

인공위성 전원 안정화를 위한 배터리 적용 기법 연구

전현진*, 이상록**, 전문진***, 임성빈****

A Study on Battery Applying Technique
for Stability of Satellite Power System

Hyeon-Jin Jeon*, Sangrok Lee**, Moon-Jin Jeon***, and Seong-Bin Lim****

Abstract

Power system in satellite shall produce stable outputs for successful mission accomplishment. However, instability in overall electrical system is caused in a case where a load having a power profile with high-powered and micro-cycled pulse shape is connected to a satellite power system. In order to resolve this anomaly, "power system stabilization method using a battery" featured with simplicity can be applied, but there is a constraint to operate a battery in its normal operational conditions.

In this paper, an effective interface structure for "power system stabilization method using a battery" is suggested and a battery protection algorithm for preventing over-charging and over-discharging is discussed.

초 록

인공위성의 전원 시스템은 위성의 성공적인 임무 수행을 위해 안정적인 출력을 가져야 한다. 하지만, 고전력 단주기 펄스 형태의 전력 프로파일을 갖는 부하가 인공위성 전원 시스템에 연결되면 전체 전기 시스템의 불안정성이 야기된다. 이를 해결하기 위해서, 간단하게 구현할 수 있다는 장점이 있는 "배터리를 이용한 전원 시스템 안정화 기법"을 적용할 수 있지만 배터리를 안전 동작 범위 안에서 운영해야한다는 제약조건이 존재한다.

본 논문에서는 "배터리를 이용한 전원 시스템 안정화 기법"에 대한 효과적인 interface 구조를 제시하고 배터리를 과충전 및 과방전으로부터 보호하기 위한 보호 알고리즘에 대해 논하였다.

키워드 : 인공위성 전원 시스템 (satellite power system), 배터리 (battery), 안정화 (stabilization), 보호 (protection)

접수일(2013년 9월 3일), 수정일(1차 2013년 10월 18일), 게재 확정일(2013년 11월 1일)

* 다목적실용위성3A호체계팀/hjjeon@kari.re.kr

** 다목적실용위성3A호체계팀/sangrok@kari.re.kr

*** 다목적실용위성3A호체계팀/mjjeon@kari.re.kr

**** 다목적실용위성3A호체계팀/sblim@kari.re.kr

1. 서 론

인공위성 전력계는 임무기간 중에 위성에서 요구하는 전력을 안정적으로 공급하는 역할을 갖는다. 따라서, 위성이 임무를 성공적으로 수행하기 위해서는 전력계의 기능이 적절하고 신뢰할 만한 것이어야 한다 [1].

인공위성의 전원시스템은 일반적으로 전체 시스템에 전원을 안정적이고 신뢰성 있게 공급하기 위해 출력 변화율의 최대치가 일정 값 이하로 구현되도록 설계된다. 따라서, 다수의 부하에 전원 공급을 해야 할 때에 위성 전원 시스템의 출력 변화율을 고려해서 동시에 부하에 전원을 공급하지 않고 순차적으로 전원을 공급하는 방식을 채택한다 [2].

인공위성에 탑재되는 유닛들은 다양한 부하 특성을 갖는데, 냉각기와 같은 유닛(부하)은 급격한 전류 변화량을 갖는 고전력 단주기 펄스 형태의 전력 프로파일을 갖는다. 하지만, 인공위성 전원 시스템은 제한된 출력 변화율 때문에 이러한 급격한 전류 변화량을 갖는 부하에 적절한 전력

을 공급할 수 없게 되어 전체 전원 시스템이 불안정하게 된다. 즉, 부하 요구 전류가 급격히 증가(부하의 등가 임피던스가 급격히 감소)하면 인공위성 전원시스템이 이러한 급격한 전류 요구 증가를 따라가지 못하여 부하가 요구하는 만큼의 전류를 충분히 공급하지 못한다. 결국, 부하에 걸리는(공급되는) 전압이 기준 전압(Regulated voltage)에 비해 낮아지게 되어 전체 전원 시스템이 불안정하게 된다. 반대로 부하 요구 전류가 급격히 감소(등가 임피던스가 급격히 증가)하면 인공위성 전원시스템은 이러한 급격한 전류 감소를 따라가지 못해서 부하에 걸리는 전압이 기준 전압에 비해 높아지게 되어 전체 전원 시스템이 불안정하게 된다.

그림 1은 고전력 단주기성 부하(peak-to-peak current: 7.0A, duty cycle: 50%, frequency: 72Hz)가 인공위성의 정전압 소스에 연결되었을 때 전압이 약 2.6V가 흔들리는 것을 보여준다. 이러한 불안정성은 전원시스템의 다른 채널의 출력에 그대로 영향을 주어서 전체 인공위성 전기 시스템에 불안정성을 야기하게 된다.

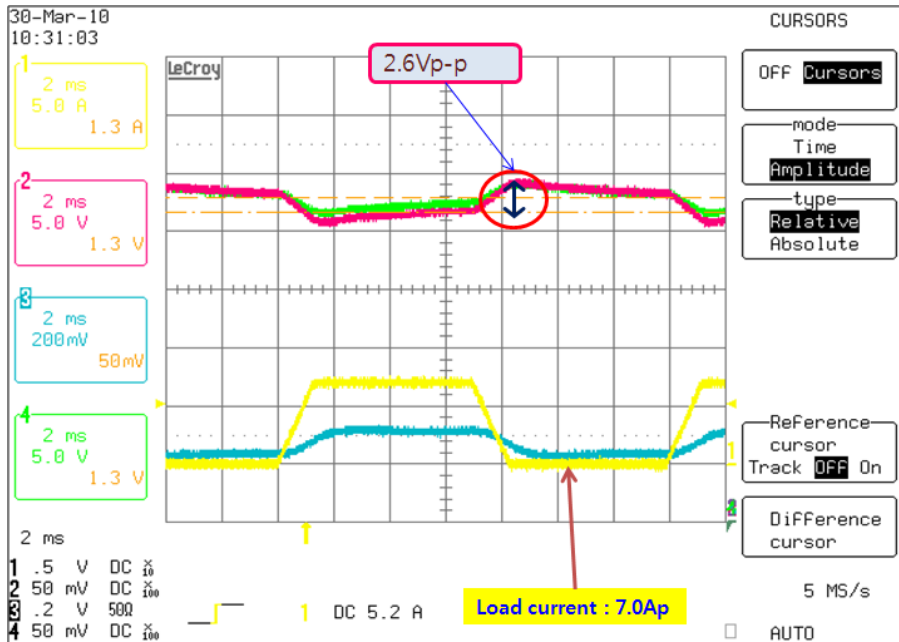


그림 1. 고전력 단주기 펄스 형태의 전력 프로파일을 가지는 부하가 야기하는 정전원의 불안정성

고전력 단주기 펄스 형태의 전력 프로파일을 가지는 부하가 야기하는 전원 시스템의 불안정성은 격리(isolation) 특성을 가지는 DC-DC 컨버터를 이용하여 해당 부하를 다른 유닛들로부터 격리시켜서 해결할 수 있다. 또한, 배터리나 커패시터를 인공위성 전원 공급 유닛과 부하 사이에 장착하여 전원 공급 유닛이 공급해야 하는 전력의 변화량을 크게 줄임으로써 전원 시스템의 불안정성을 완화시킬 수 있다 [3].

배터리나 커패시터를 이용한 전원 시스템 안정화 기법은 간단하게 구현할 수 있는 장점이 있다. 하지만, 배터리를 이용한 기법은 배터리를 정상 동작 범위 안에서 운용해야 한다는 제약조건이 있는 반면에, 커패시터를 이용한 기법은 큰 용량의 저장용량 및 낮은 ESR (Equivalent series resistance) 등을 달성하기 위해 다수의 커패시터가 필요할 수 있어 상당한 무게를 가질 수 있다 [4]. 물론 최근에 등장한 대용량 슈퍼 커패시터 (또는 울트라 커패시터) [5]를 통해 무게를 크게 줄일 수 있지만 현재 우주인증 및 헤리티지 등의 문제가 남아 있다.

본 논문에서는 전원 안정화 기법 중 간단히 구현할 수 있는 “배터리를 이용한 전원 시스템 안정화 기법”에 대해 논하였다. 효과적인 인터페이스 구조를 제시하고, 배터리를 정상 동작 범위 안에서 운용할 수 있도록 하는 과충전 및 과방전

방지를 위한 배터리 보호 알고리즘에 대해 논하였다 [6,7].

2. 본 론

“배터리를 이용한 전원 시스템 안정화 기법”을 통해 고전력 단주기 펄스 형태의 전력 프로파일을 가지는 부하가 야기하는 정전원의 불안정성을 해결하기 위해서는 배터리, 전원 공급 유닛, 부하와의 적절한 인터페이스가 필요하다. 이러한 인터페이스는 배터리의 최대 충전 허용 전류 이내로 배터리가 충전되도록 전류를 제한하는 역할을 담당해야 하며, 또한, 배터리가 부하로 일정 수준 이상의 전력을 공급하도록 전원 공급 유닛의 출력전류를 제한하는 역할 역시 수행해야 한다. 2.1절에 배터리와 부하 및 전원 시스템과의 효과적인 인터페이스 방식을 나타내었다.

배터리는 한번 과방전되면 배터리 셀에 커다란 가용 용량의 손실 (Capacity capability loss) 과 급격한 내부저항 증가를 야기하여 배터리의 성능을 보장할 수 없게 된다. 따라서 배터리의 과방전을 막기 위해 적절한 보호장치가 필요하다. 또한, 과충전이 되면 자체 보호 메커니즘에 의해 배터리 셀이 개방되므로 이 또한 억제해야 한다. 2.2절에는 배터리의 과방전 및 과충전을 막는 보호 알고리즘에 대해 논하였다.

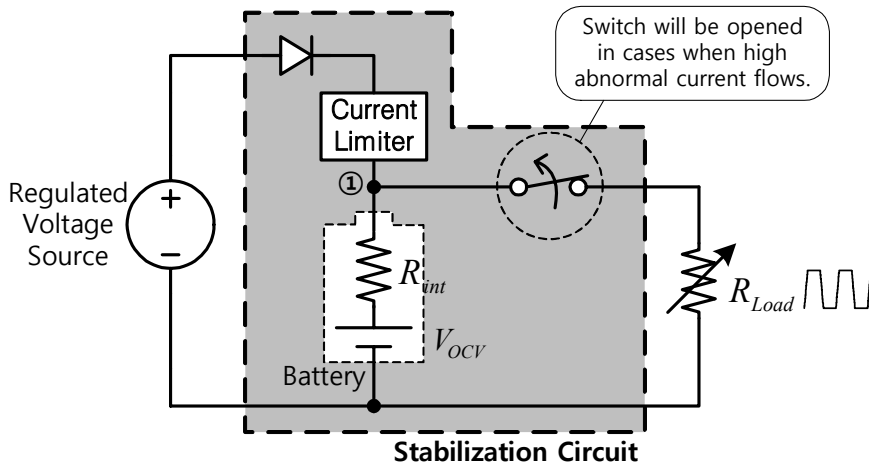


그림 2. 배터리를 이용한 전원 시스템 안정화 구조

2.1 배터리를 이용한 전원 시스템 안정화 기법을 위한 인터페이스 구조

그림 2의 안정화 회로 (Stabilization circuit)라고 표시된 부분이 본 논문에서 제안하는 “배터리를 이용한 전원 시스템 안정화 기법”을 위한 인터페이스 구조이다 [6]. 제안하는 안정화 회로는 인공위성의 전원 공급 유닛과 고전력 단주기성 부하 사이를 인터페이스한다. R_{Load} 는 고전력 단주기성 부하의 증가 임피던스를 나타낸다. 부하가 고전력을 요구할 때에는 R_{Load} 가 낮은 값을 가지고 저전력을 요구할 때에는 R_{Load} 가 높은 값을 가진다. 배터리 내부에 표시한 R_{int} 는 배터리 내부저항을 나타내고 V_{OCV} 는 배터리의 개방 회로 전압(Open-circuit voltage)을 나타낸다.

안정화 회로는 배터리, 스위치, 전류제한기 (Current limiter), 다이오드 등으로 구성된다. 배터리는 부하가 요구하는 전력의 일부를 공급하는 역할을 수행한다. 즉, 부하가 높은 전력을 요구하는 시점에 배터리가 요구전력의 일부를 공급함으

로서 정전원의 공급 전력 변화율을 크게 줄일 수 있다. 결국, 정전원이 흔들리게 되는 것을 크게 억제할 수 있게 된다. 반면, 부하가 낮은 전력을 요구하거나 전력을 요구하지 않을 때에는 배터리는 전원 공급 유닛(정전원)을 통해 충전을 하게 된다.

전류 제한기는 배터리의 충전전류를 제한하기 위해서 삽입이 되었다. 배터리는 일반적으로 방전전류의 크기에 대한 제한이 없지만 충전전류의 제한은 존재한다. 이것은 배터리 수명과 직결되므로 전류 제한기는 배터리의 장기 운용을 위한 필수적인 구성이다.

이러한 전류 제한기는 전원 공급 유닛에서 부하로 공급되는 전력을 제한하기 위한 목적으로도 사용된다. 이것은 부하의 임피던스(R_{Load})에 따라 부하에 공급되는 전력이 배터리에서 얼마나 공급될 것인지 또는 전원 공급 유닛에서 얼마나 공급될 것인지를 결정되기 때문이다. 극단적으로는 배터리로부터 필요전력을 전량 공급받거나 전원 공급 유닛에서 전량 공급받을 수도 있다. 만약 전원 공급 유닛이 부하가 요구하는 전력의 전

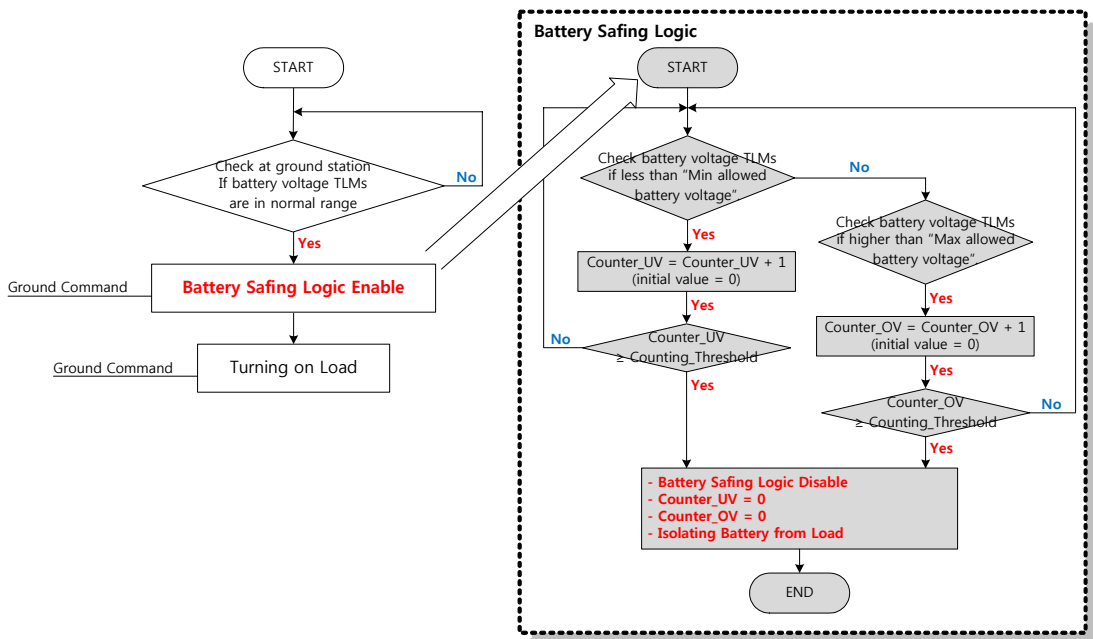


그림 3. 배터리 보호 로직을 위한 순서도

부를 공급하도록 부하의 임피던스가 결정된다면 배터리는 전원 안정화 역할을 수행하지 못하게 될 것이다. 따라서, 이러한 상황이 발생하지 않도록 하기 위해서 부하가 요구하는 전류량 이하로 전류 제한기의 전류 제한값을 설정하여 인공위성의 전원 공급 유닛이 전류 제한값 이내로만 부하로 전력을 공급하도록 해야 한다.

다이오드는 배터리로부터 정전원으로 역전류가 흐르는 것을 방지하기 위해서 삽입이 되었다. 배터리와 정전원의 전위차가 거의 없는 상황에서 부하가 정전원으로부터 전력을 가져갈 때, 정전원이 순간적으로 배터리보다 전위가 낮을 수 있게 된다. 이런 상황에서 역전류가 발생할 가능성이 존재하므로 이를 막기 위해 다이오드를 삽입하였다.

스위치는 부하에 어떤 문제가 생겨 과전류가 흐르게 될 때 배터리가 과도하게 방전되지 않도록 하는 기능을 가지고 있다. 배터리가 과도하게 방전하게 되면 배터리의 성능을 보장할 수 없기 때문이다. 스위치는 LCL (Latching current limiter) 또는 퓨즈 등과 같은 방법으로 구현할 수 있다.

2.2 배터리 보호 알고리즘

배터리의 동작전압이 정상동작범위 밑으로 떨어지게 되면 배터리 셀이 영구적으로 손상되어 성능이 크게 저하된다. 또한, 배터리가 과충전이 되면 일반적으로 배터리 셀 내부의 압력이 상승하면서 내부 보호 장치에 의해 다른 회로로부터 격리되는 메커니즘을 갖고 있다. 따라서 이러한 과충전 및 과방전은 반드시 피해야 한다.

그림 3은 배터리가 과충전 및 과방전이 되지 못하도록 막는 배터리 보호 로직 (Battery safing logic)을 위한 순서도를 나타내고 있다. 자세한 절차는 다음과 같다 [7].

1. 만약 배터리 전압 텔레메트리가 "최소 허용 배터리 전압"보다 작거나 "최대 허용 배터리 전압"보다 큰지 확인. 둘 중 하나가 참이면 단계 2로 진행.
2. 최소 허용 배터리 전압보다 작으면 Counter_UV를 하나 증가시키고 최대 허용 배터리 전압보다 크면 Counter_OV를 하나 증가시킴.
3. Counter_UV나 Counter_OV가 Counting_threshold보다 작으면 단계 1로 돌아가고 크

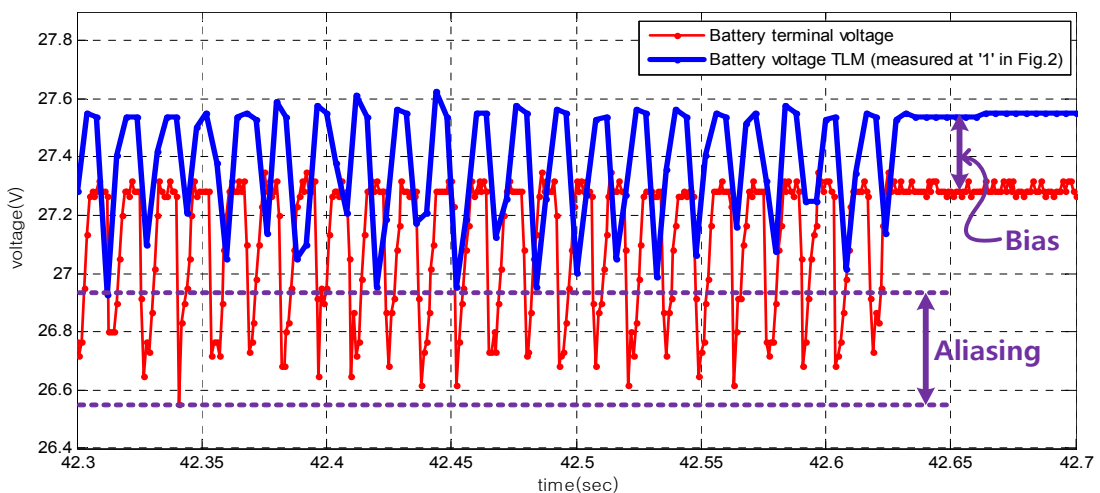


그림 4. 배터리 전압 Telemetry와 실제 측정 전압과의 차이 비교 (예시)
(sampling frequency $\ll 2 \times$ highest frequency of load)

거나 같으면 다음 동작 수행.

- 배터리 보호 로직 중지
- Counter_UV와 Counter_OV를 0으로 초기화
- 배터리를 부하와 전원공급기로부터 격리

위와 같은 절차가 수행되기 위해서는 최소 허용 배터리 전압, 최대 허용 배터리 전압, Counting_threshold, 카운터 증가 방식이 결정되어야 한다.

최소 허용 배터리 전압과 최대 허용 배터리 전압을 결정하기 위해서는 배터리와 부하의 최저 및 최대 동작 전압과 전압 텔레메트리의 부정확성을 모두 고려해야 한다. 우선, 배터리와 부하의 최저 동작 전압 중에 더 큰 값을 최소 허용 배터리 전압의 기준값으로 설정하고, 그 다음에 전압 텔레메트리의 부정확성을 고려해서 최종 결정해야 한다. 최대 허용 배터리 전압의 기준값은 배터리와 부하의 최대 동작 전압 중에 더 작은 값으로 설정하면 된다. 이 때 역시 텔레메트리의 부정확성을 고려해야 한다.

전압 텔레메트리의 부정확성을 야기하는 원인으로서는 다음의 2가지가 있다.

- 배터리 출력이나 부하의 입력단 전압과 전압 텔레메트리 측정 포인트 사이의 전압 차이
- 전압 텔레메트리의 수집 빈도 (Telemetry checking rate)와 부하의 동작 특성(최대 동작 주파수)이 Nyquist 이론을 만족하는지 여부

그림 4는 전압 텔레메트리의 부정확성의 예를 보여준다. 그림에 나타냈듯이, 그림 2의 ①지점에서 측정되어 지상으로 다운링크되는 배터리 전압 텔레메트리와 실제 배터리 터미널 전압에 차이가 존재하는데 이것은 측정 위치가 달라서 생기는 바이어스 오차와 Nyquist 이론을 만족하지 못해서 생기는 에일리어싱(aliasing)에 의한 오차에 의한 것이다. 에일리어싱이 발생하면 실제 저점(deep)이나 고점(peak) 값을 위성 텔레메트리가 제대로 표현하지 못하게 된다. 따라서, 이와 같은 전압 텔레메트리의 부정확성을 감안해서 최소 허용 배터리 전압과 최대 허용 배터리 전압 값을

설정해야 한다. 참고로, 그림 4의 배터리 전압 텔레메트리는 1Hz로 획득한 자료이고 배터리 터미널 전압 데이터는 1kHz로 획득한 자료이다. x축의 시간은 배터리 터미널 전압 데이터에만 해당하는 것이다. 배터리 전압 텔레메트리는 배터리 터미널 전압 데이터와 시간 스케일이 서로 다르지만 편의상 함께 도시하였다.

Counting_threshold는 전압 텔레메트리의 수집 빈도 (Telemetry checking rate)를 기초로 적절한 값이 선정되어야 하며 순간적인 텔레메트리 오류에 의해 배터리 보호 로직이 수행되는 것을 막을 수 있는 충분히 큰 값을 가져야 한다.

고전력 단주기성 부하의 카운터 증가 방식은 누적 카운팅 방식, 즉, 저전압 또는 과전압 상황에서 해당 카운터 값을 이전 값에서 1을 증가하는 방식이 적절하다. 이것은 전압 프로파일에 파동(fluctuation) (즉, 저점→플래토(plateau) (또는 고점) → 저점 → 플래토 (또는 고점) → ...)이 있기 때문이다. 단, 전압 텔레메트리 체크 빈도 (Telemetry checking rate)가 매 저점 또는 고점에 Counting_threshold 보다 충분히 많으면 연속 카운팅 방식, 즉, 연속적인 저전압 또는 과전압 상황에서만 해당 카운터 값을 0에서부터 증가하는 방식을 사용할 수 있다. 그림 3에 나타난 배터리 보호로직을 위한 순서도는 누적 카운팅 방식을 기반으로 하였다.

3. 결 론

본 논문에서는 고전력 단주기성 부하가 야기하는 인공위성 전원 시스템의 불안정성을 완화하기 위한 “배터리를 이용한 전원 시스템 안정화 기법”의 효과적인 구현구조를 제시하였다. 또한, 배터리의 과방전 및 과충전을 막기 위한 배터리 보호 알고리즘에 대해 논하였다.

참 고 문 헌

1. 장영근, 이동호, 인공위성 시스템 설계공학, 경문사, 1997.

2. NASA, "GOES I-M DataBook," Rev. 1, Aug. 31, 1996.
3. 전현진, 임성빈, "인공위성의 고전력 단주기 (microcycle)성 부하에 대한 전원 안정화 기법" 한국우주과학회 추계학술대회 논문집, vol. 20, no. 2, pp. 69-70, Oct. 2011.
4. R. Kötz and M. Carlen, "Principles and applications of electrochemical capacitors," *Electrochimica Acta*, vol. 45, no. 15-16, pp. 2483-2498, May 2000.
5. B. E. Conway, *Electrochemical Supercapacitors: Scientific Fundamentals and Technological Applications*, New York: Kluwer Academic/Plenum Publishers, 1999.
6. 전현진, 임성빈, "전원 공급 보호 장치," 대한민국 특허 (출원번호: 10-2011-0135664), Dec. 15, 2011.
7. Hyeon-Jin Jeon *et al.*, "Safety Method for a Battery Used as an Energy Buffer to Cope with Satellite Power-line Instability," *Proceedings of the 2013 International Conference of Women Scientists and Engineers on Bio, Information, Environment/Energy and Nano Technology (BIEN 2013)*, August 2013.