[2]. 그림에서 보는 바와 같이 eVTOL에서는 이착륙 시와 순항 시 전력/에너지 밀도의 차가 크며, 연료전지와 배터리의 특성을 적절하게 제어하면 효율적인 전력공급 시스템을 구성할 수 있다.

그림 2는 본 논문에서 제안한 연료전지-배터리 하이브리드 전력제어 시스템의 구성을 나타내고 있다. 에너지원으로 연료

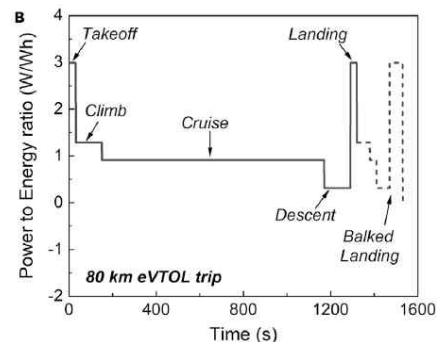


그림 1 eVTOL 항공기의 전력/에너지 밀도 비 [1]
Fig. 1 Power to energy density ratio for eVTOL aircraft [1]

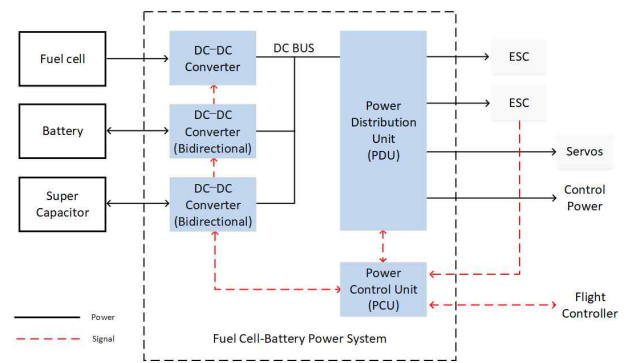


그림 2 제안한 연료전지-배터리 전력제어시스템
Fig. 2 Proposed fuel cell-battery power control system

전지와 배터리, DC-DC 컨버터, 전력분배 유닛(PDU), 그리고 전력제어기(PCU)로 구성된다. 슈퍼 커패시터는 과도상태에 순시 전력공급을 위해 사용된다.

연료전지용 전력변환장치에는 절연 및 저전류 백동이 요구되며, 이를 위해 능동클램프형 절연부스트 컨버터를 사용하였다. 배터리와 슈퍼커패시터의 충방전 제어를 위해서는 4-스위치 양방향 백-부스트 컨버터를 사용하였다. 전력제어기는 비행제어 컴퓨터에서 비행정보를 입력받으며, 이를 이용하여 비행 모드에 따라 DC-DC 컨버터를 제어한다.

2.2 하이브리드 전력 제어 시스템 제어 방법

각각의 DC-DC 컨버터는 독립적인 전압 및 전류제어기를

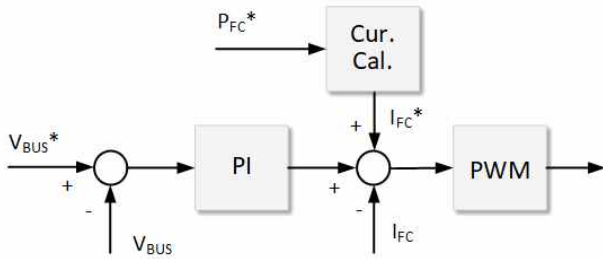


그림 3 DC-DC 컨버터 제어 블록
Fig. 2 Control block for DC-DC converters

가지고 있으며, 전력제어기에서는 비행모드에 따라 각 에너지원에서 공급되는 전력을 제어하기 위한 전압 및 전류명령을 생성한다. 그림 3은 연료전지용 DC-DC 컨버터를 제어하기 위한 제어기의 구성을 나타낸다. 전압제어기는 직류버스 전압을 제어하며, 전력제어기에서 비행모드에 따라 요구되는 전력용량으로부터 계산된 전류명령이 주어진다. 배터리와 슈퍼커패시터용 양방향 DC-DC 컨버터에서도 유사한 전압 및 전류제어기가 사용되며, 충방전 제어명령이 추가적으로 주어진다. 각 에너지원의 전력밀도 차이에 따라 동특성이 다르므로 전력제어기에서는 전류의 미분값을 제한하여 급격한 부하 변동 시 에너지원의 동작을 제어한다.

3. 시뮬레이션

제안된 전력제어시스템의 동작을 검증하기 위하여 시뮬레이션을 수행하였다. 각 DC-DC 컨버터의 사양은 표 1과 같다.

표 1 전력송전 시스템 상수의 P.U. 값
Table 1 Per unit values of the system parameters

Item	Value
DC bus voltage (V_{BUS})	60V
Fuel cell voltage (V_{FC})	36V
Power ratings (Fuel cell converter)	2.4kW
Battery voltage (V_{BAT})	44.4V1
Power ratings (Battery converter)	5kW
Power ratings (Super-Cap. converter)	5kW

그림 4와 5는 시뮬레이션 결과를 나타내는 그림이다. 그림 4는 항공기의 순항 모드에서 1kW의 전력을 연료전지에서 공급할 때, 착륙 또는 급기동으로 인해 부하가 5kW로 변동하는 경우에 대한 동작파형을 나타낸다. 급격하게 인가되는 4kW의 전력은 배터리로부터 공급되며, 이때 버스전압, 연료전지 및 배터리 공급전류 및 전력, 부하전력을 나타낸다. 전력제어기에서 제공되는 전류명령에 따라 배터리에서 4kW의 전력이 공급되는 것을 알 수 있다. 그림 5는 급기동에서 순항모드로 전환되는 경우 컨버터의 동작 파형을 나타낸다. 각 컨버터로부터 적절하게 전력이 공급되는 것을 볼 수 있다.

4. 결 론

본 논문에서는 eVTOL형 전기추진 항공기의 연료전지와 배

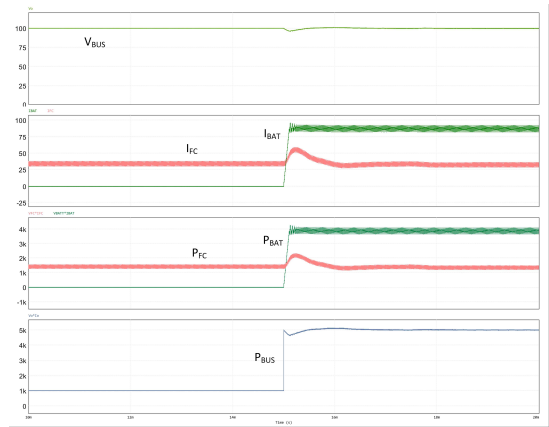


그림 4 시뮬레이션 결과 (1kW → 5kW 부하 변동)
Fig. 4 Simulation results (1kW → 5kW load change)

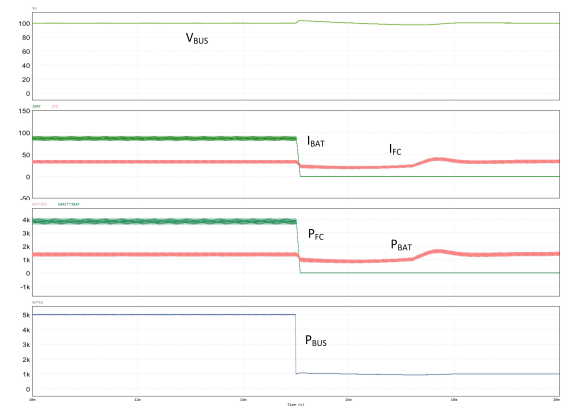


그림 5 시뮬레이션 결과 (5kW → 1kW 부하 변동)
Fig. 5 Simulation results (5kW → 1kW load change)

터리를 결합한 하이브리드 전력제어 시스템에 대해 기술하였다. 하이브리드 전력제어 시스템의 구조와 전력변환장치의 구성 및 제어 방법 대하여 설명하였으며 시뮬레이션을 통해 설계 및 제어 방법의 타당성을 검증하였다. 시뮬레이션을 통하여 제안된 제어기의 동작을 검증하였다. 추후 과제로 PHILS 시스템을 이용한 전력제어기의 검증을 진행하고 있다.

본 결과물은 2024년도 교육부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 지자체-대학 협력기반 지역혁신 사업의 결과입니다.(재단 과제관리번호: 2021RIS-003)

참 고 문 헌

[1] M. Alzyod, A. Al-Awam, Y. Jeong, S. Kim, "A multi-phase energy mangement system for hybrid fuel cell drones, Proc. 2024 IEEE ITEC, June, 2024.
[2] X.-G. Yang, T. Liu, S. Ge, E. Rountree, and C.-Y. Wang, "Challenges and key requirements of batteries for electric vertical takeoff and landing aircraft," Joule, vol. 5, Issue 7, pp. 1644-1659, 2021.