

수직 이착륙 무인기용 배터리 전력 시스템 설계 및 지상 시험 평가

강병규

한국항공우주연구원

The Design of a Battery Power System and Its Performance Evaluation on the Ground for Vertical Takeoff and Landing Drones

Byeong Gyu Gang

Korea Aerospace Research Institute

Abstract

This research shows how is designed, and its performance is evaluated on the ground for the VTOL drone before the flight test initiates. The targeted drone weight is approximately 45 kg including battery packs, and 4 motors are utilized to produce thrust and control directions. 30 min flight schedules were simulated to estimate the total power consumptions which result in 2.4 kWh. Then, two packs of 13-cells lithium-polymer battery with operating voltage ranging between 54 V and 44 V with up to 4 C-rate were fabricated to safely operate a VTOL drone. Moreover, the battery management system was installed to prevent over and under-voltage and over-current while running a battery system. To finally verify battery's performance, we conducted a ground evaluation for discharging battery tests at -10 °C, 25 °C and 40 °C, resulting in satisfying simulated power consumption conditions for flight schedules.

초 록

본 논문은 비행시험 전 수직 이착륙 드론용 배터리 시스템 설계 및 지상 성능 평가에 대하여 다룬다. 배터리를 포함한 드론의 무게는 약 45 kg이며, 4개의 모터를 이용하여 추력을 발생 시키고 방향도 전환 할 수 있는 드론이다. 30분 동안 비행임무에 필요한 전력을 시뮬레이션 하였고 그 결과 총 2.4 kWh의 전력이 필요하였다. 전압 운영 범위는 54 V ~ 44 V이며 13셀로 구성된 두 개의 배터리팩을 (4 C-rate) 제작하였다. 그리고 배터리 관리시스템을 장착하여 과전압, 저전압 및 과전류를 방지할 수 있는 기능을 추가하여 무인기 운용 안전성을 높였다. 최종적인 배터리 성능 검증을 위해 -10 °C, 25 °C, 40 °C에서 시뮬레이션 방전 시험을 수행하여 비행 임무를 위한 필요 전력이 충족됨을 확인 하였다.

Key Words : Battery Power System(배터리 전력 시스템), Battery Management System(배터리 관리시스템), VTOL Drone(수직이착륙 드론), Environmental Test(환경시험)

1. 서 론

배터리를 이용한 전기추진시스템은 자동차 조선 해양 등 다양한 산업에서 응용되어 환경규제에 대응 하고

있다. 또한 전통적인 내연기관 뿐만 아니라 연료전지 및 태양전지와 같은 신재생에너지와 결합한 하이브리드 시스템으로 출력, 연료 효율, 소음 등의 문제를 해결하는 대안으로 사용되고 있다. 2016년 발간된 보고서에 따르면 항공 산업에서 세계 이산화탄소 배출량의 2.5 %를 차지하며 2036년까지 평균 4.5 %의 항공 산업 성장에 따른 이산화탄소 배출량은 더욱더 증가할

Received: Mar. 15, 2021 Revised: May 11, 2021 Accepted: May 24, 2021

† Corresponding Author

Tel: +82-42-870-3597, E-mail: kbg5362@kari.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

것이다[1]. 따라서 항공 산업에서는 이에 대응하기 위해 이차전지를 이용한 단일 동력원(All-Electric Power)과 엔진에서 발생된 동력으로 발전기를 구동시켜 전력을 만들어 내는 Thermal Power System과 배터리와 Thermal Power System을 혼합한 하이브리드 방식의 등의 전기추진시스템으로 환경 규제에 대응하고 있다. 하지만 이차전지만을 단일 동력원으로 사용하는 추진시스템은 에너지 밀도가 최고 250 Wh/kg 정도로 중/대형 항공기에 적용하기에는 사용범위가 제한적이다[2]. 그러므로 아직은 시스템이 단순하고 짧은 시간 내 임무 수행이 가능한 소형 무인기 운영에 이차전지를 단일 동력원으로 사용하고 있다. 하지만 매년 이차전지의 에너지밀도가 개선되고 있고 배터리 관리시스템을 통해 효율적인 에너지 분배가 가능하게 되어 가까운 미래에 배터리 전력만으로 중대형 무인기 운영이 가능할 것이다.

본 연구는 수직이착륙 무인기용 배터리 전력시스템 설계 및 성능 평가로 실제 비행시험 전 배터리 용량을 계산하여 환경시험을 통한 배터리 성능 검증에 대하여 다룬다. 배터리는 사각형의 파우치형 리튬폴리머 배터리를 사용 하였고, 이는 효율적인 형상 설계와 비교적 높은 에너지 출력 요구에 대응하기 위함이다. 실제 무인기 운용 시 요구되는 배터리 최대 출력은 7.5 kW이며 운용시간은 30분이다. 배터리 성능 시뮬레이션 결과 45 kg급 무인기 30분 운영에 필요한 전력은 2.4 kWh이며 최대 전류 소비는 착륙 시 평균 170 A가 필요하다. 이는 무인기 운영에 따른 전압 강하로 마지막 착륙 시 필요 출력을 만족시키기 위해 전류 소모가 증가하기 때문이다. 배터리 시스템 무게는 13 kg이며 13개의 셀을 묶어 한 팩을 구성하고 두 팩을 만들어 시험을 진행하였다. Table. 1은 배터리 팩 특성을 보여준다. 전지 팩 보호를 위해 배터리 관리시스템을 장착하여 과충전/과방전 기능을 추가 하였고 배터리 팩 온도가 일정 이상 도달하면 팬을 가동하여 표면 온도를 일정하게 유지하는 보호 장치 기능도 추가 하였다. 따라서 배터리 성능 검증을 위한 환경시험을 수행하여 무인기 임무를 위한 충분한 전력 공급이 가능함을 확인 하였다.

Table. 1 The summary of battery packs

Item	Capability
Rate Capacity	24 Ah
Single Cell Weight	428 g
Energy Density	176 Wh/kg
Cell Dimension	Width 79 mm Length 265 mm Thickness 8.8 mm
Voltage Range	3.7 V ~ 4.2 V
Working Temp	-20 °C ~ 60 °C
Current (Max)	up to 192 A (4C)
2 Pack Weight	13 kg

2. 배터리 전력 시스템 설계

2.1 무인기 필요 전력 분석

무인기 운용에 필요한 전력을 계산하기 위해 아래 Eq. 1을 이용하였다.

$$E_T = \sum (P_L)(T_L) \quad (1)$$

E_T = Total Energy Required For Missions

P_L = Power Level For Interval L

T_L = Time Consumed For Missions

여기서 E_T 는 무인기 운영에 필요한 총 에너지 요구량이며, P_L 은 구간 별 필요 에너지, T_L 은 구간 별 소요 시간을 말한다. 따라서 효율을 고려한 배터리 에너지 저장량은 아래 Eq. 2와 같다.

$$E_{Battery} = E_T / \eta_{Devices} \quad (2)$$

$E_{Battery}$ = Total Stored Energy

$\eta_{Devices}$ = Total Device Efficiency

우선 Eq. 1에 의해 무인기 운용에 필요한 임무별 에너지를 아래 Table. 2와 같이 계산하였다.

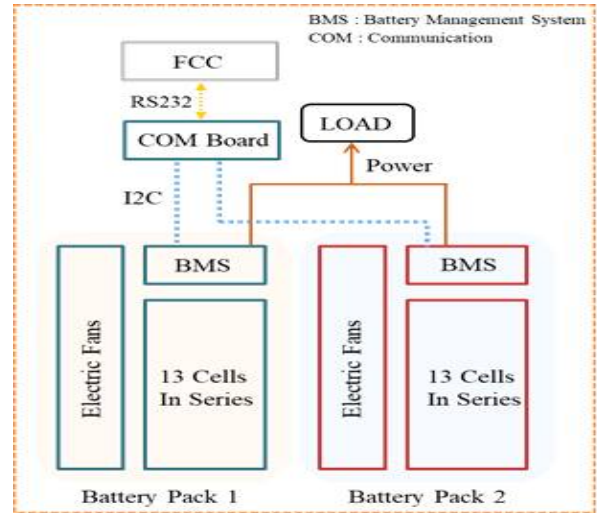
Table. 2 Energy required for flight schedules

Step	Time (min)	Power (kW)	Energy (kWh)
Preparation	02:00	0.06	0.002
Takeoff	01:00	7.50	0.125
Climb	01:00	7.00	0.117
Cruise	23:00	4.50	1.725
Descend	02:00	4.00	0.133
Land	01:00	7.00	0.117
Total	30:00		2.219

30분 동안 임무별 무인기 운용을 위한 에너지 총량은 2.2 kWh이지만, 전력이 필요한 무인기 시스템 별 효율을 측정하기 어려워 평균 효율을 90 %로 가정하고 배터리 용량을 계산하였다. 따라서 30분 동안 무인기 운용을 위해서 필요한 배터리 에너지량은 2.4 kWh이다.

2.2 배터리 형상 설계

무인기에 탑재 가능한 배터리 팩 제작을 위해 상용 셀 기준으로 형상 설계를 진행 하였으며, 이/착륙 시 높은 전류에 의한 배터리 과열 현상을 방지하기 위해 팩 내부에 팬을 부착하였다. 또한 배터리의 과전압, 과전류, 고온 및 저온 등의 운용 상황에 따라 배터리 성능 제한을 위한 배터리 관리시스템도 설계하였다. 전압 운용범위는 55 V ~ 44 V로 설정하였고, 전압이 44 V이하로 내려가면 자동차단 기능을 추가하여 배터리 운영 안전성을 높였다. 운영 온도 조건은 -10 °C ~ 40 °C로 저온과 고온의 환경에서의 운용 상황을 고려하였다. 최대 방전율은 4 C-rate 5분으로 제한하였으며 지상 시험을 통해 검증하였다. 배터리 팩은 2세트로 제작하여 한 개의 배터리 팩에 문제가 발생하였을 경우 다른 배터리 팩에서 최소 2분 이상 무인기 착륙에 필요한 에너지를 공급할 수 있게 이중화 설계를 하였다. 또한 통신 보드를 별도로 제작하여 배터리 셀 성능 및 상태를 실시간 모니터링 할 수 있게 하여 시스템 안전성을 증대시켰다. Fig. 1은 배터리 시스템 구조 형상을 나타낸다.

**Fig. 1** The configuration of a battery system

3. 배터리 성능 시험

3.1 배터리 셀 특성 평가

배터리 팩 특성 평가 전 셀 특성을 파악하기 위해 단위 셀 성능 검증시험을 수행하였다. 성능 평가 방법은 방전율을 표준온도 25 °C에서 0.5 C ~ 5 C까지 증가시켜 완전 방전까지의 전압강하 및 에너지 소모량을 측정하여 특성을 파악하는 것이다. Fig. 2는 방전 결과를 나타낸다. Fig. 2에서 방전율이 높을수록 전압 강하가 크게 일어나 에너지 손실이 많이 발생함을 알 수 있다. 이는 고율 방전으로 인한 배터리 열화가 진행됨에 따라 내부저항이 증가하여 손실이 발생한 것으로 추정된다. Table. 3은 방전율에 따른 에너지 손실을 비교하였다. 0.5 C 방전율 기준으로 에너지 손실을 계산 하였으며, 3 C와 5 C에서 에너지 손실이 각각 6.1 % 와 8.3 %였다. 따라서 무인기 운영 시 C-rate을 제한하여 에너지 손실을 줄일 필요가 있으며, 이는 배터리 셀 개수를 효율적으로 묶어 한 배터리 팩에서 과도한 에너지 방전을 제한하는 것이다.

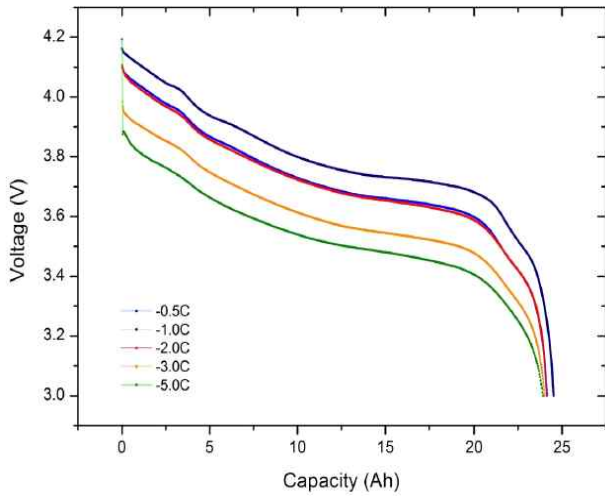


Fig. 2 Discharging voltage curves with discharging capacity

Table. 3 The comparison of energy consumptions for a unit cell after discharging rates at 25°C

C-Rate	Capacity (Ah)	Energy (Wh)
0.5 C	24.5 (100 %)	92.05 (100 %)
1.0 C	24.16 (98.61 %)	89.76 (97.51 %)
2.0 C	24.15 (98.56 %)	89.54 (97.27 %)
3.0 C	24.01 (97.99 %)	86.45 (93.91 %)
5.0 C	23.92 (97.64 %)	84.41 (91.70 %)

3.2 대기 온도에 따른 배터리 셀 특성 평가

단위 셀 성능 검증을 위해 대기 온도에 따른 성능 평가를 수행하였다. 평가 방법은 방전율을 0.5 C로 고정하고 -10 °C, 0 °C, 25 °C, 40 °C에서 성능 평가를 하였다. Fig. 3은 대기 온도에 따른 전압 강하 특성을 나타내며 온도가 낮을수록 전압 강하가 크게 일어남을 알 수 있다. 이는 온도가 낮을수록 내부 저항이 증가하여 배터리 용량 감소가 발생하였기 때문이다[3]. 따라서 온도 -10 °C에서의 에너지양 78.4 Wh는 25 °C에서 에너지양 대비 15 % 감소한 수치이다. 하지만 온도 25 °C와 40 °C에서의 에너지양은 동일함을 나타

내며, 이는 외부 대기 온도와 배터리 표면에서 발생하는 열 교환으로 배터리 내부 저항을 증가 시킬 만큼 온도 증가가 일어나지 않았기 때문이다.

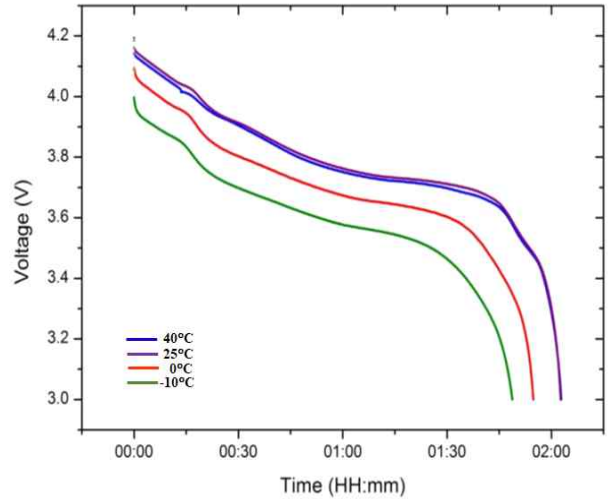


Fig. 3 Discharging voltage curves on different temperature with time

대기온도에 따른 에너지양 변화는 Table. 4와 같다.

Table. 4 The summary of energy comparison for an unit cell after discharging rates at 25°C

C-Rate	Capacity (Ah)	Energy (Wh)
0.5 C (40 °C)	24.58 (100.3 %)	92.67 (100.8 %)
0.5 C (25 °C)	24.50 (100 %)	92.60 (100 %)
0.5 C (0 °C)	22.97 (93.74 %)	84.90 (91.69 %)
0.5 C (-10 °C)	21.76 (88.82 %)	78.40 (84.66 %)

3.3 배터리 팩 방전 시험

무인기용으로 제작된 2개의 배터리 팩 성능 검증을 위해 Table. 2의 조건으로 지상시험을 수행하였다. 시험 온도 조건은 25 °C이며 이륙부터 착륙까지 계산된 전력 조건으로 시뮬레이션 방전을 하였고 시험 결과는 Fig. 4와 같다. Fig. 4에 따르면 초기 이륙 시 7.5 kW의 높은 전력이 필요해 초기 전압이 54.4 V에서 51.8 V로 약 2.6 V의 전압 강하가 크게 일어남을

알 수 있다. 이때 소비 전류는 평균 150 A이다. 상승 조건에서는 요구 소비 전력이 줄어 전압 상승이 발생하는 변곡점이 있고, 순항 조건에서는 4.5 kW 전력이 상대적으로 일정하게 필요해 전압 강하가 완만하게 일어난다는 것을 알 수 있다. 마지막 구간인 착륙에서는 이륙할 때와 비슷한 에너지가 필요해 전압 강하가 크게 일어나며 이는 전압이 낮아 요구 출력을 맞추기 위해 전류 소비가 약 170 A까지 증가했기 때문이다. 따라서 이 순간 BMS (Battery Management System) 온도가 가장 높아 운용상 주의가 요구되며 적절한 냉각시스템을 설치하여 시스템 열 관리가 필요하다.

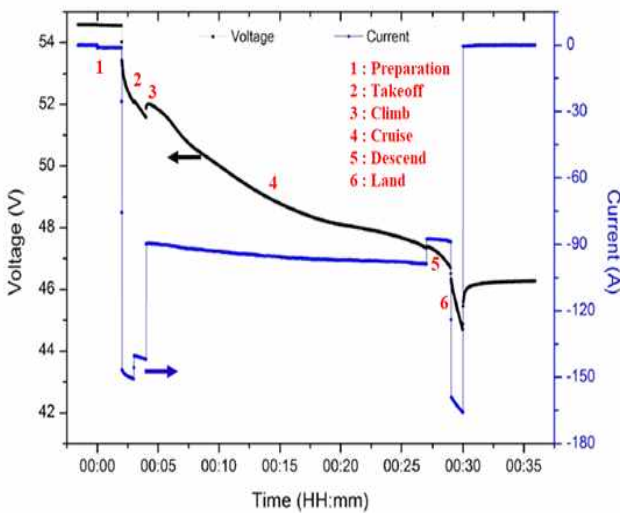


Fig. 4 The result of simulated discharging behavior from two packs of batteries

따라서 본 시험을 통해 45 kg급 (배터리 포함) 무인기 30분 운용에 필요한 에너지양을 충족시킴을 확인하였다. 시험 결과 30분 동안 실제 소비된 전력은 2.305 kWh이며 전압 강하는 54.4 V에서 45 V까지 발생하여 무인기 모터 전압 요구도를 충족하였다. 그리고 실제 시뮬레이션 방전 시험을 통한 에너지양과 이론적 에너지양과의 차이는 약 4 %이며 수식은 아래 Eq. 3과 같다.

$$\%Error = \left| \frac{E_{Experimental} - E_{Theoretical}}{E_{Theoretical}} \right| \times 100 \quad (3)$$

또한 -10 °C 저온의 온도 조건에서 시뮬레이션 방전

시험을 수행하여 25 °C 온도 조건에서 수행한 결과와 비교하였다. **Fig. 5**는 비교 결과를 나타내며, 이륙 시 초기전압 강하가 54.4V에서 48.8V까지 감소함을 알 수 있다. 이는 이륙 시 배터리 운용 온도 감소에 따른 내부저항 증가와 요구 출력을 충족시키기 위한 출력 전류 (약 160A) 증가로 초기 전압 강하가 크게 발생하였기 때문이다. 또한 마지막 구간인 착륙 시 운용 전압 강하로 인한 순간 전류 소비가 증가하여 무인기 운용을 위한 최소 전압인 44 V이하로 감소하여 BMS에서 전력 사용을 차단하였다. 이때까지 최종 소비 전력은 2.264 kWh이고, 배터리 표면 온도는 약 25 °C까지 증가하였다. 따라서 저온에서 배터리 운용 시 운용 전압범위 설정이 중요하다. 온도 25 °C에서 배터리 운용 시 표면 온도는 43.8 °C까지 상승하며, 그 후 배터리에 부착된 팬과 챔버 내부 공기와의 열 교환에 의해 표면 온도가 감소함을 알 수 있다.

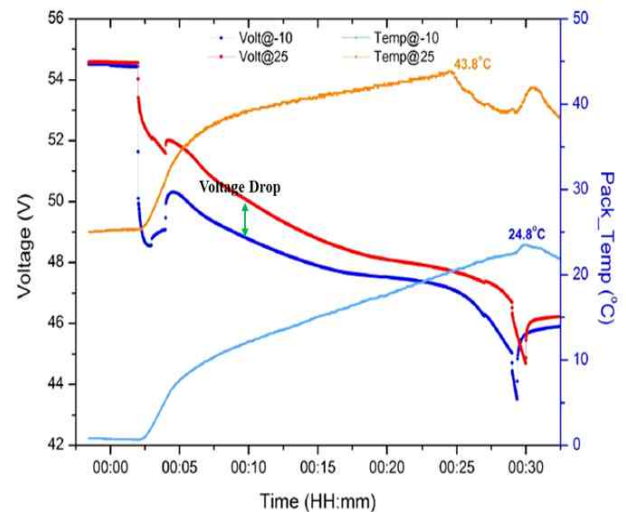


Fig. 5 The result compared between battery performance at 25 °C and at -10 °C

배터리 시스템의 열에 대한 내구성을 확인하기 위해 40 °C에서 8 kW의 소비 전력으로 5분 동안 고온/고출 방전 시험을 수행하였다. 수행 결과는 **Fig. 6**와 같다. 시험 결과 5분 동안 전압은 54.4 V에서 49.8 V까지 가파르게 감소하였으며 총 소비 전력은 709 Wh이다. 무인기를 운용하기 위한 배터리 최소 전압이 44 V로 운용 시간의 여유가 있음을 확인 하였고, 배터리 표면 온도는 60 °C이상, BMS는 74 °C까지 상승 하여

도 운용상에는 문제가 없음을 확인하였다.

Fig. 7은 배터리 성능 시험을 위한 환경시험 장면을 보여준다. 환경시험 장비는 전자부하기, 부하 조절 컴퓨터, 외부 온도 조절이 가능한 환경 챔버로 구성되며, 시험은 환경 챔버의 온도 및 전자부하기의 값을 변화 시키면서 배터리 성능 검증을 수행하였다. 그리고 Fig. 8은 실제 시험에 사용된 배터리 형상을 보여준다.

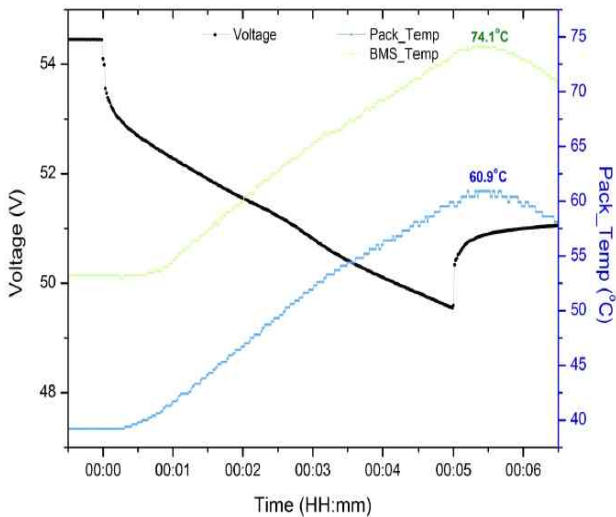


Fig. 6 The result from the 8 kW power consumption test for 5 minutes

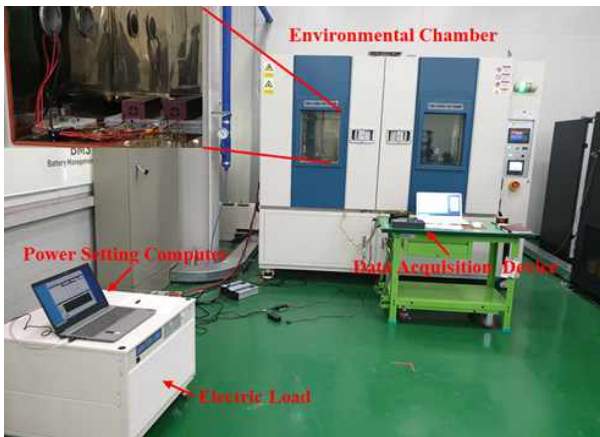


Fig. 7 The illustration of a battery performance test in an environmental chamber



Fig. 8 Batter Pack Configuration (13 cells)

6 결 론

본 연구는 45 kg급 수직 이착륙 무인기용 배터리 전력시스템 설계 및 성능 평가에 관한 연구이다. 배터리 용량 결정을 위해 무인기 비행 스케줄에 맞는 전력을 계산 하였으며 30분 동안 임무 비행을 위한 필요 전력은 90 %의 시스템 효율을 고려했을 때 2.4 kWh이다. 계산된 요구 전력을 검증하기 위해 배터리 타입 및 셀 용량 선정을 하였고 이에 맞는 형상 설계를 진행 하였다. 또한 배터리 팩의 이중화로 무인기 운용 안전성을 높였다. 성능 평가를 위해 -10°C , 25°C 에서 30분 방전 시험을 수행 하였으며, 최종 소비 전력은 각각 2.264 kWh, 2.305 kWh이다. 배터리가 영하의 온도에 노출되면 셀 내부 저항 증가로 전압 강하가 크게 일어나 에너지 손실이 발생할 수 있어, 배터리 주위를 가벼운 열선으로 감싸는 것도 성능 유지를 위한 좋은 방법 중 하나이다. 또한 열에 의한 시스템 내구성 테스트를 위해 40°C 에서 8 kW 소비 전력으로 5분 동안 고온/고율 방전 시험을 수행 하였다. 이때 최대 소비 전류는 182 A이며 BMS에 부착된 트랜지스터와 같은 스위치용 부품들은 높은 전류에도 문제가 없음을 확인하였다. BMS내 배터리 운용 전압을 설정 하였고, 최저 전압인 44 V이하에서는 방전 차단 기능을 추가 하여 배터리 안전성을 증가 시켰다. 또한 부가장치로 배터리 팩에 팬을 설치하여 배터리 표면 온도가 40°C

에 도달하면 작동하는 로직을 추가하여 발생하는 열 관리를 하였다. 그러므로 본 연구를 통해 무인기용으로 개발된 배터리 시스템은 환경시험 평가를 통해 임무에 필요한 전력 요구를 충족시킴을 확인하였다.

후 기

본 연구는 다중 전기추진 비행체 비행기술연구(FR21A03) 과제 지원으로 수행되었습니다.

References

- [1] Albert R. G, Raymond L. S, Jayant S. S, Steven R .H. B, “ Technical and environmental assessment of all-electric 180-passenger commercial aircraft,” *Progress in Aerospace Science*, Vol 105, pp. 1-30, 2019.
- [2] B. G. Gang, K. Kim, “The Design of a Hybrid Engine System Based on a Reciprocal Engine For Unmanned Aerial Vehicles,” *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol 14, pp 42-48, 2020.
- [3] Li. N, Liu. X, Yu. B, Li. L, Xu. J, Tan. Q, “Study on the environmental adaptability of lithium-ion battery powered UAV under extreme temperature conditions.” *Energy*, Vol 219, pp 119481, 2021.