

정지궤도위성용 전력제어 조절기의 버스전압 안정화에 관한 연구

최현수\*, 길용만\*, 안태영\*, 유승희\*\*, 우혁제\*\*, 박성우\*\*\*, 구자춘\*\*\*  
 청주대학교\*, 한국항공우주산업\*\*, 한국항공우주연구원\*\*\*

A study on bus voltage stabilization of PCU (Power Control Unit)  
 for GEO (Geosynchronous Earth Orbit) satellite

Hyun-Su Choe\*, Yong-Man Gil\*, Tae-Young Ahn\*, Seung-Hee Yoo\*\*, Hyuk-Jae Woo\*\*, Sung-Woo Pack\*\*, Ja-Chun Koo\*\*\*  
 Cheong-Ju University\*, KAI\*\*, KARI\*\*\*

**Abstract** - 정지궤도 복합위성용 전력조절장치는 위성의 전력버스에 필요한 전력을 조절하고 배터리의 충전과 방전을 제어하고 관리한다. 전력조절장치의 용량은 1kw로 하고 태양 전지의 어레이는 4개의 패널로 구성되며 S3R(Sequential Switching Shunt Regulator)을 이용하여 조절된 버스전압은 완전조절 50Vdc으로 한다. 변환된 전력은 위성부하에 필요한 전력을 분배하는 PDM(Power Distribution Module)에 공급된다. 남은 전력은 BCR(Battery Charge Regulator)를 통해 배터리에 전력을 충전하고 전력이 부족할 때 BDR(Battery Discharge Regulator)를 통해 방전을 하여 버스전압에 전력을 공급한다.

1. 서 론

국내의 통신기기의 발달에 따라 통신위성의 필요성이 증가하고 있는 반면 기술습득과 연구 성과가 부족하기에 본 논문에서는 정지궤도위성용 전력제어 조절기의 전력을 관리하기 위한 알고리즘을 선정하고 적용하여 최적 설계를 통해 위성에 필요한 전력을 보다 효율적으로 관리하는 설계 검증용 전원장치를 제작하고 그 결과에 따른 기술습득과 연구 성과를 통해 시험결과를 보고한다. 정지궤도위성용 전력제어 조절기는 위성의 전력버스에 필요한 전력을 조절하고 배터리의 충전과 방전을 제어하여 관리한다.

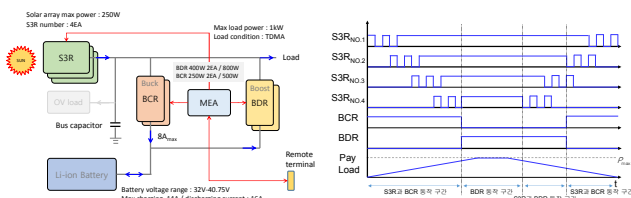
2. 정지궤도위성용 전력제어 조절기 구성

2.1 정지궤도위성용 전력제어 조절기

정지궤도위성용 전력제어 조절기는 PCU(Power Control Unit)라고도 하며 태양광어레이에서 공급되는 전력을 인공위성에서 필요한 부하특성에 맞추어 공급해주는 역할을 하며 S3R(Sequential Switching Shunt Regulator)과 BCR(Battery Charge Regulator) 및 BDR(Battery Discharge Regulator) 그리고 배터리로 구성되어 있다.

PCU는 태양광어레이에서 공급되는 전력을 S3R을 통해 버스전압으로 전력을 변환하여 인공위성에 전력을 공급하고 남은 전력은 BCR을 통해 배터리에 충전을 하게 된다. 상황에 따라 부하에 전력공급이 부족하면 충전되어 있던 배터리의 전력을 BDR을 통해 전력을 변환하여 부하에 공급한다. 이때 부하의 필요 전력이 회복되면 BDR이 동작을 멈추고 BCR이 동작하여 배터리를 충전한다.

그림 1 (a)은 PCU의 각 장치들의 용량과 전력흐름을 나타내었다. 그림 1 (b)에서는 각 장치들의 동작을 ON, OFF로 표현한 것으로 시간에 따라 출력 전력이 변화할 때 각각의 동작 상황을 표현하였다. 그림에서 동작 순서는 BCR이 동작하여 배터리에 전력을 충전하고 부하가 증가하면서 4개의 S3R이 순차적으로 전력을 공급한다. 부하 전력 전달이 부족하면 BCR이 동작을 멈추고 BDR이 동작하여 배터리에 충전되어 있던 전력을 추가로 공급하게 된다. 이후에 부하가 줄어 2개의 S3R만 동작하면 다시 BDR이 동작을 멈추고 BCR을 동작하여 배터리에 전력을 충전하고 S3R이 부하에 전력을 공급을 한다[1].



(a) PCU 전력 전달 (b) PCU 동작 상황  
 <그림 1> PCU 동작환경

2.2 정지궤도위성용 전력제어 조절기 주요 구성

그림 2에서는 PCU가 구성하고 있는 각 장치의 회로 구성 및 배터리의

특성에 대해서 나타내었다. 그림 2 (a)는 S3R의 기본 회로이며 출력전압을 피드백 받아 스위치를 컨트롤 하여 출력전압을 결정한다. 스위칭을 통해 전달되는 전력은 다이오드를 통해 출력 전압에 인가되고 버스 커패시터로 인해 안정화 되어 버스 전력을 공급한다[2].

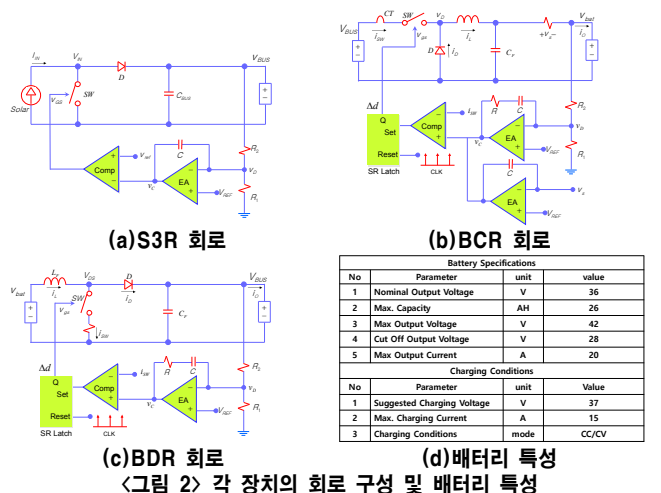
그림 2 (b)는 BCR의 기본 회로이며 회로방식은 벅 컨버터로써 CC/CV모드로 동작된다. BCR은 총 2개로 병렬운전을 하며 이때 두 개의 BCR은 같은 피드백 전압을 받아 동작하여 출력전압과 출력전류가 동일하게 동작하고 스위칭 주파수도 같다. CC모드는 흐르는 전류를 제어하여 일정한 전류를 기준으로 출력을 결정하여 배터리에 충전하고 CV모드일 때에는 출력 전압을 기준으로 배터리에 충전 한다. 식(1)에서는 BCR의 출력전압과 입력전압의 관계식을 나타 내었고 이때  $V_{bat}$ 는 출력전압을 나타내고  $V_{BUS}$ 는 입력전압을 나타내며 D는 시비율을 나타낸다[3].

$$V_{bat} = V_{BUS}D \quad (1)$$

그림 2 (c)는 BDR의 기본 회로이며 회로방식은 부스트 컨버터이다. BDR은 총 2개로 병렬운전을 하며 이때 두 개의 BDR은 같은 피드백 전압을 받아 동작하여 출력전압과 출력전류가 동일하게 동작하며 스위칭 주파수도 같다. 배터리에 전압을 버스전압으로 승압하고 전력을 공급한다. 식(2)에서는 BDR의 출력전압과 입력전압의 관계식을 나타 내었고 이때  $V_{bat}$ 는 입력전압을 나타내고  $V_{BUS}$ 는 출력전압을 나타내며 D는 시비율을 나타낸다[4].

$$V_{BUS} = \frac{V_{bat}}{1-D} \quad (2)$$

그림 2 (d)는 배터리의 주요 스펙이다. 배터리는 상황에 따라 BCR을 통해 CC/CV모드로 충전되고 BDR을 통해 버스전압으로 방전한다. 각 장치의 컨트롤은 출력전력과 입력전력을 기준으로 BCR과 BDR의 보조 전원을 ON/OFF 조절하여 상황에 따라 동작한다.



<그림 2> 각 장치의 회로 구성 및 배터리 특성

3. 정지궤도위성용 전력제어 조절기 실험

3.1 정지궤도위성용 전력제어 조절기 상황별 특성

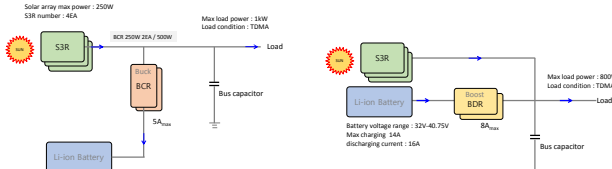
그림 3은 PCU의 동작 상황중 대표적인 2가지의 구성도로 그림 3 (a)은 솔라 어레이의 공급전력이 BCR을 통해 전력을 배터리에 충전하는 상황이다. 그림 3 (b)에서는 솔라 어레이의 전력 공급 부족을 가정하여 배터리 전력을 BDR을 통해 인공위성부하로의 공급 상황을 표현하였다.

그림 4에서는 PCU가 그림 3 (a)와 같은 상황으로 동작될 때 S3R의 입력 전압과 전류 파형과 BCR의 인덕터의 전압과 전류 파형을 나타내었다. 그림 4 (a)에서는 첫 번째 S3R은 스위치가 완전히 턴 오프 동작으로 최대전력이 출력되고 두 번째 S3R은 스위칭하며 출력 되는 것을 볼 수 있다. 그림 4(b)에서는 두 개의 BCR이 병렬로 동작하여 배터리에 충전 될 때 두 개의 BCR에 인덕터와 스위치의 드레인 파형으로 인덕터의 전류가 동일하게 흐르는 것을 볼 수 있고 스위칭 시비율과 주파수 그리고 전압이 동일할 것을 볼 수 있다.<sup>[2][3]</sup>

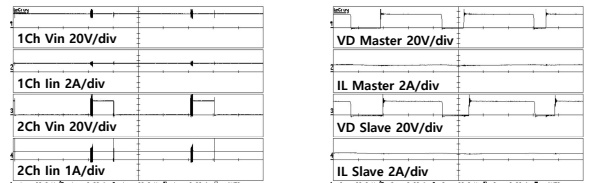
그림 5에서는 PCU가 그림 3(a)와 같은 상황으로 동작될 때 각 장치들의 전력 전달 중요 구간을 시간에 따라 측정하여 그래프로 표현한 그림으로 배터리에 전력이 충전되어 질 때에 변화하는 전력에 따라 S3R과 BCR의 전력 변화를 볼 수 있다.

그림 6에서는 그림 3 (b)와 같은 상황으로 동작 될 때 배터리에 충전되어 있던 전력이 BDR을 통해 전력 변환되어 인공위성 부하에 전력을 공급할 때를 가정하였을 때의 중요 구간 파형을 나타내었다. BDR은 병렬로 동작하여 전력 변환을 하고 이때 BDR의 스위치에 걸리는 전압과 인덕터에 흐르는 전류 파형을 나타내었다. 두 개의 BDR이 같은 주파수로 같은 시비율을 가지고 스위칭을 하여 동작하는 것을 볼 수 있고, 인덕터의 전류도 두 개의 BDR이 동일하게 흐르는 것을 확인할 수 있다.<sup>[4]</sup>

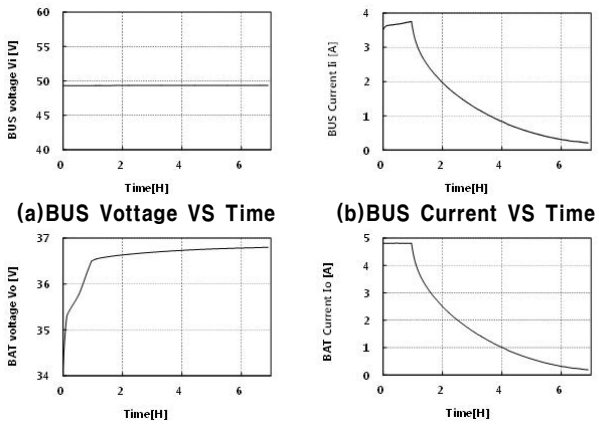
그림 7에서는 그림 3 (b)와 같은 상황으로 동작될 때 각 장치들의 전력 전달 중요 구간을 시간에 따라 측정하여 그래프로 표현한 그림으로 배터리에 충전되어 있던 전력이 방전되어 상황이 달라질 때 BDR이 전력을 변환하여 인공위성부하에 전달하는 것을 확인할 수 있다.



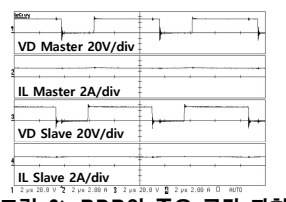
(a)배터리 충전 전력 전달 (b)배터리 방전 전력 전달  
 <그림 3> 상황별 전력 전달 구성도



(a)S3R 스위치 전압 및 전류 (b)BCR 인덕터 전압 및 전류  
 <그림 4> S3R과 BCR의 중요 구간 파형

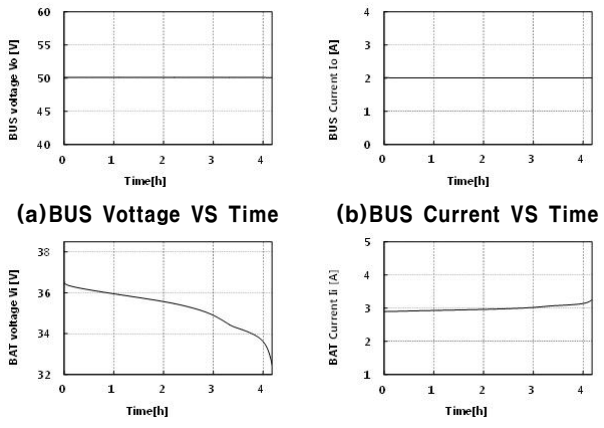


(a)BUS Voltage VS Time (b)BUS Current VS Time  
 (c)BAT Voltage VS Time (d)BAT Current VS Time  
 <그림 5> S3R과 BCR 및 배터리의 전력전달 그래프



<그림 6> BDR의 중요 구간 파형

그림 8에서는 시험용 PCU의 실험 환경 및 시제품사진을 확인할 수 있다. 시험용 PCU는 개별동작으로 S3R과 BCR 및 BDR의 정상상태 동작을 확인 후 결합한 최종 모듈로써 설정된 로직에 따라 동작을 하며 (a)에서는 시험용 PCU의 계측기 시험환경으로 SAS(Solar Array Simulator)를 이용하여 PCU에 전력을 공급하고 전자부하를 이용하여 인공위성에서 사용하는 부하를 대체하였다. 그리고 배터리를 사용하여 상황에 따라 충전 또는 방전 될 수 있도록 하였다. 이때 전력의 흐름을 파워 미터를 이용하여 측정하였고 주요구간 파형은 오실로스코프를 이용해 확인할 수 있었다. (b)에서는 시험용 PCU의 시제품사진을 볼 수 있다.



(a)BUS Voltage VS Time (b)BUS Current VS Time  
 (c)BAT Voltage VS Time (d)BUS Current VS Time  
 <그림 7> BDR과 배터리 및 부하의 전력전달 그래프



(a)시제품 실험 환경 (b)시제품 전시 사진  
 <그림 8> PCU 실험 환경 및 시제품 사진

4. 결 론

본 논문에서는 정지궤도 복합위성에서 필요한 전력을 공급하는 전력 조절장치 PCU(Power Control Unit)의 성능을 최적화 시킬 수 있는 동작모드를 을 제안하고 시험용 PCU를 제작하여 그 결과를 보고 하였다. 특히 세 개의 기능별 모듈이 최적의 동작 상태를 유지할 수 있도록 버스의 전압과 연동되게 제어회로를 구성하여 동작 우선순위를 정하고 필요에 따라 자동적으로 동작하도록 최적 동작 제어 방식을 설계 및 검증 하였다. 제안된 제어 방식의 검증을 위해 몇 가지의 상황에 맞도록 부하 및 입력전력의 변화를 주어 동작확인 결과 적정하게 동작하고 있음을 확인할 수 있었으며, 동작 중 각 모듈의 중요 구간 파형과 전력 흐름 데이터를 확보하여 높은 신뢰성을 요구하는 정지궤도 위성용 전원의 제어방식으로서 적합하다는 것을 밝혔다.

[참 고 문 헌]

[1] Miao Di, Zhang Naitong, "A Novel Multiple-Port Converter for High Power Satellite Platform", 'Mechatronics Sciences, Electric Engineering and Computer (MEC), Proceedings 2013 International Conference', PP 3030-3036, 20-22 Dec 2013  
 [2] Ferdinando Tonicello, Leticia Busto Llabona, "Synchronous Rectified, Single Diode Sequential Shunt Switching Regulator (S3R)", Proc. '9th European Space Power Conference', 6-10 June 2011  
 [3] Roh, Y.-S., Moon, Y.-J., "A Multi-Phase Synchronous Buck Converter with Fully Integrated Current Balancing Scheme", IEEE Trans. Power Electronics, vol. PP, no. 99, Nov 2014  
 [4] H. Carbonnier, A. Fernandez, "Interleaved Boost Converter Used as a Battery Discharge Regulator for Space Applications, Programme 'European Space Power Conference', 15-17 April 2014