

2.5KW급 위성 전력 시스템을 위한 초기 설계

이나영¹, 박성우¹
 항공우주연구원¹

Preliminary Design for 2.5KW Satellite Power System

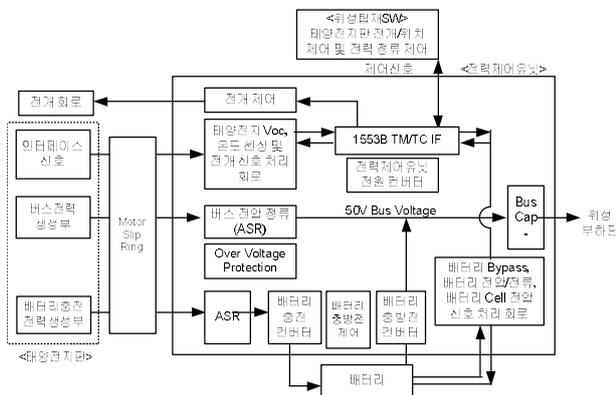
Lee Nayoung, Park Sung-Woo
 Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

위성의 전력 시스템 초기 설계를 위해 고려해야 하는 중요한 설계 요소에는 위성 운용 기간 동안의 전력 소모량 예측 및 전이제도와 운용계도에서의 태양 전지판과 배터리의 운용 개념 설계이다. 이를 토대로 태양 전지판에서 생성되는 전력의 정류 개념과 배터리 충전/방전 토폴로지를 구현해야 한다. 본 논문에서는 2.5KW급 정지계도 위성의 전력 시스템 초기 설계를 위해 고려해야 하는 설계 요소들을 나열하고, 이들에 대한 전반적인 검토 사항을 기술한다.

1. 서론

정지계도위성의 전력 시스템은 태양전지판, 태양전지판 구동모터, 배터리, 전력제어유닛으로 구성된다. 태양전지판과 배터리는 위성 부하단의 전력 예측치를 공급하고 배터리 DOD를 일정 수준으로 유지할 수 있도록 설계된다. 전력제어유닛은 이들 전력원을 50V 위성 전력원으로 정류하는 기능 및 배터리 충전과 방전을 수행하는 컨버터, 과부하 전력 처리 회로, 위성 On-board 컴퓨터와의 통신 인터페이스, 위성 부하단으로 전력 공급 시 과전류 보호 회로 등으로 구성되며, 그림 1은 전력제어유닛의 개괄도를 보여준다.



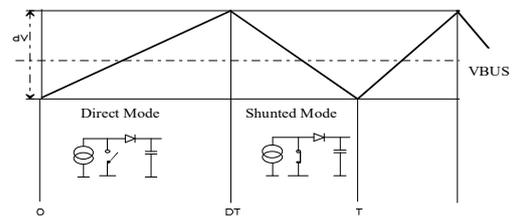
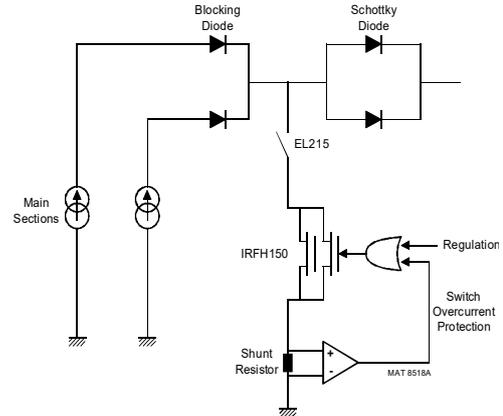
<그림 1. 위성 전력제어유닛의 개괄도>

2. 본문

2.1 절 컨버터 설계

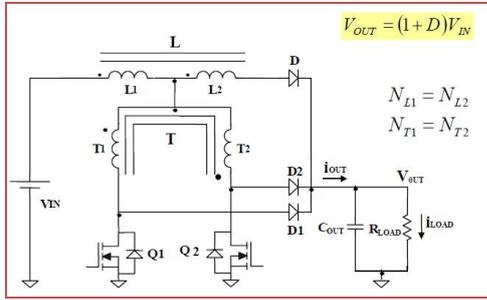
태양 전지판에서 생성되는 전력을 50V 버스 전원으로

사용하기 위한 정류 컨버터는 Sequential Switching Shunt Regulation^[1] (S3R) 기술을 이용한 Arrayed Shunt Regulator (ASR) 방식으로 설계되고, 배터리의 충전과 방전은 non-isolated Weinberg 컨버터 토폴로지^[2]로 설계된다. S3R 방식의 컨버터는 주전력단에 연결된 Shunt 스위치들을 기준전압과 부하단 전압의 차이를 보상하기 위해 제어하는 방식으로서 구성이 간단한 만큼 효율이 높고 고장에 대비하여 보상 신호 검출기와 스위치에 여분을 두어 설계함으로써 안정성이 높은 특징을 가진다. ASR은 과전압으로부터의 버스전원 보호를 위해서도 이용되며, ASR 컨버터의 동작 원리는 그림 2와 같다.

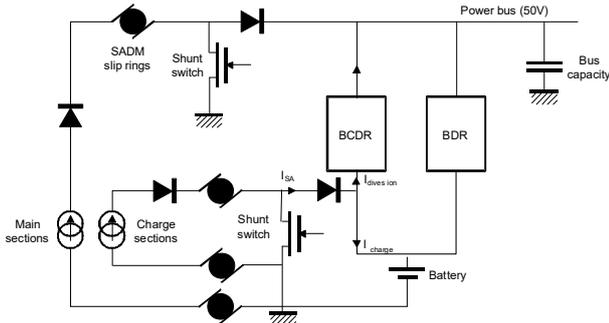


<그림 2. ASR 컨버터 개념도>

배터리 충전방전 컨버터에 이용된 Weinberg 컨버터 토폴로지는 current-fed push pull 토폴로지이며, 개념도는 그림 3과 같다. PWM 주파수가 Buck 컨버터의 2배가 되며, 이에 따라 넓은 밴드에서 구동이 가능하고 인덕터와 버스 capacitor 크기를 줄일 수 있는 장점이 있다. 특히, 그림 4의 “Charge by diversion principle”이라는 개념이 적용되어, 과충전되는 전류는 컨버터를 통해 버스 전력단으로 방전된다. 따라서 별도의 과충전 방지 회로를 설계할 필요가 없도록 하였다.



<그림 3. Weinberg 컨버터 토폴로지>



$I_{charge} = I_{SA\ charge} - I_{diversion}$
 $I_{diversion} = I_{SA\ charge} - I_{charge}$
 <그림 4. "Charge by diversion" principle>

2.2 절 위성 전력 시스템 인터페이스 설계

(1) 위성 컨버터 구동 및 정지 순서 설계

위성 전원 소스는 위성 시험 기간 및 발사, 발사 후 태양전지판 전개 모드에 따라 각각 태양전지판 모사장비/외부전력공급장비, 배터리, 태양전지판 전력소스가 변경된다. 외부전력공급장비로부터 처음 전원을 공급받을 때 위성 전원레귤레이터인 ASR의 초기 구동 hiccup을 방지하기 위해 장비의 공급 전류 및 settling time 설계 시 저전류, 저속 settling time을 배제하고 있다. 외부전력공급장비로부터 전원이 공급되면 전원관리유닛의 통신 채널을 구동하고 배터리 충전 파라미터 설정 값들을 확인하며 전원관리유닛을 초기화시킨다. 발사 준비 시에는 전력 소스가 배터리로 전환되어야 한다. 위성이 배터리로부터 전원을 공급 받는 것을 태양 소스가 없는 야간 모드 (night mode)가 되므로 관련 파라미터 셋팅 및 배터리 충전방전 컨버터를 스위치를 구동하여 외부전력공급장비의 전력 소스에서 배터리로 전력 소스를 전환한다. 발사 후에는 태양 전지판 전개의 결과 ASR이 동작하게 되고, 배터리 충전방전 컨버터는 충전 모드로 동작한다. ASR 시험 기간 중에는 태양전지판 모사장비가 ASR의 전원 소스로 입력된다. 시험 기간 중에는 위성 전원을 공급 및 공급 중지하게 되므로 위성 컨버터의 정지 순서도 설계해야 한다.

(1) 태양전지판 전개 신호 인터페이스

위성의 태양전지판은 접혀져 발사되며, 발사 분리 완료 신호 등에 의해 전개된다. 위성의 중요 전원 소스가 되는 태양 전지판을 확실하게 전개하기 위해 전개 신호 인터페이스의 주 명령 신호와 백업 명령 신호 모두 구동된다. 전지판 전개에는 피로테크닉 구동기가 이용되며 구동기의 제어 신호와 구동 완료 신호 등이 전개 신호 인터페이스를 구성한다.

(2) 태양전지판 신호 인터페이스

정지제도의 특징 상 한반도를 관측하는 임무를 가지는 위성은 적도에 위치하게 되며, 위성의 탑재체가 한반도를 지향할 수 있도록 자세 제어가 되며, 이와 반대 방향의 축에 태양 전지판이 장착 및 운용된다. 태양 전지판에서는 전력 라인 외에도 각종 신호 라인들이 위성 버스 내부 유닛과 연결되어야 한다. 태양광 센서의 Voc (open circuit Voltage)를 측정하기 위한 witness cell의 전압 센싱 라인, Grounding Line, 태양전지판 온도 센싱 라인, 태양 전지판 전개에 관련된 신호들은 태양 전지판 구동 모터의 슬립링을 통해 신호 처리 회로가 구현된 유닛들과 연결된다.

(3) 배터리 신호 인터페이스

배터리 충전방전을 위해 배터리 셀 전압 신호와 배터리 전압/전류 신호들이 온보드컴퓨터의 탑재컴퓨터 와 인터페이스된다. 배터리 전압은 위성 운용의 중요상 주요 센싱 신호 중 하나로서 배터리 전압이 기준전압 이하가 될 경우 위성을 safe-hold 모드로 운용하는 데 이용된다. 따라서 배터리 전압 신호는 각각 다른 센싱 유닛들에서 관측되도록 인터페이스된다. 배터리 내부에는 배터리 셀을 차단하는 bypass 회로가 구현되는 데 이 회로를 제어하기 위한 배터리 각 셀들의 전압을 센싱할 수 있도록 전력제어유닛에 센싱 인터페이스가 구현된다.

3. 결론

본 논문에서는 2.5KW급 정지제도 위성의 전력 시스템 초기 설계를 위해 고려해야 하는 설계 요소들을 나열하고, 이들에 대한 전반적인 검토 사항을 기술하였다.

참고 문헌

- [1] A.Capel, P.Perol. "Comparative performance evaluation between the S4R and the S3R regulated bus topologies". IEEE PESC Conf. 2001, pp. 1963-1969.
- [2] A.K. Weinberg; P. Rueda Boldo, "A High Power, High Frequency, DC to DC Converter for Space Applications". Power Electronics Specialists Conference, 1992. PESC '92 Record., 23rd Annual IEEE, Pages:1140 - 1147 vol.2