

인공위성 병렬 연결 배터리 모듈 시스템을 위한 새로운 배터리 충·방전기

李基善, 趙玠濟, 張基永, 趙普衡

A Novel Battery Charger/Discharger For the Parallel Connected Battery Module Satellite Power System

K. S. Lee, Y. J. Cho, K. Y. Jang, B. H. Cho

요 약

표준 배터리 모듈 시스템을 위한 새로운 배터리 충·방전기를 제안한다. 전체 시스템의 크기를 줄이기 위해 충전기와 방전기의 회로가 하나의 컨버터로 구현되었으며, 최대 전력 추적을 포함한 태양전지 출력전압 제어와 태양전지 출력과 부하 전력에 따른 배터리 충·방전 전류 제어를 동시에 수행한다. 또한, 제안된 컨버터는 부하의 전력 공급을 간단히 할 수 있는 일정 전압 버스(regulated bus)를 제공한다. 제안된 컨버터는 특성상 DCM으로 동작하므로 전류의 첨두치가 크므로 고전력 시스템에서는 여러 개의 모듈로 사용되어야 한다.

ABSTRACT

A novel integrated battery charger/discharger converter for a standardized battery module is proposed. Instead of using separate charger and discharger converters, it integrates these two converters into a single converter in order to minimize the size. The integrated charger/discharger converter not only regulates the solar array output power including the peak power tracking capability but also controls the battery charging/discharging current depending on the solar array output power and the load power. In addition, it offers a regulated bus voltage which simplifies the power distribution/conversion for the pay load.

Key Words : Satellite power system, Battery paralleled system, Charger/Discharger

1. 서 론

인공위성 전력계 시스템에서 표준 배터리 병렬 모듈 개념은 큰 장점을 갖는다. 일단 하나의 모듈이 궤도에 올려져서 성공적으로 동작을 하면, 그 모듈을 병렬로 연결함으로써 전력 상승된 인공위성 시스템을 쉽게 구성할 수 있으며, 이로 인해 전력 상승에 의한 전력계 개발비를 줄일 수 있다. 또한, 한번 궤도에 올라가서 동작한 신뢰성 있는 모듈을 사용하고, 인공위성의 수명을 결정하는 배터리를 여러 개 병렬로 사용할 수 있으므로, 인공위성 전력계 시스템에서 가장 중요한 신뢰성 측면에서도 큰 장점을 갖고 있다.

그러나 배터리 병렬 모듈이 사용되기 위해서는 배터

리 DOD(Depth of Discharge) 균형을 맞춰야 하므로, 배터리 방전기(BDR: Battery Discharging Regulator)가 사용되어야 하고,^[1] 그림 1에서 볼 수 있듯이 하나의 배터리에 두 개의 컨버터가 사용되므로, 크기가 커진다는 단점이 있다.

이를 해결하기 위해서 그림 2에서와 같은 시스템을 구성할 수 있는 새로운 충·방전기가 필요하다. 본 논문에서는 배터리 충전기(BCR: Battery Charging Regulator)와 방전기의 기능을 하나의 컨버터로 합친 새로운 배터리 충·방전기(BCDR: Battery Charging/Discharging Regulator)를 제시하며, 이론적으로 분석하고, 실험을 통해 확인하도록 한다. 제안된 충·방전기는 세 개의 단자를 갖고 있으며, 이를 통해 태양전

지 전력을 전달하고 배터리 충·방전 전류와 부하 전압을 동시에 조절한다

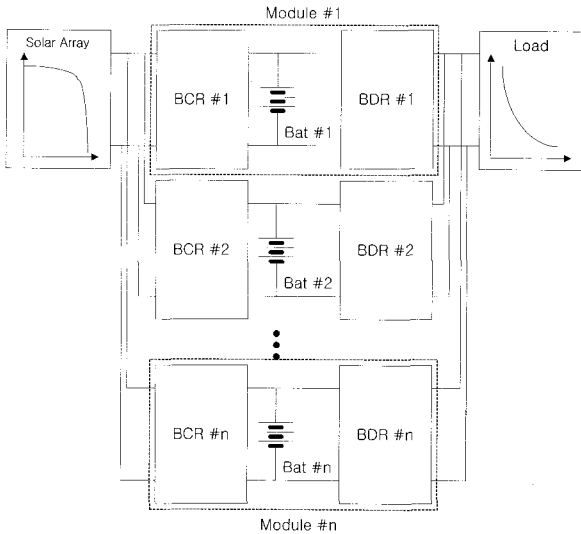


그림 1 직렬 연결 구조를 채택한 인공위성 병렬 연결 배터리 모듈 시스템의 구성도

Fig. 1 The parallel connected satellite battery module system with series configuration

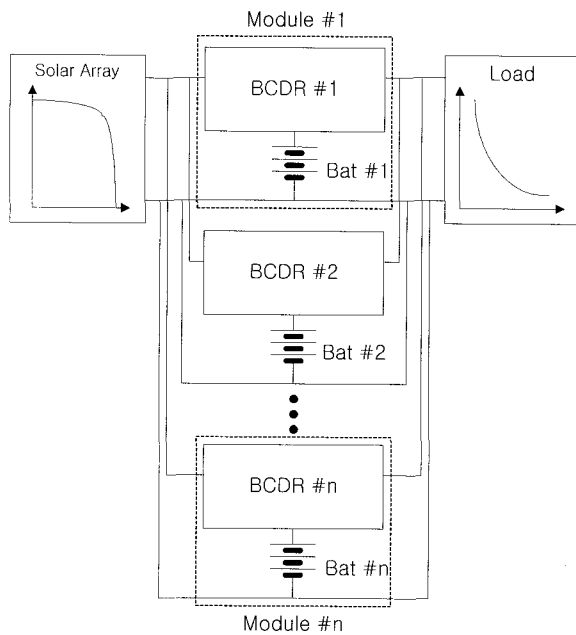


그림 2 새로운 배터리 충·방전기를 사용한 인공위성 병렬 연결 배터리 모듈 시스템의 구성도

Fig. 2 The parallel connected satellite battery module system employing the proposed converter

2. 새로운 배터리 충·방전기

2.1 새로운 배터리 충·방전기 회로

제안된 배터리 충·방전기의 회로도도 그림 4와 같다. 그림 3은 BCR로 Buck, BDR로 Flyback 컨버터를 택한 직렬 연결 구조를 장착한 시스템의 회로이고, 그림 4는 이 두 컨버터를 합쳐서 하나의 컨버터로 만든 배터리 충·방전기의 회로이다. 회로를 살펴보면 그림 3의 L1과 L2, L3가 그림 4의 L1, L2로 줄었고, 그림 3의 d2와 S2가 합쳐져서 그림 4의 S2가 되었다. 그러므로 능동 소자 개수 3개, 코어 개수 1개로 직렬 연결 구조를 채택한 시스템보다 소자 개수가 줄었다. 그림 3과 4의 d1은 배터리의 전류가 다른 모듈로 역류하는 것을 막는 다이오드이므로 모든 전력계 모듈 시스템에 공통적으로 존재한다.

제안된 배터리 충·방전기는 한 스위칭 주기 안에서 Buck 동작과 Flyback 동작이 일어나야 하기 때문에 DCM(Discontinuous Conduction Mode)로 동작하여야 한다.

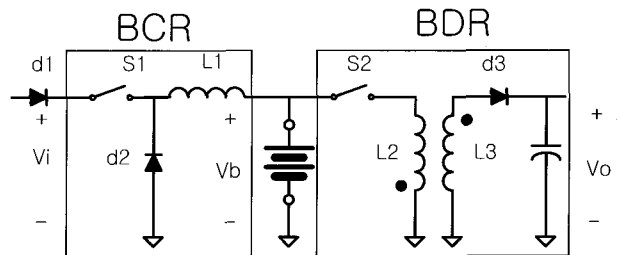


그림 3 직렬 연결 구조를 이용한 배터리 모듈의 회로도
Fig. 3 Battery module of the series configuration system

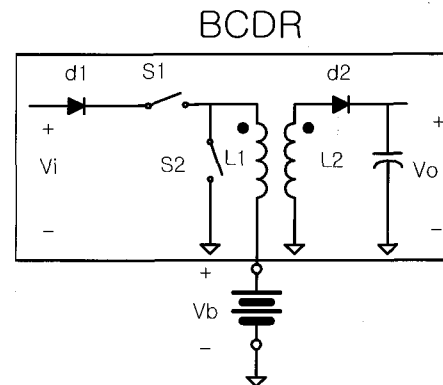


그림 4 새로운 배터리 충·방전기를 사용한 배터리 모듈회로도

Fig. 4 Battery module employing the proposed converter

2.1.1 동작원리

제안된 배터리 충·방전기는 4가지 모드로 동작한다.

1) S1 on, S2 off, d2 off (D1)

그림 5(a)의 회로이다. 태양전지를 입력받아서 인덕터 L1에 에너지를 저장한다. L1의 D1기간 동안의 전류식은 식 (1)과 같다.

$$i_{L1D1} = \int_{D1Ts} \frac{Vi - Vb}{L1} dt = \frac{Vi - Vb}{L1} t \quad (1)$$

단, Vi는 컨버터 입력 전압, Vb는 배터리 전압, L1은 트랜스포머의 1차측 인덕턴스를 나타낸다.

2) S1 off, S2 on, d2 off (D2')

그림 5(b)의 회로이다. S1이 꺼지면서 S2의 MOS-FET 병렬 다이오드로 전류가 흘러서 인덕터 L1에 저장된 에너지를 환류시킨다. L1의 전류식은 식 (2)와 같다.

$$\begin{aligned} i_{L1D2'} &= i_{L1D1}(D1Ts) - \int_{D2'Ts} \frac{Vb}{L1} dt \\ &= \frac{Vi - Vb}{L1} D1Ts - \frac{Vb}{L1} t \end{aligned} \quad (2)$$

D2'는 L1 전류가 0이 될 때까지이므로 식 (2)에서 다음의 식 (3)이 유도된다.

$$\frac{Vi}{Vb} = \frac{D1 + D2'}{D1} \quad (3)$$

3) S1 off, S2 on, d2 off (D2'')

그림 5(c)의 회로이다. 인덕터 L1의 전류가 0이 된 후에 S2가 켜져 있기 때문에 계속 전류가 흐르면서 인덕터 L1에 에너지를 저장한다. L1의 전류식은 식 (4)와 같다.

$$i_{L1D2''} = - \int_{D2''Ts} \frac{Vb}{L1} dt = - \frac{Vb}{L1} t \quad (4)$$

4) S1 off, S2 off, d2 on (D3)

그림 5(d)의 회로이다. S2가 꺼지고, d2가 켜지면서 인덕터 L1에 저장된 에너지가 인덕터 L2에 의해 환류되면서 출력단에 전력을 공급한다. 인덕터 L2의 전류식은 식 (5)와 같다.

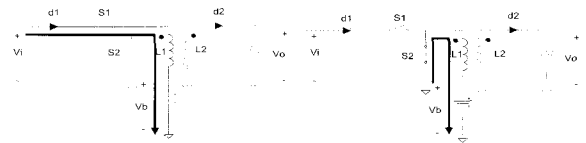
$$\begin{aligned} i_{L2D3} &= N i_{L1D2''}(D2''Ts) - \int_{D3Ts} \frac{Vo}{L2} dt \\ &= N \frac{Vb}{L1} D2''Ts - \frac{Vo}{L2} t \end{aligned} \quad (5)$$

where, N: transformer turns ratio
L1 = N²L2

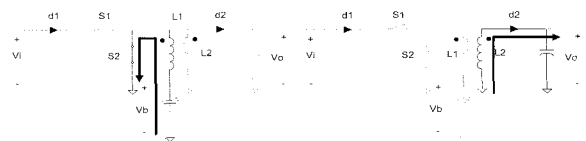
D3는 인덕터 L2의 전류가 0이 될 때까지이므로 식 (5)에서 다음의 식 (6)이 유도된다.

$$\frac{Vo}{Vb} = \frac{D2''}{ND3} \quad (6)$$

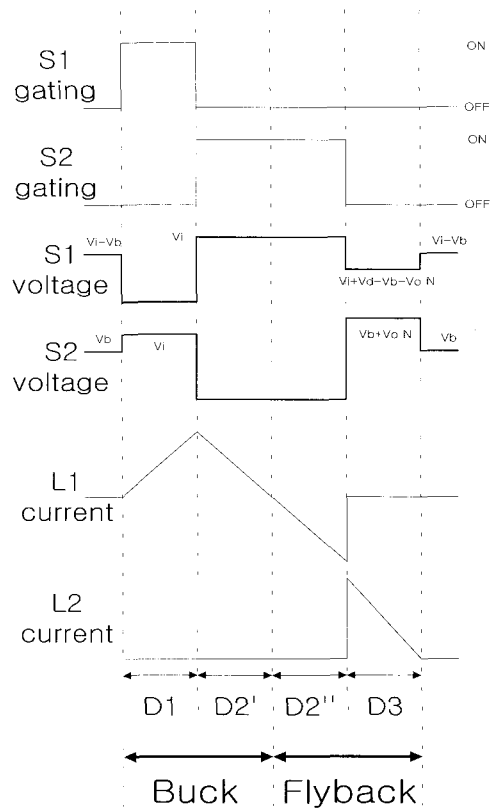
1), 2)는 Buck 컨버터의 DCM 동작과, 3), 4)는 Flyback 컨버터의 DCM 동작과 같다는 것을 알 수 있다.



(a) S1 on, S2 off, d2 off (D1) (b) S1 off, S2 on, d2 off (D2')



(c) S1 off, S2 on, d2 off (D2'') (d) S1 off, S2 off, d2 on (D3)



(e) 동작 모드에 따른 파형

그림 5 제안된 배터리 충·방전기의 동작 모드
Fig. 5 Operation modes of the proposed converter

2.1.2 충전·방전 동작

그림 4에서 보면 알 수 있듯이 제안된 배터리 충전·방전기에서 배터리는 L1에 물려있다. 그러므로 L1의 전류를 필터링한 평균값에 의하여 배터리의 충전·방전이 결정된다.

그림 6(a)는 배터리가 충전 될 때의 파형을 나타낸다. Buck 동작으로 인해 들어온 전류가 Flyback 동작으로 나가는 전류보다 많게 되면 배터리는 충전된다. Buck 동작으로 들어오는 전류는 S1의 도통 시간 D1과 관계가 있고, Flyback 동작으로 나가는 전류는 S2의 도통시간 D2'과 관계가 있으므로 S1과 S2를 제어하면 배터리의 충전 전류를 제어할 수 있다.

그림 6(b)는 배터리가 방전 될 때의 파형을 나타낸다. 충전될 때와 마찬가지로 Buck 동작으로 들어오는 전류와 Flyback 동작으로 나가는 전류의 차에 의해 방전이 결정된다.

DCM으로 동작을 하여 배터리에 첨두치가 큰 전류가 들어가게 되므로 배터리의 입·출력 단에 LC 필터가 필요하다.

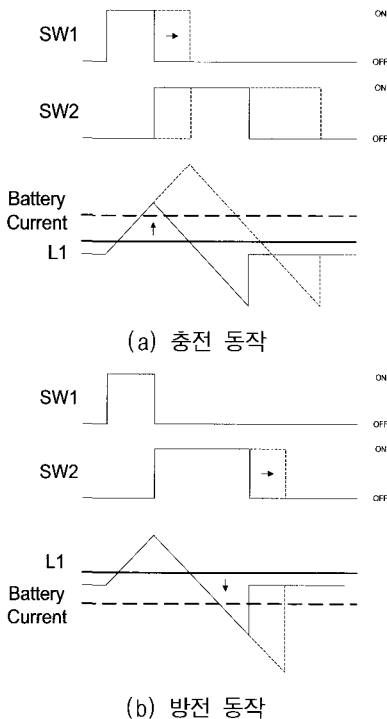


그림 6 배터리 충전·방전 파형
Fig. 6 Battery Charging/Discharging curve

2.1.3 입력단과 출력단 제어

식 (3)과 식 (6)에서 입력 전압 Vi와 출력 전압 Vo는 Vb와 D1, D2', D2'', D3에 의해 결정되는 것을 알

수 있다. D1과 D2'는 S1과 S2의 도통 시간을 통해 제어할 수 있는 값이다.

입력 전류를 Ii라 하면 Ii는 식 (7)과 같이 나타난다.

$$I_i = D1 \cdot \frac{1}{2} I_{L1max} = \frac{D2'}{2L1} VbD1Ts \quad (7)$$

단, Ts는 스위칭 한 주기 시간 (switching time) 그러므로 D2'는 식 (8)과 같다.

$$D2' = \frac{2I_iL1}{VbD1Ts} \quad (8)$$

출력 전류를 Io라 하면 Io는 식 (9)와 같이 나타난다.

$$I_o = D3 \frac{1}{2} \frac{Vb}{L1} D2'' Ts N \quad (9)$$

그러므로 D3는 식 (10)과 같다.

$$D3 = \frac{2I_oL1}{Vb D2'' Ts N} \quad (10)$$

식 (3)에서 Vi는 Vb와 D1, D2'에 의해 결정되는데 식 (8)에서 보면 D2'는 출력단의 영향을 받지 않는다. 그러므로 Vi는 D1으로 제어가 가능하다. 식 (3)과 식 (8)을 보면 제안된 컨버터의 입력단 제어는 Buck 컨버터의 DCM 동작과 같다는 것을 확인할 수 있다.

Vo도 Vi와 마찬가지로 식 (6)과 식 (10)을 통해 D2''로 제어가 가능하다는 것을 알 수 있다. 식 (6)과 식 (10)에서 제안된 컨버터의 출력단 제어는 Flyback 컨버터의 DCM 동작과 같다는 것을 확인할 수 있다.

2.2 회로 설계

2.2.1 설계 절차

설계 절차는 다음과 같다.

- 1) 다이오드의 도통을 정상적으로 하기 위해 태양전지 출력단의 전압 범위와 배터리의 전압 범위에서 식 (11)에 따라 트랜스포머 턴비를 결정한다.

$$N > \frac{V_i - V_b}{V_o} \quad (11)$$

- 2) 한 주기 내에서 Buck동작과 Flyback 동작을 하기 위한 DCM 조건에서 최대의 L1, L2 값을 찾는다. DCM으로 동작하기 때문에 조건에 맞는 최대의 인덕턴스가 효율을 최대로 갖게 한다.

$$L1 < \left\{ \frac{1}{\left(1 + \frac{Mc}{1-Mc}\right) \sqrt{Vb \left(\frac{Mc}{1-Mc}\right) Ts} + (1+NMd) \sqrt{VbMdTsN^2}} \right\}^2 \quad (12)$$

where, $M_c = \frac{V_b}{V_i}$, $M_d = \frac{V_o}{V_b}$
 T_s : Switching Time

3) 손실 최적 프로그램^[6]을 실행하여 능동 소자를 결정한다. 손실 최적 프로그램은 데이터 베이스에 있는 능동 소자 데이터를 읽어서 모든 경우의 손실을 소프트웨어적으로 계산^[4]하여 가장 손실이 적은 소자를 고르는 프로그램이다.

2.2.2 회로 설계

2.2.1절의 설계 절차를 바탕으로 우리별 3호 사양에 맞게 설계하였다. 사양은 다음과 같다.

- ▶ 태양전지 출력 전압 : 38V ~ 56.87V
- ▶ 태양전지 최대 출력 : 99.9W
- ▶ 컨버터 출력 전압 (Bus) : 28V
- ▶ 최대 부하 전력 : 30W
- ▶ 배터리 전압 : 22V ~ 34V

디자인 결과는 다음과 같다.

- ▶ 스위칭 주파수 : 50kHz
- ▶ N = 1.414
- ▶ L1 = 8.6 μH
- ▶ L2 = 4.3 μH
- ▶ S1 = IRFP064
- ▶ S2 = IRFP150
- ▶ d2 = 45CLQ100

2.3 효율 분석

인공위성 전력계 시스템의 경우, 컨버터의 효율은 태양전지, 배터리 등 전체 시스템의 전력용량을 결정 짓는 중요한 요소이고^[5], 최대 손실에 의한 전체 방열판 크기를 결정 짓는 요소이므로, 최대 손실 지점에서의 효율이 가장 중요하다. 제안된 배터리 충·방전기의 경우는 동작 환경에 따라 입·출력이 변화하므로 궤도 운행의 각 동작 환경에 따라 효율을 계산해 주어야 한다. 계산된 효율은 실험으로서 확인되었다.

1) 입력단이 태양전지이고, 출력단이 배터리와 부하 (Bus)인 경우

인공위성이 태양광 기간에 있어서 태양전지의 전력으로 배터리를 충전하면서 부하에 전력을 공급하는 경우이며, 그림 7(a)와 같다. 이 때의 최대 손실 지점에서의 효율은 94.3%이다. 최대 손실 지점은 태양전지 전압이 최대전력 전압 근처, 배터리 전압 최저, 부하 전력이 최대일 때이다. (태양 전지 전력 = 100W, Vb = 22V, 부하전력 = 30W)

2) 입력단이 태양전지와 배터리이고, 출력단이 부하 (Bus)인 경우

인공위성이 태양광 기간에 있으나 태양전지의 출력이 낮아서 부하에 필요한 전력을 배터리에서도 공급해주는 경우이다. 그림 7(b)와 같다. 이 때의 최대 손실 지점에서의 효율은 89.9%이다. (태양 전지 전력 = 12W, Vb = 22V, 부하 전력 = 30W)

3) 입력단이 배터리이고, 출력단이 부하(Bus)인 경우
 인공위성이 그늘 기간에 있어서 태양전지의 출력이 없고 부하의 전력을 배터리가 공급해 주는 경우이다. 그림 7(c)와 같다. 이 때의 최대 손실 지점에서의 효율은 91.7%이다. 이 때의 최대 손실 지점은 부하의 전력이 최대일 때이다. (Vb = 22V, 부하 전력 = 30W)

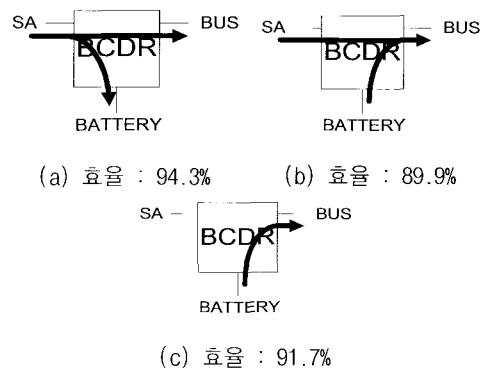


그림 7 동작환경에 따른 전력 흐름도
 Fig. 7 Power-flow figure at every operating modes

3. 실험 결과

3.1 실험 환경

2.2절의 설계를 바탕으로 하드웨어를 제작하였다. 실험 장치는 그림 8과 같이 만들었으며 주요 부품은 다음과 같다.

- ▶ 스위치 1 : IRFP064
- ▶ 스위치 2 : IRFP150
- ▶ 다이오드 : F10P100 × 2
- ▶ 트랜스포머 (Transformer) :
 - Core : PQ2620 TDK Core
 - 턴 비 (Turns ratio) : 1.414 (11:8)
 - 인덕턴스 (inductance) : L1 = 9.2 μH, L2 = 4.6 μH
- ▶ 필터 (Filter)
 - Core : 55059 Magnetics Toroidal Core × 2
 - 캐패시터 (Capacitor) : 100 μF (60V) × 2, 220 μF (63V), 220 μF (100V)

회로 설계에 사용된 데이터베이스는 우주 사용이 인증된(Space Qualified) 소자들을 사용하였으므로 실험에서는 이를 대체한 특성이 비슷한 소자들을 사용하였다.

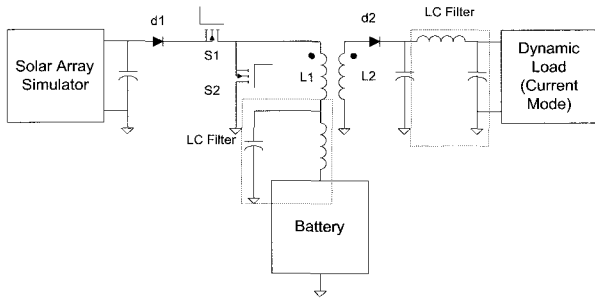


그림 8 실험 장치 구성도
Fig. 8 Experiment Setup

3.2 실험 결과

그림 9는 배터리 충전 모드 실험 파형이다. (a)는 스위치 1에 걸리는 전압, (b)는 스위치 2에 걸리는 전압, (c)는 L1의 전류, (d)는 L2의 전류이다. 각 그림의 검은 선은 그라운드를 나타낸다. 배터리의 충전이 2.1.1절의 이론, 그림 5(e)와 일치하는 것을 확인할 수 있다. 그림 9(b)에서 전압이 튀는 것은 트랜스포머의 누설 인덕턴스와 스위치 2의 정선 캐패시턴스가 공진을 하여 나타나는 현상이며 이를 해결하기 위해서는 적절한 트랜스포머와 스너버의 설계가 필요하다.

그림 10은 배터리 방전 모드 실험 파형이다. (a)는 스위치 2에 걸리는 전압, (b)는 다이오드에 걸리는 전압, (c)는 L1의 전류이다. 각 그림의 검은 선은 그라운드를 나타낸다. 배터리의 방전이 2.1.1절의 이론, 그림 5(e)와 일치하는 것을 확인할 수 있다. 그림 10(a)와 (b)에서 전압이 공진하는 것은 DCM으로 동작하기 때문에 능동 소자들의 기생성분에 의해 나타나는 것이다.

4. 결론

본 논문에서는 병렬 연결 배터리 모듈 시스템을 위해 방전기를 채택하면서 크기를 줄인 새로운 배터리 충·방전기를 제시하였으며, 이론적으로 분석하고 설계 절차를 설명하였고, 실험으로 그 성능을 확인하였다.

제안된 배터리 충·방전기는 기본적으로 충전기와 방전기의 DCM 동작을 하면서 소자 수와 컨버터 크기가 줄었다. 또한 하나의 컨버터로 입력단, 출력단과 배

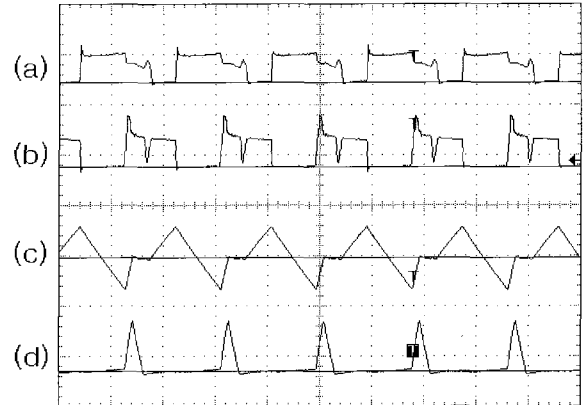


그림 9 충전 모드 실험 파형
Fig. 9 Charging Mode Experiment Result
(태양전지 출력 최대, 부하 전력 최대, 배터리 전압 최저, 10us/Div)
(a) S1 전압 (50V/Div) (b) S2 전압 (100V/Div)
(c) L1 전류 (20A/Div) (d) L2 전류 (10A/Div)

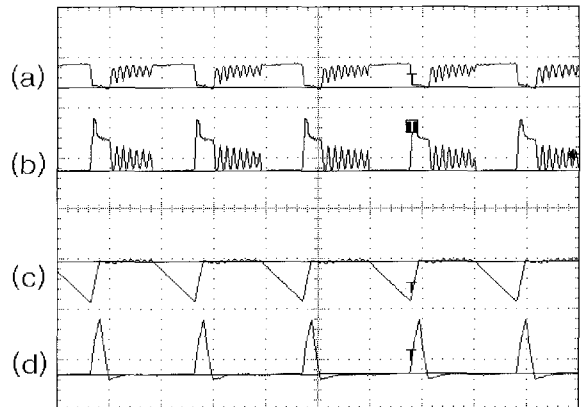


그림 10 방전 모드 실험 파형
Fig. 10 Discharging Mode Experiment Result
(태양전지 출력 없음, 부하 전력 최대, 배터리 전압 최저, 10us/Div)
(a) d2 전압 (50V/Div) (b) S2 전압 (100V/Div)
(c) L1 전류 (20A/Div) (d) L2 전류 (10A/Div)

터리 충·방전을 제어할 수 있으므로 인공위성 전력계에서 많은 장점이 있는 병렬 연결 배터리 모듈 시스템에 사용이 가능하다.

제안된 배터리 충·방전기는 DCM 동작을 하여 소자에 걸리는 첨두 전류가 크므로 고전력 시스템에서는 여러 개의 모듈로서 사용하여야 한다. 또한 L1과 L2로 사용된 트랜스포머의 설계에 따라 효율이 크게 변하므로 이상적인 트랜스포머와 스너버 설계가 필수적이다.

그림 2에서 제시한 배터리 병렬 모듈 시스템이 사용

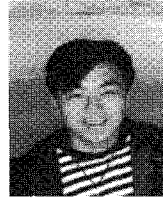
되기 위해서는 제안된 배터리 충·방전기가 전류 제어를 하여야 한다. 배터리 병렬 모듈 시스템의 전류 제어와 제안된 컨버터의 전류 제어 방식에 대해 연구되어야 할 것이다.

이 논문은 인공위성센터의 연구비 지원에 의하여 연구되었음.

참 고 문 헌

- [1] 이기선, 장기영, 조윤제, 조보형, "배터리 병렬 구조 인공위성 전력계 시스템의 에너지 균형 분석", 전력전자학회, 1999, pp. 603-607
- [2] Phuong Huynh, "Analysis and Design of Microprocessor-Controlled Peak-Power Tracking System," VPEC, Thesis, May 1992.
- [3] H.A. Kiehne, Battery Technology Handb Marcel Dekker Inc., 1989
- [4] Daniel M. Sable, "Optimization of Spacecraft Battery Charger/Discharger Systems," VPEC Dissertation, Dec. 17. 1991
- [5] Y.J. Cho, and B.H. Cho, "A Novel Battery Charge-Discharger of Regulated Peak Power System," IECEC, 1999
- [6] P.R.K. Chetty, Satellite Technology and Its Applications, TAB, 2nd edition, 1991
- [7] 조보형, 인공위성 전력계 시스템 설계 및 모델링, 서울대학교 기초전력공동연구소(제 3차 년도 연차보고서), 1997
- [8] 조보형, 인공위성 전력계 시스템 설계 및 모델링(II), 서울대학교 기초전력공동연구소(제 4차 년도 연차보고서), 1998
- [9] 조보형, 인공위성 전력계 시스템 설계 및 모델링(III), 서울대학교 기초전력공동연구소(제 5차 년도 연차보고서), 1999
- [10] Kin E. Shum, "A Low Ripple Bi-directional Battery Charger/Discharger Using Coupled Inductor," VPEC, Thesis, March 1994
- [11] Tom Sizemore, "Design of a Battery Charger For the NASA EOS Space Platform," VPEC, Thesis, July 23. 1991
- [12] Michael F. Piszczor, and Murray S. Hirschbein, "Space Power System Requirements for Future NASA Missions," IECEC, 1995, pp.421-426

저 자 소 개



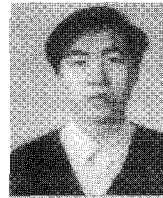
이기선(李基善)

1974년 6월 15일생. 1998년 서울대 전기공학부 졸업. 2000년 동 대학원 전기공학부 졸업(석사). 2000~현재 서울대 기초전력공학공동연구소 연구원.



조윤제(趙琿濟)

1971년 1월 1일생. 1996년 서울대 전기공학부 졸업. 1998년 동 대학원 전기공학부 졸업(석사). 현재 동 대학원 전기공학부 박사과정.



장기영(張基永)

1975년 12월 22일생. 1999년 서울대 전기공학부 졸업. 현재 동 대학원 전기공학부 석사과정.



조보형(趙普衡)

1952년 2월 11일생. Cal Tech(학사·석사). Virginia Tech(박사). 1980년~1982년 TRW 항공우주 연구소. 1985년~1989년 Virginia Tech 조교수. 1989년~1995년 Virginia Tech 부교수. 1995년~현재 서울대 전기공학부 교수. 당 학회 부회장.