

시간체공 드론 적용을 위한 하이브리드 동력시스템 연구

최명욱* · 양승진** · 임정민*** · 문채주****

A Study on Hybrid Power Generation System for Hour-Flight Drone

Myung-Wook Choi* · Seung-Jin Yang** · Jung-Min Lim*** · Chae-Joo Moon****

요약

본 연구에서는 1시간 이상 체공이 가능하도록 드론에 적용하기 위한 하이브리드 동력시스템을 제안한다. 이 동력시스템은 발전기에서 발생하는 교류를 다이오드 브리지 회로를 통해 직류로 변환하여 배터리를 충전시키고 동력시스템의 높은 제어성을 얻기 위하여 분리된 셀을 갖는 배터리시스템을 사용한다. 본 논문에서는 부하별 연비와 출력을 분석하였으며, 또한 선정된 발전기의 성능을 연구하였다. 제안된 하이브리드 동력시스템을 장착한 드론은 중량 대비 출력 비율이 0.82로 계산되었으며, 비행시간은 4,179초 동안 비행하였다.

ABSTRACT

In this research works, we propose a hybrid power generation system for drone capable of staying in the air for more than 1 hour. This power system converts the alternating current generated by the generator into direct current through a diode bridge circuit to charge the battery and uses a battery system having separated cells to obtain high controllability of the power system. The fuel efficiency and the power output for individual load were analyzed, and also the performance of a selected generator was studied in this paper. The drone which is equipped with the proposed hybrid power generation system calculated 0.82 ratio for weight vs power output, and flight time of drone showed 4,179 seconds.

키워드

Battery Pack, Drone, Glow Engine, Hour Flight, Hybrid Power System

배터리 팩, 드론, 글로우 엔진, 시간 체공, 하이브리드 동력 시스템

1. 서론

드론은 비행하는 로봇으로 조사 및 감시, 수색 및 구조활동, 운송, 정밀농업, 취미활동 등으로 널리 사용되고 있다. 활용성이 높은 만큼 드론의 다양한 크기나 중량이 광범위하며, 전기추진체가 기술의 핵심이다. 전기추진체를 사용하는 드론은 효율, 신뢰성,

낮은 잡음, 열특성 및 정밀제어 등 많은 장점을 갖고 있어서 사용자가 선호한다. 내부 연소엔진을 갖는 경우 매우 높은 동력과 에너지 밀도를 갖고 있음에도 불구하고 전기추진체가 갖는 장점을 넘어서지 못하고 있다. 전기추진체 방식은 크게 내부 연소엔진과 배터리를 결합한 하이브리드 전기추진방식, 전 전기추진방식 및 가스터빈과 배터리를 결합한

* 국립목포대학교 전기공학과(cmwjoker@naver.com)

** (재)광주그린카진흥원(yang3675@gigca.or.kr)

*** (사)에너지밸리산학융합원(jmlim@eiuca.or.kr)

**** 교신저자 : 국립목포대학교 전기및제어공학과

· 접수일 : 2023. 02. 02

· 수정완료일 : 2023. 03. 08

· 게재확정일 : 2023. 04. 17

· Received : Feb. 02, 2022, Revised : Mar. 08, 2023, Accepted : Apr. 17, 2023

· Corresponding Author : Chae-Joo Moon

Department of Electrical & Control Engineering, Mokpo National University,

Email : cjmoon@mkpo.ac.kr

터보전기 추진방식으로 구분된다. 전기발전기와 내부 연소엔진을 결합한 하이브리드형은 엔진의 장점과 전기추진체의 장점 모두를 가질 수 있다. 배터리로 동력을 얻는 많은 상업용 드론은 배터리의 낮은 에너지 밀도로 인하여 무게 중량을 줄여도 체공시간이 2시간을 초과할 수 없다. 또한, 배터리 동력을 최적화하기 위하여 사용자의 수요에 적합한 전압범위로 변환하는 방식도 제안되고 있다[1-6].

배터리의 단점을 보완하기 위한 무선충전 방식도 연구되고 있으나, 현재 기술 수준에서 드론의 체공시간을 연장할 수 있는 가장 현실적인 방안에는 하이브리드 동력시스템을 적용하는 방식과 연료전지 기술을 적용하는 방식이 있다. 하이브리드 방식은 자동차에서 이미 대중화가 많이 진행되었고 기존의 내연기관 자동차 대비 가격경쟁력도 확보한 상태이다. 하이브리드 동력시스템은 발전기의 전기 출력을 기반으로 드론의 모터-프로펠러를 연속적으로 구동할 수 있으며, 연료를 많이 탑재할수록 드론의 비행시간을 증대시킬 수 있고, 이 추진체를 장착한 드론은 안정적인 전력 운용을 기반으로 장시간/장거리 임무 수행이 가능해지고 필요시 임무 장비 탑재량을 늘릴 수 있게 된다. 따라서, 드론의 요구성능에 따라서 추진체를 다양하게 구성할 수 있으며, 시스템의 성능과 효율을 높이기 위해서는 엔진과 발전기, 제어기, 배터리 각각의 구성품 성능과 특성을 조화롭게 구성해서 최적화된 하나의 시스템으로 통합하는 것이 중요하다. 드론에서 하이브리드 시스템은 기술적으로 대중화가 용이하고, 기존의 배터리 드론 대비 전체적인 운용 효율성 면에서 경쟁력을 갖고 있다[7-9].

하이브리드 동력시스템을 갖춘 드론은 기존 배터리의 짧은 체공시간을 극복할 수 있는 대안으로 제시되었으며, 장시간 및 장거리 운용 능력이 요구되는 다양한 수송에 대응할 수 있어서 이에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다. 최근 개발된 동력시스템은 중량 50kg급의 출력 6kW 용량으로 개발되어 중량 대비 정격출력 비율은 0.12에 해당한다. 현재 해외는 물론 국내에서도 하이브리드 동력시스템을 적용한 드론 개발이 활발히 이루어지고 있으며, 연료전지 드론도 개발 출시되고 있으나 높은 출력에 대한 내구성 문제와 습도 및 온도 등 자연환경의 조건에 따라

출력 밀도의 변동성이 있어 사용 범위가 제한적이다. 그리고 높은 연료전지 제조 단가와 수소 충전소의 접근성은 여전히 개선이 필요하여 상대적으로 시장 규모는 크지 않다. 발전기 출력을 효율적으로 운용하기 위해서 배터리를 보조 동력으로 통합하며 전체 시스템의 안정적 운용을 위한 제어기를 포함해서 기본적인 하이브리드 동력시스템이 구성된다. 따라서, 향후 상당기간은 배터리-엔진 하이브리드 방식이 장기체공 또는 장거리 운항을 필요로 하는 드론시장을 주도할 것으로 전망된다[7], [10-11].

본 연구는 이러한 하이브리드 동력시스템을 채용하여 드론의 장시간 체공을 위한 추진체를 설계한다. 중량 3kg, 출력 3.2kW인 하이브리드 동력시스템을 설계 및 제작하고, 이를 드론에 장착하여 시험하고자 한다.

II. 하이브리드 동력시스템 설계

2.1 항공기 엔진 조사 및 분석

체공시간 1시간을 유지하기 위해 전력을 생산할 수 있는 엔진을 조사하였다. 공중에 체공해 있어야 하기 때문에 가장 중요한 것은 무게이므로 항공기용으로 적합한 엔진을 조사하였으며, 그 결과 종류는 글로우 엔진과 가솔린 엔진으로 구분된다.

글로우 플러그를 통해 알코올 연료를 점화시켜 동력을 얻는 글로우 엔진은 알코올 연소에 따라 발생하는 폭발력으로 회전력을 발생시키는 내연기관이다. 통상적으로 2행정, 혹은 4행정 엔진이 있으며, 연료 가격이 가솔린에 비해 고가이기 때문에 주로 연료 소모량이 작은 소형 기체에 사용한다. 글로우 엔진은 표 1과 같이 대표적인 모델로 3종류로 나타나고 출력이 낮은 엔진은 제외하면 모델명 105HZ-R 엔진이 가장 적합할 것으로 분석하였다.

또한 항공기용으로 가솔린 엔진이 있으며, 배기량은 다양하나 너무 낮은 것과 너무 높은 출력은 제외하고 본 연구에 적합할 것으로 판단한 엔진을 조사하였다. 표 2와 같이 가솔린 3종류 엔진 중 적합한 것은 DL Power DLE 엔진으로 판단된다. 글로우 엔진은 니트로메탄과 알콜을 일정 비율로 혼합해서 만든 연료로 작동되며 연료의 발화점이 낮고

폭발성이 좋으며 소재는 알루미늄 사용으로 가벼운 장점이 있다.

표 1. 항공기 글로우엔진 사양
Table 1. The specifications of aircraft glow engine

No	Specification	
1	model	OS MAX 105HZ-R
	rated output[kW]	2.85
	weight[g]	608.4
	displacement[cc]	17.17
2	model	YS 120SR
	weight[g]	554
	displacement[cc]	19.93
3	model	OS 91HZ H-Ring
	rated output[kW]	2.55
	weight[g]	618
	displacement[cc]	14.95

그러나 휘발유 엔진은 연료의 발화점이 높고 엔진의 속도가 낮으며 글로우 엔진보다 약 4배의 무게를 갖고 있으며, 사이클 구동방식에 따라 추가적으로 증가할 수 있다. 또한 설계시 고려해야 할 가장 중요한 것은 엔진의 냉각이기 때문에 엔진 헤드 부분의 냉각이 원활하게 작동하도록 설계해야 한다 [8-9].

표 2. 항공기 가솔린 엔진 사양
Table 2. The specifications of aircraft gasoline engine

No	Specification	
1	model	DL Power LD
	rated output[kW]	2.8
	weight[g]	910
	displacement[cc]	30
2	model	DL Power LD(Twin)
	rated output[kW]	3.6
	weight[g]	1,170
3	model	DL Power DLE
	rated output[kW]	4.125
	weight[g]	1,555
	displacement[cc]	61

2.2 하이브리드 동력시스템 설계

글로우 엔진 105HZ-R 모델을 적용하여 하이브리드 동력시스템을 구성하였다. 총 중량은 연료를 제

외하고 3kg으로 구성되었으며, 그림 1은 하이브리드 동력시스템의 구성도를 나타낸 것이다.

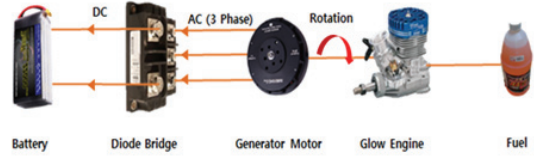


그림 1. 하이브리드 동력시스템 구성도
Fig. 1 Configuration of hybrid power generation system

구동방식은 연료를 사용하여 엔진을 구동시키고 발전모터에서 교류를 발생시켜 다이오드 브리지회로를 통해 직류 전류를 생성하여 배터리를 충전시키는 원리로 구성된다. 전기부하 변동 대응용 충전 장치의 무게 및 부피를 줄이기 위하여 부하 연동 배터리의 충전량에 따라 전환스위치를 통해 동작하는 복수의 배터리를 채용하여 부하에 따라 적절하게 대응하도록 설계하였다.

III. 발전기 출력시험

3.1 발전기 무부하 전압 실험

사용된 발전기의 출력 및 효율은 그림 2와 같이 다이내모 장비로 시험하였다. 시험은 무부하 전압, 부하조건에서 전류 및 전압을 측정하였다.

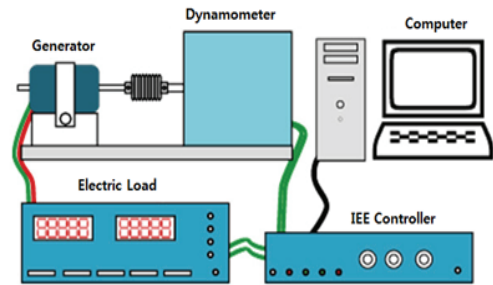


그림 2. 발전기 시험장치 구성도
Fig. 2 Configuration of generator test equipments

다이내모미터 토크센서는 최대 7,200rpm까지 측정할 수 있다. 약 6,500rpm까지 속도를 증가시키면

발전기 최대 전압이 54V로 나타나며, 회전속도에 비례하는 거의 선형성을 갖는다.

엔진과 발전기를 결합하여 시험하였다. 글로우 엔진 2 행정의 최대 회전수는 13,500rpm이므로 6,500rpm 기준에서 선형적인 결과를 확인 후 12,000rpm까지 측정하였다. 12,000rpm의 전압은 약 100V로 나타나며, 회전속도에 비례하는 거의 선형성을 갖는다.

3.2 정전류 모드 전기부하 시험

정전류 모드는 하이브리드 동력시스템의 발전기에 대한 전압과 전류의 상관 값을 측정하여 발전기의 발전량을 계산하기 위한 전기부하 시험을 하는 모드이다. 다이내모미터를 통하여 3,000rpm 부터 7,000rpm까지 정전류 모드로 실험을 수행하였으며, 속도의 범위는 1,000rpm 단위로 측정하였다. 속도를 고정하고 부하를 0~100A까지 측정하였으며, 그림 3과 같이 속도가 높아질수록 전압이 상승하며, 전류와 반비례 특성을 나타낸다. 또한 발전효율은 그림 4와 같이 고속에서 높게 나타나지만 5000rpm 이상에서는 효율 향상이 포화상태에 도달한다.

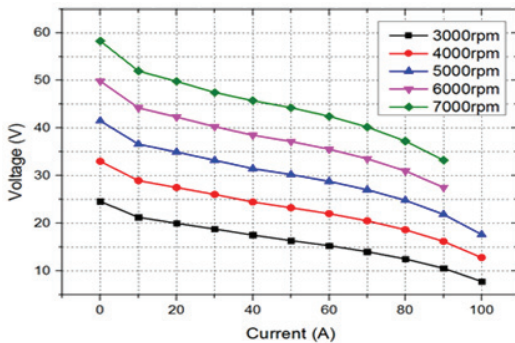


그림 3. 정전류 모드 기반 전압과 전류 시험 결과
Fig. 3 Test results of voltage and current based on constant current mode

발전기 출력시험은 7,000rpm 기준으로 발전기 최대 출력 33.24V, 90A로 약 3kW까지 시험하였다. 그림 5와 같이 효율은 약 77%로 측정되었으며, 이 지점의 토크는 그림 6과 같이 4N·m로 측정되었다.

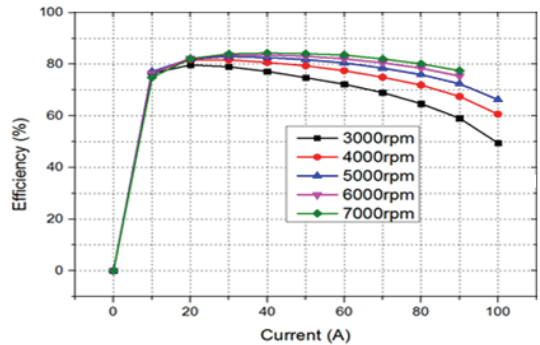


그림 4. 정전류 모드 기반 발전전류 효율 비교
Fig. 4 Comparison of generation current efficiency based on constant current mode

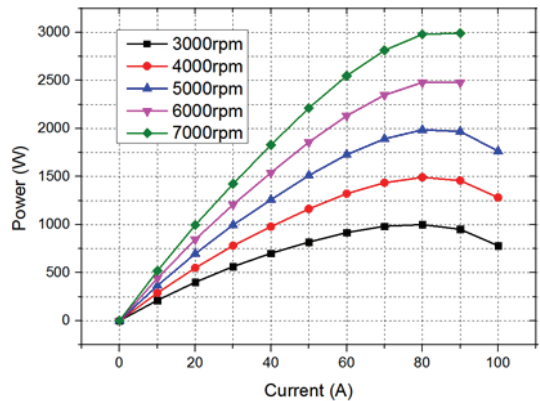


그림 5. 정전류 모드 기반 발전기 출력 시험결과
Fig. 5 Test results of generator output based on constant current mode

3.3 정전압 모드 전기부하 시험

정전압 모드는 하이브리드 동력시스템 발전기가 장착된 드론에 대한 전기부하 운전 시험으로 드론의 비행 시 속도에 따른 전류값을 확인하기 위한 시험모드이다. 대부분의 상용 드론이 정전압 알고리즘을 적용하고 있으며, 본 연구에서는 전압값을 27V와 49V로 시험하였다. 드론의 배터리(Supernova 사)는 6 cell과 12 cell로 구성되어 사용하였으며, 그림 7과 같이 27V의 경우 5,500rpm에서 최대 84까지 출력이 나타나고, 49V는 최대 34A까지만 실험을 진행하였으며, 7,200rpm에서 효율은 약 80%를 유지하였다.

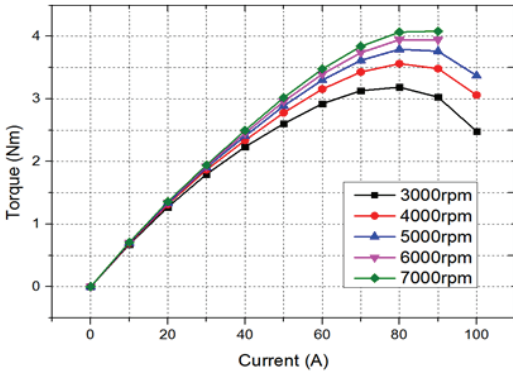


그림 6. 정전류 모드 기반 발전기 토크 시험 결과
Fig. 6 Test results of generator torque based on constant current mode

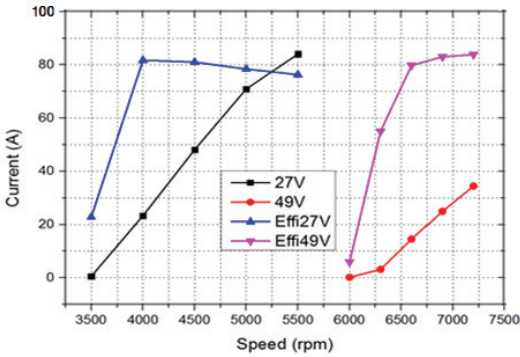


그림 7. 정전압 모드기반 전압, 전류 및 효율 시험결과

Fig. 7 Test results of voltage, current and efficiency based on constant voltage mode

IV. 하이브리드 동력시스템 시제품 제작 및 시험

4.1 동력시스템 시제품 제작

본 연구에서는 글로우 엔진 105HZ-R 모델을 적용하여 하이브리드 동력시스템을 제작하였다. 그림 8은 글로우 엔진을 사용하여 제작된 하이브리드 동력시스템이다.

부수적으로 클러치, 기어, 머플러 등 엔진 구동시 필요한 부품이 추가로 구성하였다. 발전시스템 제작은 방열 구조를 고려하여 설계하였으며, 또한 기어 비 1:3을 적용하여 최대 전압은 55V까지 충전이 가

능하고 연료를 제외한 무게는 총 3kg으로 시작품을 제작하였다.



그림 8. 하이브리드 동력시스템 시제품

Fig. 8 Prototype of hybrid power generation system

4.2 동력시스템 출력시험

동력시스템의 출력용량을 측정하는 시험설비는 그림 9와 같이 구성하였으며, shunt를 통해 전류를 측정하고 전압은 다이오드 브리지에서 받아 디지털 미터에 표시되며 RS485 통신을 사용하여 컴퓨터에 데이터를 저장한다[12].

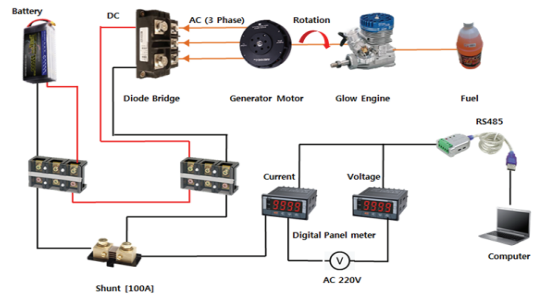


그림 9. 하이브리드 동력시스템 시험설비 구성도

Fig. 9 Configuration of test equipments for hybrid power generation system

하이브리드 동력시스템 엔진의 출력시험 결과를 보면 그림 10과 같이 발전 최대 출력은 약 2kW이며 전압은 약 25V, 최대 전류는 약 80A로 나타났다. 연료 분사량은 74%로 수행하였으며, 연료 분사량을 100%로 증가시키면 비선형 엔진출력 특성으로 인해 약 3kW가 된다.

4.3 동력시스템 연비시험

1시간 비행을 위해서는 발전시스템의 연비시험이 요구된다. 연비시험 장비를 사용하여 1 리터당 발전 출력 용량을 시험하였으며, 부하 조건은 각각 10A,

20A 및 30A로 시험을 진행하였다. 이 시험에서는 전자부하 장비를 사용하였으며, 측정의 방식은 정전류 모드로 실험을 진행하여 평균전압, 평균전류, 평균전력, 전력량, 연비, 요구전력 등을 시험하였다[13].

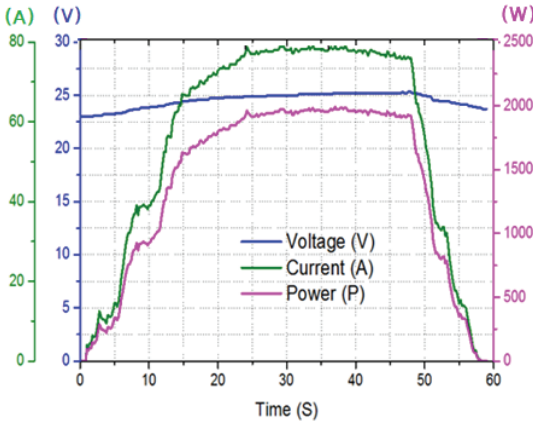


그림 10. 하이브리드 동력시스템 출력시험
Fig. 10 Output test of hybrid power generation system

시험결과는 표 3과 같이 나타나며, 부하가 증가할 수록 전류는 증가하고 전압은 감소한다. 평균 출력도 부하전류가 증가함에 따라 상승하며, 30A 부하에서 824W를 나타낸다.

표 3. 하이브리드 동력시스템 연비 시험결과
Table 3. Test results of fuel efficiency for hybrid generation system

Measurement Items	Load		
	10A	20A	30A
average voltage (V)	31.66	34.76	27.22
average current (A)	10.06	20.17	30.268
average power (W)	318.7	701.26	824
generation operation time (sec)	228	123	84
amount of electricity (Wh)	20.18	23.96	19.23
fuel consumption (mL)	200	200	200
fuel efficiency (Wh/mL)	0.101	0.1198	0.1923
required fuel (L)	19.85	16.69	10.4
required power (Wh)	2000	2000	2000

4.4 동력시스템 실증시험

하이브리드 동력시스템의 시제품을 적용한 드론의 비행 시험 장면은 그림 11과 같다. 이 산업용 드

론은 총 4,179초(69.7분)동안 체공하였으며, 이때 동력 시스템의 발전 정격 용량은 약 2,450.6W를 나타냈다.



그림 11. 개발된 시간 체공 드론의 운전시험 광경
Fig. 11 Views of operation test for developed hour-flight drone

V. 결론

현재의 산업용 드론은 배터리에 의존하여 짧은 체공시간으로 갖는다. 본 논문에서는 드론에 장착이 가능한 하이브리드 동력시스템 기술이 적용된 1시간의 체공시간을 갖는 하이브리드 동력시스템을 개발하였다. 개발된 하이브리드 동력시스템은 드론에 장착할 수 있으며 총 중량 3kg 미만의 무게 부하를 갖도록 고강도, 경량 프레임에 적용하여 제작되었다. 중량 대비 정격출력은 약 0.82로 나타나 일반적으로 0.2~0.4를 갖는 드론에 비해 중량대비 고효율을 갖는다.

본 시스템을 적용한 드론의 경우 하이브리드 동력시스템에 분리 적용되는 배터리를 적용하였다. 기존 생산된 비슷한 크기 및 용량을 갖는 드론과 비교하여 보면 중량 대비 정격출력은 2배 이상의 특성을 갖는다. 본 논문에서 제시한 하이브리드 동력시스템을 갖는 드론은 고강도 프레임이 적용되어 가볍고, 장시간의 비행이 가능함에 따라 산업현장에서의 적용 외에 농업용, 군사용 등 다양한 활용방안이 있을 것으로 판단된다.

References

- [1] M. Boukoberine, Z. Zhou, and M. Benbouzid, "Power supply architectures for drones - A review," *Pro. of 45th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society*, Lisbon, Portugal, 2019, pp. 5826-5831.
- [2] D. Joshi, D. Deb, and S. Muyeen, "Comprehensive review on electric propulsion system of unmanned aerial vehicles," *Frontiers in Energy Research*, vol. 10, article 752012, 2022, pp. 1-20.
- [3] Y. Jo and M. Jang, "Suggestion and Verification of Architecture for Collecting Fine Dust using Drone," *J. of the Korea Institute of Electronic Communication Sciences*, vol. 15, no. 1, 2020, pp. 125-132.
- [4] S. Yoo, Y. Ju, J. Kim, and E. Kim, "Design and Development of Underwater Drone for Fish Farm Growth Environment Management," *J. of the Korea Institute of Electronic Communication Sciences*, vol. 15, no. 5, 2020, pp. 959-966.
- [5] H. Gesell, F. Wolters, and M. Plohr, "System Analysis of Turbo Electric and Hybrid Electric Propulsion Systems on a Regional Aircraft," *Pro. of 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, Belo Horizonte, Brazil, 2018, pp. 1-12.
- [6] Y. Kim, Y. Chang, and C. Moon, "Design of AC/DC Combined V2X System for Small Electric Vehicle," *J. of the Korea Institute of Electronic Communication Sciences*, vol. 17, no. 4, 2022, pp. 617-624.
- [7] K. Kim, "Hybrid Power System Technology for Drones," *The Magazine of Korean Institute of Power Electronics*, vol. 26, no. 5, 2021, pp. 53-59.
- [8] J. Lim, "A Study on The Development of High-Efficiency Transmitting and Receiving Coils For Wireless Charging of Drones," *J. of the Korea Institute of Electronic Communication Sciences*, vol. 17, no. 2, 2022, pp. 213-218.
- [9] K. Kim, "Overview of Development and Design Characteristics of Hybrid Power System for Drone," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, vol. 18, no. 1, 2020, pp. 51-64.
- [10] M. Cardone, B. Gargiulo and E. Fornaro, "Modelling and Experimental Validation of a Hybrid Electric Propulsion System for Light Aircraft and Unmanned Aerial Vehicles," *Energies*, vol. 14, issue 3969, 2021, pp. 1-16.
- [11] B. Gang and K. Kim, "The Evaluation of an Electric Hybrid Power System for the High Endurance Drone," *Korea Institute of Military Science and Technology*, vol. 25, no. 5, 2022, pp. 539-544.
- [12] R. Garcia and L. Barnes, "Multi-UAV Simulator Utilizing X-Plane," *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 57, no. 1, 2010, pp. 393-406.
- [13] J. Ausserer and H. Frederick, "Integration, Validation, and Testing of a Hybrid-Electric Propulsion System for a Small Remotely Piloted Aircraft," *10th International Energy Conversion Engineering Conference*, vol. 10, no. 2, 2012, pp. 1281-1291.

저자 소개



최명욱(Myung-Wook Choi)

2008년 및 2019년 전남대학교 공학사, 공학석사

2017년~현재 (재)광주그린카진흥원 장비운영팀 책임연구원

2021년~현재 목포대학교 박사과정

세방전지(주) 대리, (재)광주테크노파크 선임연구원, (재)광주그린카진흥원 책임연구원

※ 관심분야 : EV 동력계, 자율주행, 전력전자, 인공지능



양승진(Seung-Jin Yang)

2015년 조선대학교 공학사 및 2018년 전남대학교 공학석사
2018년~현재 (재)광주그린카진흥원 장비운영팀 선임연구원

한국생산기술연구원 서남지역본부 동력부품소재그룹 연구원, (재)광주그린카진흥원 선임연구원

※ 관심분야 : EV 파워트레인, 전력변환시스템



임정민(Joung-Min Lim)

2004년, 2006년 및 2009년 목포대학교 공학사, 공학석사, 공학박사
2022년~현재 (사)에너지밸리산학융합원 스마트전력연구센터 센터장

※ 관심분야 : 전력변환시스템, 전력시스템



문채주(Chae-Joo Moon)

1981년, 1983년 및 1994년 전남대학교 공학사, 공학석사, 공학박사
1997년~현재 목포대학교 공과대학 전기 및 제어공학과 교수
2017년~현재 에너지밸리산학융합원장

한국전력기술(주) 책임연구원, 광주일보 테마칼럼니스트, 전력전자학회 부회장, 이투스 및 한국전기신문 칼럼니스트, 기초전력연구원 에너지밸리분원장 역임

※ 관심분야 : 풍력발전시스템, 전력변환시스템, 전력시스템