

연료전지-배터리 기반 무인항공기 추진시스템 동특성 분석을 위한 모델 개발

현대일¹ · 홍석무^{2,3†} · 한재영^{2,3†}

¹공주대학교 미래융합공학과, ²공주대학교 미래자동차공학과, ³그린카 기술연구소

Model Development for Analysis of the System Dynamic Characteristics for Fuel Cell-battery Based Unmanned Aerial Vehicles

DAEIL HYUN¹, SEOKMOO HONG^{1,3†}, JAEYOUNG HAN^{2,3†}

¹Department of Future Convergence Engineering, Kongju National University, 1223-24 Cheonan-daero, Seobuk-gu, Cheonan 31080, Korea

²Department of Future Automotive Engineering, Kongju National University, 1223-24 Cheonan-daero, Seobuk-gu, Cheonan 31080, Korea

³Institute of Green Car Technology, Kongju National University, 1223-24 Cheonan-daero, Seobuk-gu, Cheonan 31080, Korea

†Corresponding author :
smhong@kongju.ac.kr
hjyt11@kongju.ac.kr

Received 11 October, 2023

Revised 22 October, 2023

Accepted 25 October, 2023

Abstract >> Unmanned aerial vehicles (UAVs) research is recently actively underway. Especially, fuel cell battery hybrid systems are widely used to overcome the limitations of continuous operation. However, fuel cell systems must be operated in combination with a battery due to their low specific output characteristics. Therefore, a hybrid power system model for UAVs is developed. The rule-based strategy is applied to the model to properly distribute power to batteries and fuel cells. As a result, the designed rule-based power distribution control operates UAVs while maintaining battery state of charge(SOC) at an appropriate level.

Key words : UAV(무인항공기), Fuel cell(연료전지), Hybrid system(하이브리드 시스템), System modelling(시스템 모델링), Endurance(지속 운용력)

1. 서론

다양한 분야에서 활용되고 있는 무인항공기(unmanned aerial vehicle, UAV)는 친환경 에너지 활용 기술 및 전력 관리 시스템(power management system, PMS)의 발전과 함께 빠른 속도로 성장하고 있다. 무인항공기에 적용될 수 있는 대표적인 친환경 에너지원으로는 태양광이 있으며, 그린수소를 활용한 고분자 전해질막 연료전지(polymer electrolyte membrane fuel

cell, PEMFC) 기술의 적용에 관한 연구도 활발히 진행되고 있다. 또한, 에너지 저장 장치와 친환경 에너지 생산 기술의 결합은 무인항공기의 활용 분야 확대를 더욱 가속화하고 있다^{1,2)}.

이러한 무인항공기의 사용 범위 및 영역의 확대는 결과적으로 지속 운용력(endurance) 향상에 대한 요구로 이어지게 됨에 따라^{3,4)}, 일반적인 단일 배터리 기반 무인항공기의 전력 용량은 단점으로 지적되고 있다. 이러한 문제점을 보완하기 위한 가장 간단한

방법으로 배터리 적층(stack)을 통한 에너지 용량 증가를 시도할 수 있으나, 그에 따른 추가 부품 구성 및 배터리 중량 증가로 인하여 시스템이 비대해진다. 또한, 특정 에너지 용량 이상에서는 전력밀도의 증가 폭이 둔화 및 역전되어 시스템 효율이 저하되는 문제가 있다⁵⁾.

따라서 이러한 단일 배터리 시스템의 지속 운용력 한계를 극복하기 위해 다양한 하이브리드 시스템이 제안되었다⁶⁻⁸⁾. Lee 등⁶⁾은 연료전지와 배터리, 태양전지로 구성된 무인항공기를 제안하였으며, 비행 테스트 및 시뮬레이션 결과를 통해 능동적 전력관리시스템의 장단점을 조사하였다. 그 결과, 수동적 전력관리시스템은 특정 상황에서 배터리의 적정 충전상태(state of charge, SOC) 유지에 실패하였으나, 능동적 전력관리시스템은 지속해서 배터리의 적정 충전상태를 유지함을 보여주었다. Gang 등⁷⁾은 연료전지와 태양전지를 이용한 높은 지속 운용력을 갖는 무인항공기 하이브리드 시스템을 제안하였다. 비접촉 스위치(solid state relay)의 사용과 함께 전력관리시스템을 통한 두 전원의 스위칭은 시스템의 신뢰성을 높이고 연료 소모량을 줄일 수 있음을 보여주었다. 또한, 부하 변동에 따라 연료전지와 태양전지 시스템을 통한 배터리의 충방전이 가능함으로 인하여 무인항공기의 태양전지를 이용한 하이브리드 전력 시스템의 실현 가능성을 제시하였다. 마지막으로 Gong 등⁸⁾은 소형 전기 동력 무인항공기를 위한 연료전지/배터리/슈퍼 커패시터로 구성된 하이브리드 시스템을 제안하였다. 그 결과, 부하 변동 상황에서 배터리는 부스트 전력을 제공하고, 슈퍼 커패시터는 급격한 부하 변동을 흡수함으로써 연료전지의 수명 및 무인항공기의 지속력 향상이 가능함을 보여주었다.

앞선 선행연구를 통해 알 수 있듯이, 능동적 전력관리시스템이 적용된 하이브리드 시스템은 단일 배터리 시스템에 비하여 안정적 전력 공급 및 지속력 향상이 가능한 장점이 있다. 하지만, 이러한 하이브리드 무인항공기 시스템은 적절한 전력원의 선정 및 다양한 비행 환경을 고려한 복잡한 제어전략이 필요한데, 이를 분석하기 위한 정교한 모델 및 실증 연구

가 부족한 실정이다.

따라서, 본 연구에서는 실제 환경에서 구현하기 어려운 비행 환경 조건 및 제어전략을 검토할 수 있는 고분자 전해질막 연료전지-배터리 기반의 소형 하이브리드 무인항공기 모델을 개발하고, 이를 이용하여 비행 프로파일을 적용하였을 때 나타나는 하이브리드 시스템의 동특성을 분석하였다. 이때, 규칙 기반의 전력 분배 전략(power-split strategy, PSS)을 적용하여 비행 프로파일의 추종제어 수행 시 연료전지와 배터리의 전력 분배가 적절히 이루어지는지 확인하였다.

2. 무인항공기 모델링

2.1 고분자 전해질막 연료전지 모델

2.1.1 전기적 연료전지 모델

본 연구를 위해, 개방형 캐소드(open-cathode) 타입의 산소 공급 전략을 갖는 공랭식 연료전지 모델은 Mahjoubi 등⁹⁾의 선행연구에서 제시된 수식 및 설계 파라미터를 참고하여 개발하였다. 일반적으로 연료전지 모델은 전기적 모델과 열적 모델로 이루어져 있으며 먼저, 전기적 연료전지 모델의 경우 Fig. 1과 같은 전기적 등가회로(electrical equivalent-circuit, EEC)를 기반으로 개발되었다.

이러한 전기적 모델에서는 식 (1)과 같이 연료전지 셀에 흐르는 전류에 의하여 발생하는 전압강하 성분을 적용하여 셀 전압을 계산한 후, 적층되는 셀의 수(N_{cell})를 곱하여 최종적으로 식 (2)와 같이 연료전지 스택 전압을 계산한다. 이때, 식 (1)의 전압 강하 성분은 순서대로 활성화 손실(activation loss), 저항 손실(ohmic loss), 그리고 농도 손실(concentration loss)을 대표하는 전압이며, 온도와 함께 연료전지의 효율에 영향을 주는 요소이다.⁹⁾

$$V_{cell} = E_{Nernst} - V_{act} - V_{ohm} - V_{conc} \quad (1)$$

$$V_{stack} = N_{cell} \times V_{cell} \quad (2)$$

2.1.2 열적 연료전지 모델

다음으로, 열적 연료전지 모델은 DC 팬에 의한 강제 냉각 방식을 채택하여 개발되었다. 이러한 열적 모델은 식 (3)과 같이 온도 계산식을 기초로 모델링 되었으며, 각각 연료전지 스택의 총 전압강하에 해당하는 비가역적 발열(P_e)과 자연대류(P_{nat}) 및 팬에 의한 강제 냉각열(P_{fan}), 그리고 연료전지 스택의 내부의 물이 액체에서 기체로 상변화 하는데 흡수되는 열($P_{l/g}$)을 이용하여 연료전지 스택의 최종 온도가 계산된다. 이렇게 개발된 고분자 전해질막 연료전지 모델은 실험 및 선행연구 데이터를 이용하여 검증하였으며, 그 결과를 각각 Figs. 2-3에 도시하였다.

$$\frac{dT_{st}}{dt} = \frac{1}{mC_{fc}} [P_e - P_{nat} - P_{fan} - P_{l/g}] \quad (3)$$

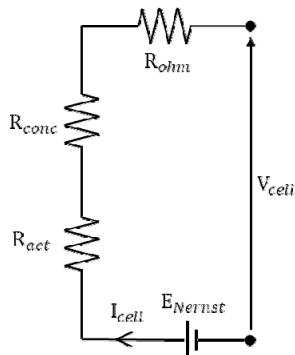


Fig. 1. EEC of PEMFC for UAV

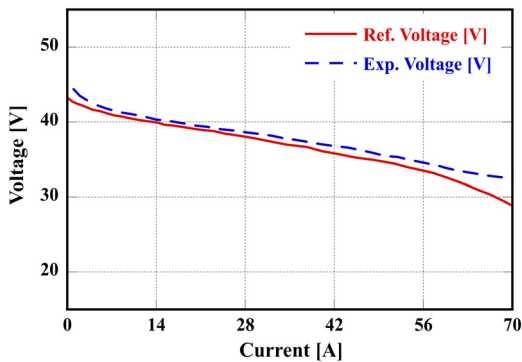


Fig. 2. Verification of polarization curves of the open-cathode PEMFC

2.2 공기 공급 팬 모델

팬을 이용한 공기냉각 시스템은 그 구조가 단순하므로 기체의 무게와 부피를 줄일 수 있는 장점으로 소형 무인항공기 시스템에 적합하다. 또한, 고분자 전해질막 연료전지의 음극에 장착된 팬은 연료전지 스택에 산소의 강제 공급뿐만 아니라, 냉각 기능도 담당하게 된다. 이에 팬 모델은 Table 1에 제시된 제조사의 성능 데이터를 이용하여 개발되었다. 또한, 팬 동작 시 연료전지의 채널 및 몸체로 흐르는 공기 유량을 계산하기 위해 팬의 형상 정보를 이용하여 모델링 후, Fig. 4와 같이 실험 결과를 이용하여 검증하였다⁹⁾.

2.3 배터리 모델

배터리 모델은 2-RC 등가회로를 기반으로 개발되

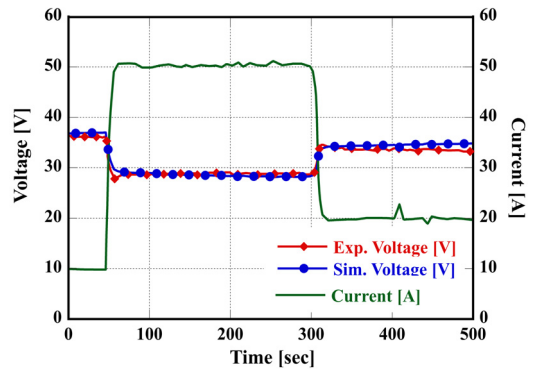


Fig. 3. Verification of I-V curves with the current profile of the open-cathode PEMFC

Table 1. Specifications of the DC fan

Model No.	PWM duty cycle [%]	
	9GV1212P1J01	0
Rated Voltage [V]	12	
Rated Current [A]	0.19	3.00
Rated power [W]	2.28	36.00
Rated Speed [rpm]	1,500	6,400
Air flow [m ³ /min]	1.49	6.35

었으며¹⁰⁾, 배터리 충전 및 방전 실험 데이터를 이용한 모델 검증 결과는 Fig. 5에 도시하였다. 이때, 배터리 셀의 전압은 식 (4)와 같이 표현된다.

$$V_{bt} = V_{oc} - I_{bt} \times \left\{ R_0 + R_1 \times \left[1 - \exp\left(-\frac{t}{\tau_1}\right) \right] \right\} + R_1 \times \left[1 - \exp\left(-\frac{t}{\tau_2}\right) \right] \quad (4)$$

여기서, V_{oc} 는 배터리의 개방회로 전압이며, τ_1 , τ_2 는 각각 1, 2차 저항-커패시턴스에 의한 시정수이다. 그리고 본 연구를 통해 개발한 무인항공기 모델은 시스템 기준 전압이 44 V로, 최초 개발된 배터리 모델을 다운사이징하여 본 연구에 활용하였다. 배터리 셀의 사양 및 모듈 구성은 Table 2와 같이 가정하였다.

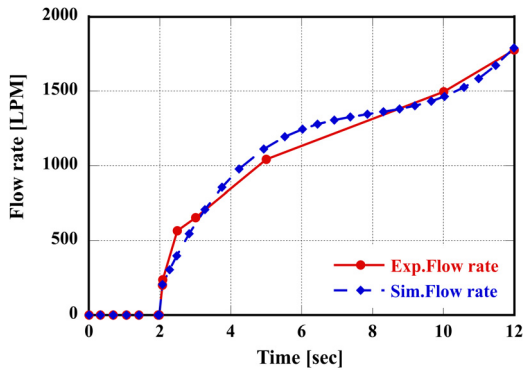


Fig. 4. Fan model verification for air volume flow rate

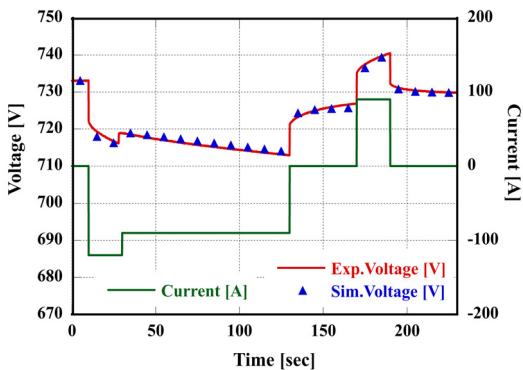


Fig. 5. Battery model verification with current profile

2.4 추력 모터 모델

무인항공기에 사용된 추진 모터는 브러시리스 타입의 DC 전동기로서, 전체 시스템 구성 유닛 중에서 가장 전력 소모가 크다. 따라서 무인항공기의 요구 부하 전력은 대부분 추진 모터에서 비롯된다. 추진 모터의 추력은 모터 회전수의 제곱에 비례하며, 제조사 데이터를 통해 모델링 된 추력 모터의 성능은 Fig. 6에 도시하였다.

2.5 통합 시스템 모델

앞서 개발된 단위 요소 부품이 하나의 시스템으로 통합되기 위해서는 상위제어기가 필요하다. 이러한 통합제어기는 시스템 동작에 필요한 요소 부품들의 상태 모니터링을 통한 출력 신호를 피드백 받아 제어를 수행한다. 이때, 시스템의 동특성 분석에 필요한 제어 입출력 신호는 무인항공기의 출력 전력 또는 위치 프로파일일 수 있다. 본 연구에서는 무인항공기의 수직 방향 위치 제어를 구현하기 위해

Table 2. Specifications of a lithium-Ion battery cell

Parameter	Value	Unit
Cell capacity	28.4	Ah
Cell voltage	3.6	V
Cell weight	0.3	kg
Number of cell	12	-

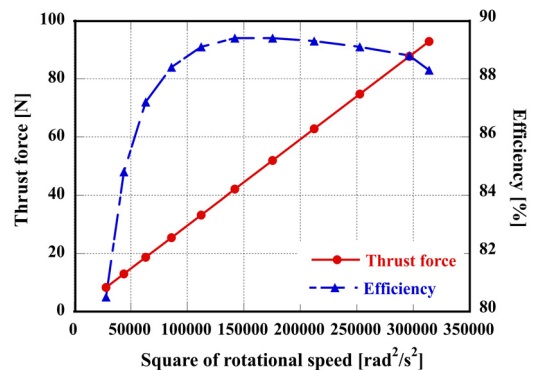


Fig. 6. Thrust-motor's speed-force and efficiency curves

통합제어기를 구성하였으며, 여기에는 고도 계산기 모델이 포함된다. 그리고 무인항공기에 전력을 공급하기 위한 컨버터에는 통합 제어기와 함께 PI 로직을 적용하였다. 최종적으로 통합된 MATLAB/Simulink® (MathWorks, Natick, MA, USA) 기반의 무인항공기 시스템 모델은 Fig. 7과 같다.

2.6 전력 분배 전략

능동적 제어 기반의 하이브리드 전력분배시스템은 연료전지와 배터리의 전력 비율을 정해준다. 본 연구에서 수립한 규칙 기반의 전력 분배 전략은 배터리의 충전상태 및 각 전력원의 on/off 상태를 고려

하여 Table 3과 같이 작성하였다. 여기서 Pos_cmd는 무인항공기의 비행 상태를 판별하기 위한 변수로써, 0보다 큰 경우는 비행을 나타내며, 0이면 지상에 착륙한 상태를 나타낸다. Delt_soc는 배터리의 충·방전 진행 상태를 판별하는 변수로써 0보다 크면 충전이고, 반대의 경우는 방전 상태를 나타낸다. 또한, P_base는 연료전지의 유효 출력 구간 내에서 선택된 전력 분배 전략의 기준 출력이다. 그리고 Hsoc, Lsoc는 각각 배터리의 상한 및 하한 충전상태 기준값을 나타내며, PI은 시스템의 부하 전력이다. 따라서 전력 분배 전략에 의한 연료전지와 배터리의 지령 전력은 각각 Sfc와 Sbt이다.

3. 결과 및 고찰

3.1 시뮬레이션 조건

개발된 무인항공기 시스템 모델에서 연료전지와 배터리는 실제 무인항공기에 적용되어 최적화된 상태와 유사한 것으로 가정하였다. 또한 동특성 분석을 위한 비행 프로파일의 경우 Fig. 8과 같은 것으로 가정하였으며, 시뮬레이션을 수행하기 위해 요구되는 무인항공기의 기체 중량, 연료전지 전력 기준 및 배터리 용량 등과 같은 필수 조건은 Table 4에 나타내

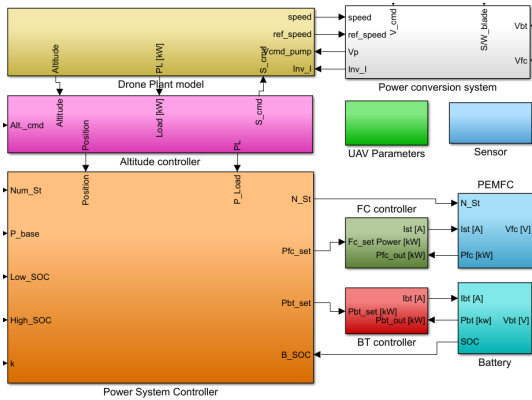


Fig. 7. Developed UAV system model

Table 3. Rule-based PSS for UAV hybrid PMS

States		Pos_cmd > 0		Unit
		Delt_soc < 0	Delt_soc ≥ 0	
soc < Hsoc			-	Sfc=P_base Sbt=PI-Pfc
soc ≥ Hsoc		Sfc=P_base Sbt=PI-Pfc	Sfc=0 Sbt=PI-Pfc	Sfc=0 Sbt=PI-Pfc
soc < Lsoc	PI < P_base	Sfc=P_base Sbt=PI-Pfc	Sfc=P_base Sbt=PI-Pfc	
	PI ≥ P_base	Sfc=PI(1+k) Sbt=PI-Pfc	Sfc=PI(1+k) Sbt=PI-Pfc	
Lsoc < soc < Hsoc	PI < P_base	Sfc=P_base Sbt=PI-Pfc	Sfc=P_base Sbt=PI-Pfc	
	PI ≥ P_base	Sfc=PI_base + (PI-Pfc)/2 Sbt=PI-Pfc	Sfc=PI(1+k/2) Sbt=PI-Pfc	

었다. 여기서 배터리 충전상태의 유지 조건은 전력 분배에 의한 동적 거동이 잘 나타날 수 있도록 배터리 용량을 고려하여 0.5를 기준으로 ± 0.05 로 설정하였다.

3.2 결과 및 논의

앞서 설정한 시뮬레이션 조건에서 모델을 해석한 결과, 무인항공기의 고도 제어를 위해 입력된 비행 프로파일을 시스템 모델이 빠르고 정확하게 추종하는 것을 확인할 수 있었다. 이러한 기체의 동적 움직임은 추력 모터의 출력 또는 연료전지와 배터리의 출력 신호를 통해 자세히 확인할 수 있으며, 그 결과를 Fig. 9에 도시하였다.

연료전지와 배터리는 전력 분배 전략에 따라 부하 전력을 나누어 분담하게 되는데, 0-100초 동안 연료전지의 전력이 서서히 상승함에 따라 배터리의 전력은 급격한 부하 변동을 흡수하면서 줄어든다. 게다가, 연료전지와 배터리의 합산 전력이 시스템의 요구 부하 전력보다 낮은 상태이므로 배터리의 충전상태

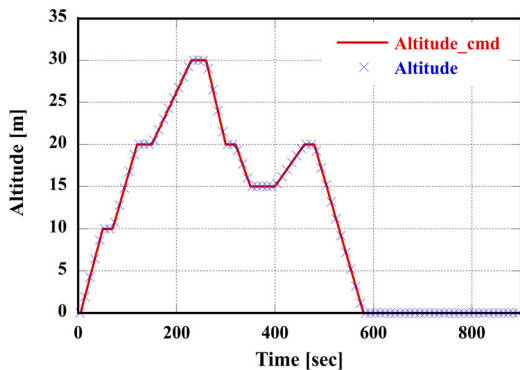


Fig. 8. Applied load profiles for UAV

Table 4. Simulation conditions for UAV system model

Parameters	Value	Unit
Ambient Temperature	25	°C
Total weight	36	kg
Initial SOC of battery	0.5	-
High limit SOC	0.55	-
Low limit SOC	0.45	-

가 감소하는 것을 Fig. 10을 통해 확인할 수 있다. 또한, 100초 이후에는 연료전지의 전력이 요구 부하 전력보다 높게 유지됨으로써 배터리가 충전상태가 증가하는 것을 볼 수 있다. 그리고 580초에 부하 전력이 0이 되면, 즉 추력 모터가 정지 상태이면 연료전지의 전력이 줄어들게 되고, 그 차이만큼 배터리가 충전됨을 확인할 수 있다.

이러한 전력의 패턴은 2.6절의 Table 3에서 정의된 전력 분배 전략에 따라 나타난 것으로서, Table 4에서 설정된 상하한 충전상태 기준 또한 잘 준수하고 있음을 확인하였다. 그러나 Fig. 10에서 하한 충전상태 기준인 0.45보다 더 낮아지는 부분이 보이는데, 이는 연료전지의 전력이 서서히 증가하는 동안 배터리가 일부 요구 부하를 감당함으로써 발생하는 현상으로 분석된다.

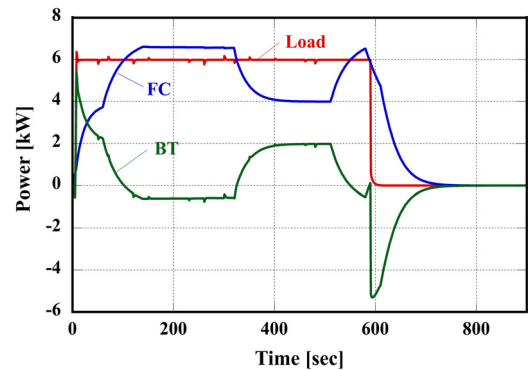


Fig. 9. Power dynamics of fuel cell and battery

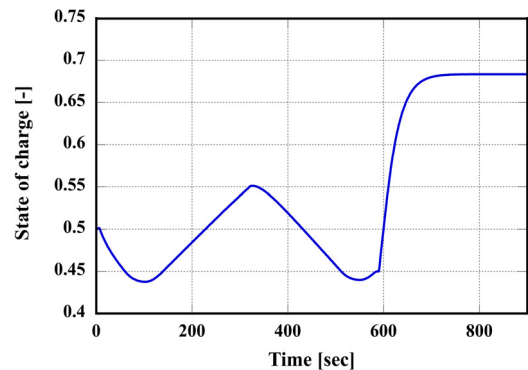


Fig. 10. Battery SOC variation

4. 결론

본 연구에서는 고분자 전해질막 연료전지 기반의 무인항공기 시스템 모델을 개발하고, 하이브리드 전원의 전력 분배 전략에 따른 시스템의 전력 동특성을 확인하고자 전력 분배 전략을 수립하였다. 이러한 연구 과정 및 결과를 요약하면 다음과 같다.

1) 무인항공기 시스템 모델을 개발하기 위해 주요 구성품의 모델을 선행 개발하고, 실험 및 문헌을 토대로 검증하였다. 또한 각 구성품 모델을 통합한 후 임의의 비행 프로파일을 적용하여 무인항공기 기체 및 전력의 동적 변화를 관찰하였다.

2) 비행 프로파일을 무인항공기 시스템 모델이 빠르게 추종하였으며, 의도된 부하 변동 구간에서 배터리가 전력의 급격한 변동을 정상적으로 흡수하는 것을 확인하였다.

3) 전력 관리 시스템의 전력 분배 전략에 따라 연료전지와 배터리의 전력 분배가 적절히 수행되어 배터리 충전상태는 0.45-0.55 사이를 유지하였다. 이로써, 개발된 무인항공기 시스템 모델을 통해 하이브리드 추진시스템의 동특성을 확인할 수 있었다.

후 기

본 연구는 2023년도 산업통상자원부 및 산업기술 평가관리원(KEIT) 연구비 지원(RS-2022-00144016)과 2023년도 교육부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 지자체-대학 협력기반 지역혁신 사업의 결과임(2021RIS-004).

References

1. Z. U. Bayrak, U. Kaya, and E. Oksuztepe, "Investigation of PEMFC performance for cruising hybrid powered fixed-wing electric UAV in different temperatures", *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 45, No. 11, 2020, pp. 7036-7045, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2019.12.214>.
2. M. N. Boukoberine, Z. Zhou, and M. Benbouzid, "A critical review on unmanned aerial vehicles power supply and energy management: solutions, strategies, and prospects", *Applied Energy*, Vol. 255, 2019, pp. 113823, doi: <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2019.113823>.
3. S. Cho, M. Kim, Y. Son, and T. Yang, "Research trend and analysis of altitude and endurance for fuel cell unmanned aerial vehicles", *Journal of Hydrogen and New Energy*, Vol. 25, No. 4, 2014, pp. 393-404, doi: <https://doi.org/10.7316/KHNES.2014.25.4.393>.
4. C. N. Yang and Y. D. Kim, "Development and demonstration of 150W fuel cell propulsion system for unmanned aerial vehicle (UAV)", *Journal of Hydrogen and New Energy*, Vol. 23, No. 4, 2012, pp. 300-309, doi: <https://doi.org/10.7316/KHNES.2012.23.4.300>.
5. T. Donato, A. Ficarella, L. Spedicato, A. Arista, and M. Ferraro, "A new approach to calculating endurance in electric flight and comparing fuel cells and batteries", *Applied Energy*, Vol. 187, 2017, pp. 807-819, doi: <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2016.11.100>.
6. B. Lee, S. Kwon, P. Park, and K. Kim, "Active power management system for an unmanned aerial vehicle powered by solar cells, a fuel cell, and batteries", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 50, No. 4, 2014, pp. 3167-3177, doi: <https://doi.org/10.1109/TAES.2014.130468>.
7. B. G. Gang, H. Kim, and S. Kwon, "Ground simulation of a hybrid power strategy using fuel cells and solar cells for high-endurance unmanned aerial vehicles", *Energy*, Vol. 141, 2017, pp. 1547-1554, doi: <https://doi.org/10.1016/j.energy.2017.11.104>.
8. A. Gong, R. MacNeill, D. Verstraete, and J. L. Palmer, "Analysis of a fuel-cell/battery/supercapacitor hybrid propulsion system for a UAV using a hardware-in-the-loop flight simulator", *AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium*; 2018 Jul 12-14; Cincinnati, OH. Piscataway: IEEE; c2018, pp. 1-17.
9. C. Mahjoubi, J. C. Olivier, S. Skander-Mustapha, M. Machmoum, and I. Slama-Belkhdja, "An improved thermal control of open cathode proton exchange membrane fuel cell", *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 44, No. 22, 2019, pp. 11332-11345, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2018.11.055>.
10. J. H. Kim, J. Park, S. S. Jang, and J. Kim, "Analysis of equivalent circuit modeling performance by internal parameter variability", *2018 Power Electronics Annual Conference*; 2018 Nov 30; Seoul. Seoul: The Korean Institute of Power Electronics; c2018, pp. 135-136.