論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(2), 140-147(2017)
DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.2.140
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

전기동력 무인항공기용 PMU의 개선 및 제작에 대한 연구

강진명*, 정진석**, 강범수**, 김장목***

Study on Production of Power Monitoring Unit for Electric Propulsion UAV

Jin-Myeong Kang*, Jin-Seok Jeong**, Beom-Soo Kang** and Jang-Mok Kim***
Department of Electrical and Computer Engineering Pusan National University*,***
Department of Aerospace Engineering Pusan National University**

ABSTRACT

This paper describes the design and implementation of previously developed PMU (Power Monitoring Unit) for LiPB (Lithium-ion Polymer Battery) that is electric propulsion used as unmanned aerial vehicle's power source. Improved PMU provides stable voltage and current to various sensors and elctric motors necessary during flight. Voltage and current monitoring function that is measured by improved PMU more precisely be enhanced and the monitoring channel and temperature sensor is added. To verify the improved performance of the equipment, it is integrated to electric propulsion system of unmanned aerial vehicle. PMU is calibrated through the ground test. And PMU's performance is checked through the flight test.

초 록

본 논문에서는 전기추진 무인항공기의 동력원으로 주로 사용되고 있는 리튬폴리머 배터리의 상태 모니터링을 위해 기존에 자체 개발한 동력 모니터링 장치인 PMU의 개선 및 제작에 관하여 기술하였다. 개선된 PMU는 비행에 필요한 다양한 센서와 모터의 구동에 안정적인 전압과 전류를 제공하며 모니터링 채널과 온도센서의 추가로 상태 모니터링의 정밀도가 향상되었다. 지상 시험환경을 통해 무인항공기에 탑재되는 PMU의 전압전류 측정값을 보정하고 실제 비행시험을 통해 개선된 성능을 확인하였다.

Key Words : Electric Propulsion Unmanned Aerial Vehicle(전기추진 무인항공기), Lithium Polymer Battery(리튬폴리머 배터리), Power Monitoring Unit (동력 모니터링 장치), Battery Management System(배터리 관리 시스템), State of Charge(충전량), Flight Control Computer(비행제어컴퓨터), Flight Data Recorder(비행데이터기록장치)

Ⅰ. 서 론

근래 무인항공기의 활용이 방송용 항공촬영부터 농약 항공방제, 개인의 취미까지 다양한 방면으로 확대되어 급증하고 있다. 무인항공기의 종류는 비행 방식과 날개의 형태에 따라 고정익기

† Received : November 28, 2016 Revised : January 17, 2017 Accepted : January 19, 2017
*** Corresponding author, E-mail : jmok@pusan.ac.kr

와 회전익기로 구분된다. 고정익기는 동체에 고정된 주 날개에서 양력을 발생시켜 비행하는 방식을 말하며 일반적인 비행기가 이에 속한다. 회전익기와 비교했을 때 효율이 좋고 고속 비행이 가능한 장점이 있다. 회전익기는 회전하는 날개를 이용해 양력을 발생시키는 형태를 말하며 전통적인 싱글로터 헬리콥터와 최근 많이 쓰이는 멀티콥터 방식이 대표적이다. 고정익기에 비해 비행시간이 짧고 속도가 느린 단점이 있지만 수직이착륙과 제자리비행이 가능해 활용도 면에서 유리한 장점이 있다. 이중에서도 특히 멀티콥터는 기존의 회전익 무인항공기와 비교하더라도 설계구조가 단순하고 제작이 쉬운 특징이 있어 최근 무인항공기 분야의 대세를 이루고 있다.

한편, 무인항공기의 크기가 점차 소형화되고 민수 분야에서의 쓰임이 많아지면서 무인항공기의 추진계통은 기존의 소형 엔진 대신 모터와 배터리를 이용한 전기 동력 방식이 보편화되었다. 이는 전기 모터를 사용했을 때 엔진에서 발생하던 강한 진동을 피할 수 있고 운용과 취급이 용이하기 때문이다. 뿐만 아니라 소음이 적고 연소가스를 배출하지 않으므로 친환경 기술로서도 가치가 높다[1][2].

전기동력 무인항공기의 추진계통은 크게 모터, 프로펠러, 전자변속기, 배터리로 구성된다. 이 중 전기적 관점에서 보았을 때 핵심 요소는 모터와 배터리이며, 브러시리스 모터와 리튬폴리머 배터리가 주로 사용된다. 브러시리스 모터는 최대 효율이 높고 안정적인 동작 특성을 지녀 다양한 산업 분야에서 활용되고 있다. 리튬폴리머 배터리 역시 항공, 로봇 분야에서 널리 쓰이는 이차전지의 일종으로 현재 상용화 되어 있는 이차전지 종류 중에서 가장 높은 에너지 밀도를 가지고 있다. 또한 높은 방전률을 지니고 있어 비행 중 순간적인 고출력이 요구되기도 하는 무인항공기에 더욱 적합하다.

하지만 배터리의 경우 내부저항 요소에 의한 전압 강하와 충전량에 따른 출력 전압의 변화, 운용 온도 및 사용 수명 등 여러 요인에 따른 출력 저하가 발생할 수 있다. 이러한 특성은 연료를 사용하는 기존의 엔진 무인항공기에 비해 기체의 성능예측을 어렵게 만든다. 특히 충전량(State of Charge, SOC)이 일정 이하로 줄어들었을 때 발생하는 급격한 출력 저하는 기체의 추락 및 사고로 이어지는 중대한 문제이다. 따라서 대부분의 전기동력 무인항공기는 기존의 시스템과는 별도로 배터리의 상태를 실시간으로 확인하는 동력 감시 장치(Power Monitoring Unit, PMU) 혹은 배터리의 효율적인 운용을 관리하는 배터리 관리 시스템(Battery Management System, BMS)을 탑재하게 된다. 이때 관측되는 자료는 주로 배터리의 출력 전압, 소모 전류이며 해당 값으로부터 경험적 관계식을 적용해 계산하는 것이 일반적이다[3].

부산대학교의 경우 기존에 자체개발한 무인항공기 비행제어시스템을 개선하는 과정에서 이와 같은 PMU를 개발하여 적용한 바 있다[4]. 하지만 초기에 제작된 PMU는 구조적인 결함으로 인해 불량률이 높은 단점이 있었는데, 이로 인해 측정값이 불안정하고 PMU 자체가 파손될 위험이 있어 이를 개량하기 위한 작업이 추가로 진행되었다.

본 논문에서는 이러한 전기동력 무인항공기용의 PMU 제작 및 성능개선 과정을 기술하고 있으며, 새로 제작한 PMU의 성능 검증 실험에 대해 작성하였다. 새롭게 제작된 PMU는 기존의 전류, 전압 모니터링 기능을 보다 정밀하게 개선하였고 모니터링 채널을 확장하였다. 또한 배터리의 운용 온도를 확인 가능하도록 온도 확인 채널을 추가하였다[5]. 최종적으로 실제 비행시험을 통해 개선된 PMU의 성능을 확인하였으며, 추후 리튬폴리머배터리의 특성을 고려한 BMS의 설계 및 제작을 위한 참고 자료로 활용하고자 한다.

II. 본 론

2.1 전기동력 무인항공기의 구성 및 특징

2.1.1 전기동력 추진계통 구성

멀티로터의 전기추진계통은 일반적으로 동력원인 배터리, 모터와 프로펠러, 모터의 회전을 조절하는 변속기로 구성된다. 기본적인 전기추진계통의 구성은 Fig. 1에 도시하였다.

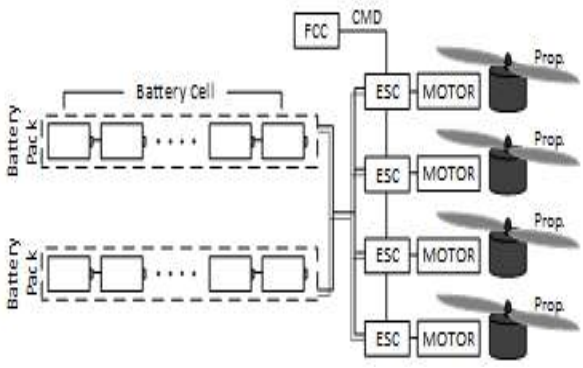


Fig. 1. Typical configuration of an electric propulsion system for multirotor UAVs

멀티로터에 사용되는 모터는 고속회전에 적합한 BLDC 모터가 주로 사용되며 배터리는 방전률이 높아 고출력을 낼 수 있는 리튬폴리머 배터리를 사용하는데 무인항공기에서 사용하는 전력이 커질 경우 배터리의 용량을 늘리기 위해 복수의 배터리를 병렬로 연결하여 사용할 때가 많다.

2.1.2 리튬폴리머 배터리 특징

무인항공기에 주로 사용되는 리튬폴리머 배터리는 리튬이온 배터리의 뛰어난 성능을 가지면서도 폭발 위험이 낮고, 각 배터리 셀을 얇은 판형태로 가공할 수 있으므로 단순한 형상으로 배터리를 제작 가능한 장점이 있다. 또한 이온전도도가 우수한 고체 전해질을 사용하므로 액체 전해질을 사용할 때 발생할 수 있는 배터리의 누액, 스웰링 현상이 적고, 메모리 효과가 없어 충·방전이 자유롭다.

한편, 리튬폴리머 배터리의 방전특성은 다양한 원인에 따라 변화하는데 외부요인을 살펴보면 방전전류, 운용환경의 외부 온도 등이 있고 내부요인으로는 방전 시 배터리의 내부 온도, 사용주기 및 손상에 의한 노화 등이 있다. 이런 내·외부 요인에 의해 배터리의 실제 사용 가능한 용량과 출력 범위 등이 달라지며 이는 무인항공기의 운용에 직접적인 영향을 미친다.

리튬폴리머 배터리의 구성을 간단한 R-C 모델로 설명할 경우 Fig. 2와 같은 등가회로로 표현할 수 있다. 여기서 개회로전압은 E_O, 내부저항은 R_i, 방전 전류에 의한 손실저항은 R_T, 커패시턴스는 C_T로 나타내었다[6][7]. 이러한 구성에서 알 수 있듯이 방전 시에는 내부저항 요소에 의한 전압 강하가 발생하며, 또한 손실에 의한 발열로 인해 온도가 증가하게 된다. 일반적으로 내부저항의 크기는 배터리의 온도가 낮을수록 증가하는데, 이는 전해질의 화학반응이 온도에 민감한 영향을 받기 때문이다. 등가회로모델에서 키르히호프의 법칙에 의해 전류는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$I + I_2 + I_3 = 0 \tag{1}$$

회로에 저항과 캐패시턴스의 값을 고려하여 전압의 식으로 표현하면 다음의 식(2)과 (3)으로 나타낼 수 있다.

$$V = V_o + IR_i + I_3R_t \tag{2}$$

$$V = V_o + IR_i + \frac{Q}{C} \tag{3}$$

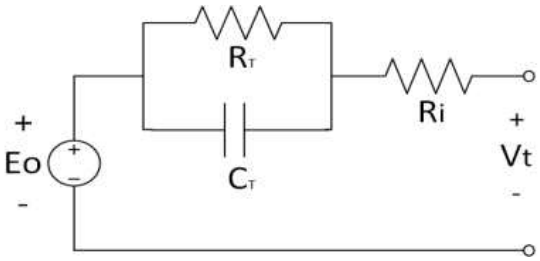


Fig. 2. Simple R-C model of LiPB

2.2 PMU 제작 및 성능개선

2.2.1 PMU 개요

PMU는 동력 모니터링 장치로 무인항공기에서 사용되는 배터리가 과방전, 과열, 외부충격 등 여러 요인으로 정상적인 동작을 못하는 경우 방지하기 위해 배터리의 상태를 감시하는 장치를 말한다. PMU의 기능은 Fig. 3과 같이 비행제어시스템의 각종 구성요소와 센서, 모터 등의 구동에 필요한 전력을 공급한다.

또한 배터리의 출력 전압, 소모 전류, 온도 등의 상태를 감시함으로써 비행 상태를 분석하는 역할도 맡고 있다. 무인항공기에서 사용하는 리튬폴리머 배터리는 2차전지중 방전률이 높고 동급용량의 배터리 중 가볍기 때문에 동력원으로 주로 사용된다. 무인항공기는 비행 시 순간적으로 요구하는 방전률이 높기 때문에 과전류를 방지하는 보호회로를 부착하지 않는 것이 일반적이다. 그리고 여러 번의 비행을 하기 위해서는 같은 스펙의 배터리를 준비하여 교체를 통해 비행을 하고 있다. 무인항공기에 사용되는 각 배터리마다 보호회로를 부착하여 관리하는 것이 번거롭고 비효율적이다. 따라서 배터리의 상태를 측정할 수 있는 PMU장치를 해당 무인항공기에 부착

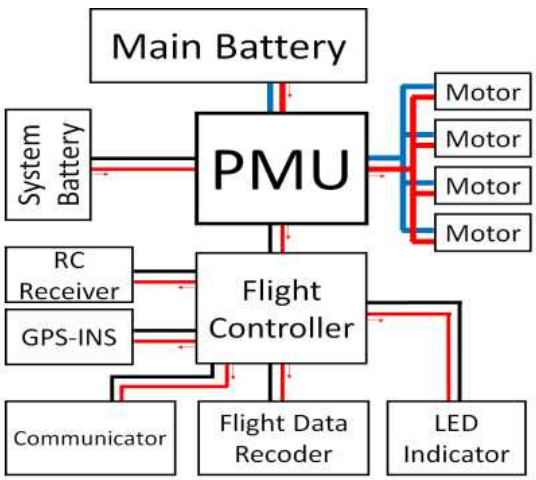


Fig. 3. Configuration of flight control system

을 하고 기존의 배터리를 비행 시 PMU에 연결하여 사용함으로써 이상상태 발생여부를 감시하는 것이 편리성의 증가시키고 안전한 비행을 위해 도움을 줄 것이라 판단하였다.

2.2.2 PMU의 사양과 개선사항

부산대학교에서 제작한 기존 PMU의 형상은 Fig. 4와 같이 3개의 층으로 구성되며, 성능 및 주요 사양은 Table 1에 명시되어 있다. 1st Layer는 12V의 출력단자와 PMU에서 관측한 데이터 값을 비행제어컴퓨터로 전송하는 CAN통신을 담당한다. 2nd Layer는 비행제어시스템을 구동하기 위한 5V와 6V의 출력을 담당하며, 3rd Layer의 경우 주동력의 전압과 전류를 관측하는 단자가 배치되어 있다. 하지만 초기에 제작된 PMU는 구조적인 결함으로 인해 주동력 배터리 체결 시 발생하는 서지 전압(Surge voltage)에 취약하고 소자가 모터를 구동하는 전류의 용량을 따라가지 못해 불량률이 높은 단점이 있었는데, 이로 인해 측정값이 불안정하고 PMU 자체가 파손될 위험이 높아 이를 보완하기 위한 개선 작업이 수행되었다.

개선된 PMU의 형상은 Fig. 5와 같고 주요 성능 및 변경된 사양을 Table 2에 정리하였다. 1st Layer는 기존과 마찬가지로 별도의 시스템 배터

Fig. 4. Configuration of the previous PMU

Table 1. Specification of the previous PMU

List		Specification
Main Battery Voltage Monitoring		< 43V
Main Battery Current Monitoring		< 100A
System Battery Voltage Monitoring		< 10V
Output	5V Out	<= 6A
	6V Out	<= 1A
	12V Out	<= 2A
Size		55 X 40 X 45 mm

Fig. 5. Configuration of the improved PMU

Table 2. Specification of the improved PMU

List		Specification
Main Battery Voltage Monitoring		< 50V * 2ch
Main Battery Current Monitoring		< 150A * 2ch
Main Battery Temperature		<= 60℃ * 2ch
System Battery Voltage Monitoring		< 10V
Output	5V Out	<= 6A
	6V Out	<= 10A
	12V Out	<= 3A
Size		58 X 75 X 28 mm

리로부터 전원을 입력받아 5V, 6V, 12V의 출력을 제공하며 서미스터 연결을 위한 단자와 CAN 통신 단자 역시 구현되어있다. 2nd Layer는 모터를 구동하는 주동력의 전압과 전류의 상태의 모니터링을 전담한다.

기능적으로는 대다수 멀티로터 무인항공기에서 복수의 배터리를 병렬로 연결하여 사용하는 점을 고려해 주동력 모니터링 채널을 2개로 확장하였고, 전체적인 회로 구조를 개선하여 6V, 12V 출력 전압의 허용 전류를 늘렸다. 특히 주동력 모니터링을 위한 측정 소자를 변경하여 최대 50V, 150A의 범위까지 상태를 측정할 수 있게 설계하여 서지 전압에 대한 내성과 전압, 전류 측정의 정확도를 높였다. 또한 서미스터를 부착하여 배터리의 상태를 실시간 관측할 수 있도록 온도 채널을 2개 신설하여 0℃~60℃의 온도변화를 정밀하게 측정할 수 있게 되었다.

2.3 PMU 검증 및 실험

2.3.1 지상 성능 시험

개선된 PMU의 검증을 위해 우선적으로 지상 성능 시험이 수행되었다. 이를 위해 Fig. 6과 같

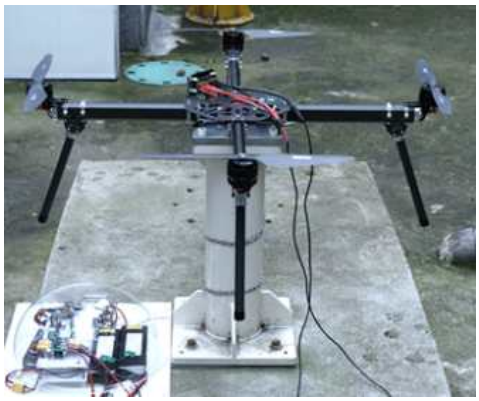


Fig. 6. Ground test equipment

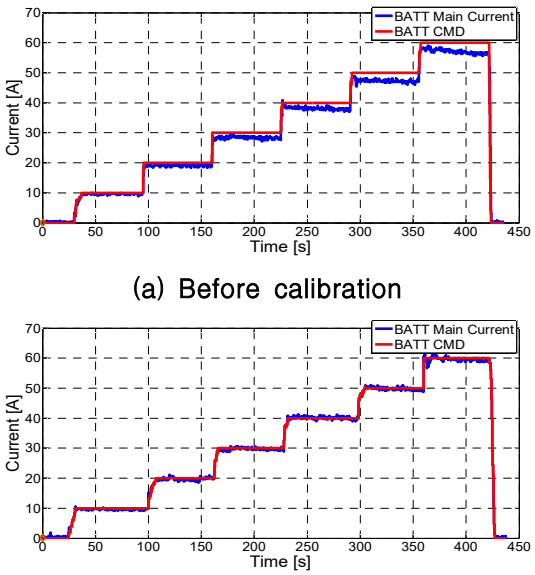
Fig. 7. Sample battery for ground test

Table 3. Specification of the sample battery

Item Spec.	PQ-8300LP2 15C
Size	64 * 186 * 36 (mm)
Weight	972 (g)
Rated voltage	22.2V
Capacity	8,300mAh
Discharge rate	continuity : 15C

이 간단한 지상 시험 장비를 구성하였다. 해당 장비는 4개의 모터와 프로펠러를 이용해 실제 멀티로터 무인항공기가 비행 중일 때와 유사한 조건에서 배터리가 방전될 수 있도록 고려하였으며, 장비의 동작 제어 및 PMU에서 수집된 자료의 기록은 부산대학교에서 자체 개발한 비행제어시스템(Flight Control System)를 사용해 수행하였다. 해당 비행제어시스템은 지상통제시스템(Ground Control System)을 통해 실시간으로 수집된 자료를 확인 가능하며, 별도의 저장장치를 통해 외부메모리에 실험 자료를 저장할 수 있다.

지상 성능 시험을 위한 배터리는 Fig. 7과 같은 제품을 사용하였고 Table 3에 주요 사양을 정리하였다[8]. 모든 배터리는 0.5 C-rate의 일정한 전류 조건에서 완충 및 셀 밸런싱을 수행하고, 내부 전해질의 안정화를 위한 충분 휴지 시간을 가진 후 실험에 사용되었다. 지상 성능 시험은



(a) Before calibration

(b) After calibration

Fig. 8. Main current measurement

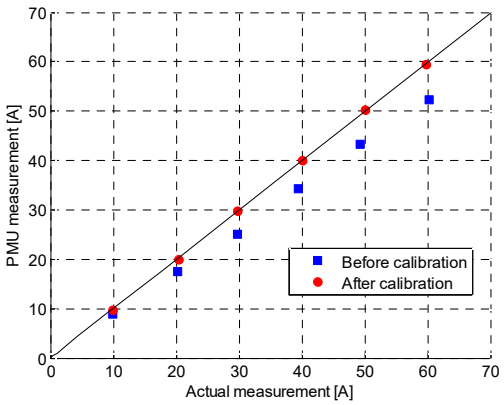


Fig. 9. Error rate of main battery current

PMU의 교정 작업을 겸해 수행되었다.

주동력 전류 측정의 경우 각 모터에 인가되는 스로틀을 조정하여 장비의 소모전류를 10A씩 순차적으로 증가시키는 방법으로 최대 60A까지 전류를 증가시켜 CMD인 실제 전류의 값과 PMU 장비를 통해 측정되는 값을 Fig. 8을 통해 살펴보았다. Fig. 8(a)를 살펴보면 PMU로 측정된 전류값이 CMD의 값과 차이가 나는 것을 볼 수 있다. 교정 전의 경우 소모 전류가 증가함에 따라 선형적으로 오차가 증가하는 것을 확인할 수 있다. 이를 통해 비선형오차에 대한 교정을 수행하였으며, 교정 후 PMU의 전류측정은 CMD의 값을 잘 추정하는 것을 Fig. 8(b)를 통해 확인할 수 있다. 교정을 통해 PMU의 전류 측정 시 비선형 오차가 ±1% 이내로 줄어드는 것을 Fig. 9를 통해 확인하였다.

주동력 전압은 1~6셀의 실제 리튬폴리머 배터리를 이용해 실험 및 교정을 수행하였으며 이때 측정된 오차는 Fig. 10과 같다. 전압의 경우 교정 전에도 높은 정확도를 보이며, 최종적으로는 전류와 마찬가지로 비선형 오차 ±1% 이내에서 교정을 마쳤다.

교정 작업이 완료된 PMU를 지상시험을 통해 전압의 변동을 확인하였다. Fig. 11과 같은 FCC 전압이 입력되었을 때 PMU를 통해 변환되어 안정적으로 5V, 6V, 12V 출력전압을 제공하는 것을 Fig. 12를 통해 볼 수 있다. 모터의 회전으로 인해 주동력전압이 25V에서 23V로 감소하는 것을 Fig. 13을 통해 확인할 수 있으며 해당실험이 끝난 후 방전에 의한 전압강하가 회복되어 전압값이 상승하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 14는 주동력 배터리의 온도 변화를 보여주며 방전 손

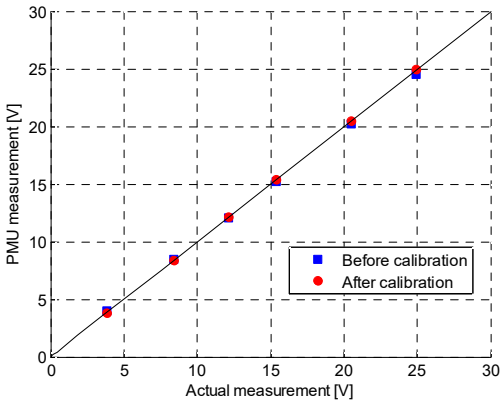


Fig. 10. Error rate of main battery voltage

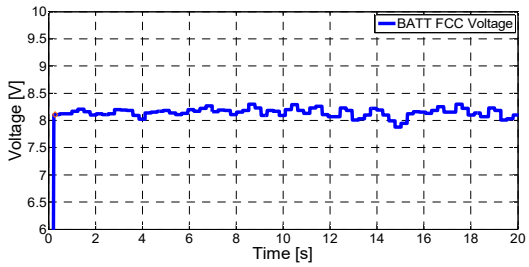


Fig. 11. FCC voltage measurement

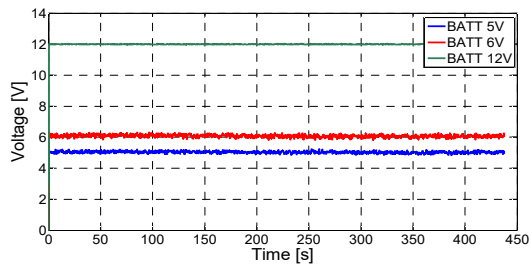


Fig. 12. Output voltage measurement

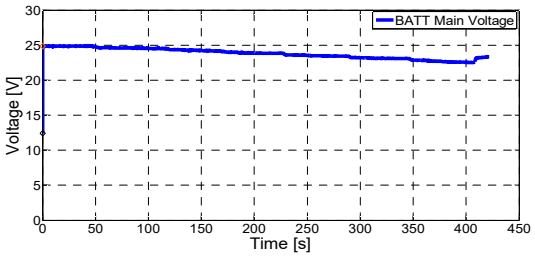


Fig. 13. Voltage change of main battery

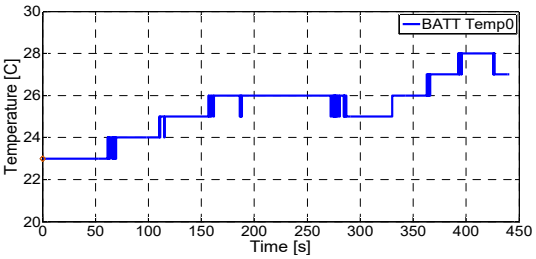


Fig. 14. Temperature change of main battery

실에 의해 온도가 초기 23℃에서 28℃로 증가를 확인할 수 있다.

2.3.2 비행 시험

지상 검증 시험을 통해 PMU의 정상작동 여부와 교정을 마무리한 뒤, 무인항공기의 실제 운용 상황에서의 동작을 확인하기 위해 비행 시험을 수행하였다. 비행시험은 Fig. 15와 같은 기체를 이용해 수행되었으며 Table 4에 시험 기체의 주요 사양을 정리하였다. 해당 기체는 PMU의 비행 시험을 위해 제작된 것으로 4개의 로터를 가진 쿼드로터 형이며 배터리는 지상 시험에 사용된 것과 동일한 제품을 2개 1조로 병렬 연결하여 사용하였다. 해당 기체에 부착된 PMU의 형상은 Fig. 16과 같다.

비행 시험은 외란의 영향을 최소화하기 위해 바람이 적은 시기를 맞춰 수행되었으며, 5m의 고도를 유지하며 약 10분간 제자리비행을 진행하였다.

Fig. 15. Quadrotor UAV used in test flight

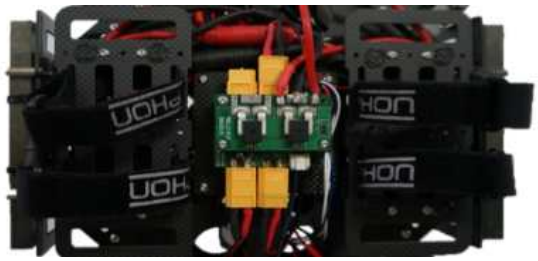


Fig. 16. Attached configuration of PMU

Table 4. Specification of quadrotor UAV

List	Specifications
Empty weight	4 kg
Payload	2 kg
Battery weight	1.944 kg
Size	85 X 85 X 35 mm
Motor	Tiger U7-490Kv
Prop.	Tiger CF 17x5.4
Battery	PQ-8300LP2 15C

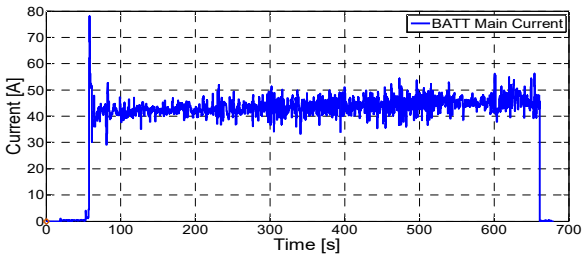


Fig. 17. Main current measurement

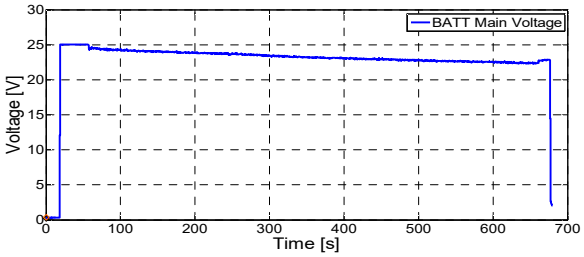


Fig. 18. Main voltage measurement

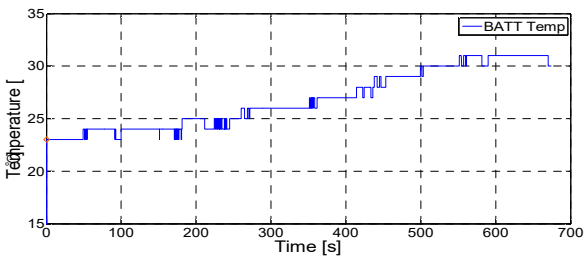


Fig. 19. Battery temperature

비행 중 지상관측시스템을 통해 실시간으로 전압의 변화를 확인할 수 있었고, 비행제어시스템의 외부메모리에 저장된 자료를 통해 PMU의 정상 작동 여부와 배터리의 출력에 따른 변화를 분석하였다.

Figure 17에서 기체가 이륙하는 초기 구간에 소모전류가 크게 증가하는 것을 확인할 수 있으며, 이후 제자리 비행을 안정적으로 유지하면서 변동폭이 줄어드는 것을 확인할 수 있다. 하지만 소모 전류의 측정값은 전반적으로 요동이 심한 편인데, 이는 비행 중 기체의 자세제어를 위해 각 모터의 출력이 계속해서 변화하며 이로 인해 배터리의 출력이 불안정하게 지속되기 때문이다. 한편 주동력 배터리의 출력 전압은 Fig. 18과 같이 배터리가 소모됨에 따라 서서히 감소하는 것을 알 수 있는데, 전류에 비해 요동이 적고 비교적 깨끗한 값의 관측이 가능함을 확인하였다. 마지막으로 배터리의 온도변화는 Fig. 19와 같이 초기온도 23℃에서 점차 증가하여 31℃온도가 증가하는 것을 볼 수 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 전기동력 무인항공기용 PMU의 제작에 대한 연구를 수행하고, 기존에 제작된 PMU의 문제점을 보완하여 개선 모델을 제작하였다. 개선된 PMU는 소자와 회로의 변경으로 3층의 구조를 2층의 구조로 변경하였고 안정적인 동력을 제공한다. 그리고 기존보다 높은 범위의 모니터링이 가능하고 온도센서의 부착으로 배터리의 온도변화를 측정할 수 있게 제작하였다. 지상 시험을 통해 제작된 PMU의 성능을 확인하여 전류와 전압의 측정 오차를 이득값 조정을 통해 교정을 하였다. 실제 무인항공기에 교정이 완료된 PMU를 부착하여 실제 비행환경에서 PMU의 동작을 지상관측시스템과 저장된 비행기록으로 검증하였으며 이를 통해 안정적으로 동작하는 것을 확인하였다. 비행시험을 통해 주동력 배터리의 전류와 전압 그리고 온도의 변화 특성을 확인하였다. 이를 통해 배터리와 무인항공기의 비행 상태를 실시간으로 분석하는 것이 가능할 것으로 판단된다. 따라서 추후 본 논문에서 개발된 PMU를 활용하여 배터리 충전상태 및 건전상태, 잔여 비행시간 예측을 수행할 수 있는 BMS 설계 및 제작에 대한 연구를 수행하고자 한다.

후 기

이 논문은 2015년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 지원(No. NRF-2015R1

A2A2A01005494)을 받아 수행된 연구이며, 또한 2015년 교육부와 한국연구재단의 지역혁신창의인력양성사업의 지원(NRF-2015H1C1A1035499)을 받아 수행된 연구임.

References

1) Lee, C. H., Kim, S. Y., Kim, D. M., "Performance Analysis of an Electric Powered Small Unmanned Aerial Vehicle," The Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 14, No. 4, 2010, pp. 65~70.

2) Park, P. M., Kim, K. B., Cha, B. J., "Flight Test of Hybrid Propulsion System for Electrically Powered UAV," The Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 17, No. 4, 2013, pp. 49~55.

3) Im, J. K., Lim, D. Y., Windarko, N. K., Choi, J., and Chung G. B., "Electrical Modeling of Lithium-Polymer Battery," The Korean Institute of Power Electronics, Vol. 16, No. 2, 2011, pp. 199~207.

4) Song, J. B., "Autonomous control of quad rotor and quad tilt prop UAV with based SIMC-cascade control," 2015, pp. 146~151.

5) Han, J. Y., Park, J. S., Yu, S. S., and Kim, S. S., "One-Dimension Thermal Modeling of NiMH Battery for Thermal Management of Electric Vehicle," The Korean Society of Mechanical Engineers, Vol. 38, 2014, pp. 227~234.

6) Choi, H. R., Ban, H. S., Mok, H. S., Shin, W. S., and Ko, J. M., "A Study on Electrical Modeling for Charge/Discharge Analysis of Li-Polymer Battery," The Korean Institute of Power Electronics, Vol. 5, No. 5, 2000, pp. 435~442.

7) Yoon, S. H., Ann, H. R., Moon, H. S., Choe, G. Y., Lee, B. G., "The Analysis for the Battery Model," The Korean Institute of Electrical Engineers, 2009, pp. 190~192.

8) Tarun, H., Massimo, C., Javier, G., Robyn, J., "High fidelity electrical model with thermal dependence for characterization and simulation of high power lithium battery cells," 2012 IEEE International Electric Vehicle Conference, 2012, pp. 1~8.