

특 집

글로벌스타의 전력시스템 (Electrical Power System for Globalstar)

조 세 형 · 흥 성 수
(현대전자산업 위성사업단)

1. 서 론

사용자 휴대 단말기를 통한 음성과 데이터 전송 및 위치 결정 같은 이동 통신, 고정 위치 통신 서비스를 제공하게 될 글로벌스타 시스템은 고도 1400 km에서 52° 기울기의 저 궤도 위성 48기를 이용한 것이다.

다수의 통신 위성으로 이루어져 있는 이러한 상업용 위성에서는 위성체 비용을 최소화 하는 최적의 설계가 요구되어진다. 이러한 기본적인 요구에 의해 최대 전력 추적율 (Peak Power Tracking) 이용한 비 조절 버스 시스템이

(Unregulated Bus System) 선택 되었다. 이 시스템은 태양 전지의 전력 공급 능력을 초과하는 부하의 최대 전력 수요에도 부합된다.

본 논문에서는 간략하게 글로벌스타 전력계의 구성 및 최대 전력 추적기에 관하여 설명하기로 한다.

2. 시스템의 구성

글로벌스타 전력계의 구성도를 그림 1에 나타낸다.

- 두 개의 날개에 각각 네 개의 판으로 구성된 태양전지판

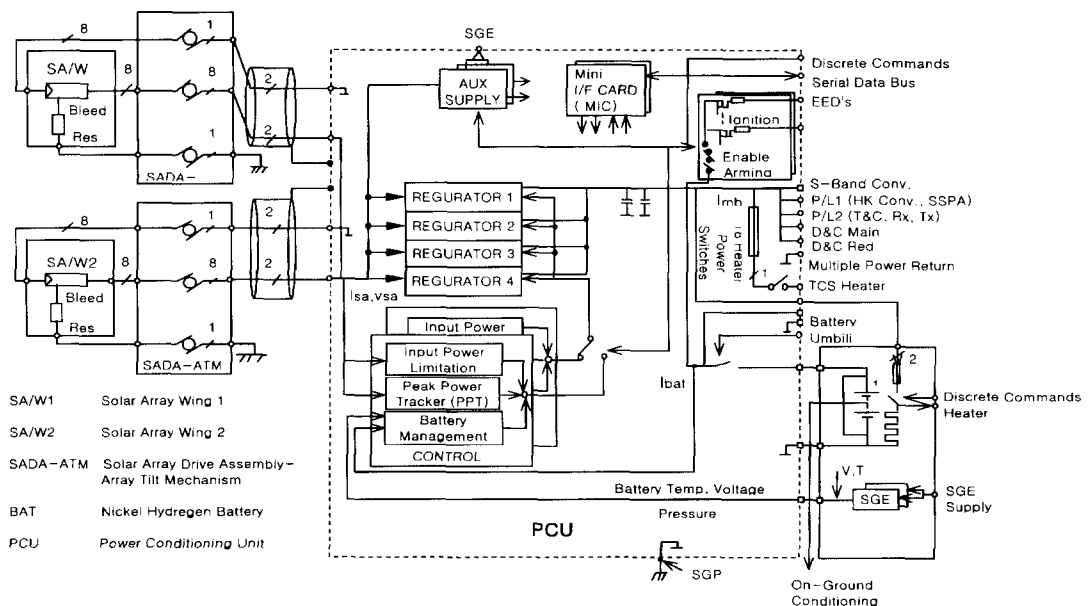


그림 1 글로벌스타 전력 시스템 구성도

은 태양 전지판 구동 장치와 (SADA)와 위성의 Yaw 축 제어에 의해 태양광의 조사 각도가 조절된다.

- 전력 제어부의 (Power Control Unit) 주요 기능은:
 - 태양 전지판 전력을 주 버스에 전달하는 전압강하 (Step-down Converter)
 - 버스 필터
 - 제어부
 - 파이로 회로부(Pyro Electronics)
 - 텔레메트리/명령 인터페이스
- 14개 셀들로(Cell) 구성된 64Ah의 배터리

3. 태양 전지판

글로벌스타 태양 전지판의 성능은 그림 2와 같다.

그림 2는 Begin of Life(BOL)와 End of Life(EOL) 사이에 많은 성능 저하가 이루어 짐을 보여 준다. 또한 식현상에서(Eclipse) 태양광으로 나온 직 후에 태양 전지판이 차가울 경우에 태양 전지판의 전력 공급 능력이 커짐을 보여 주고 있다.

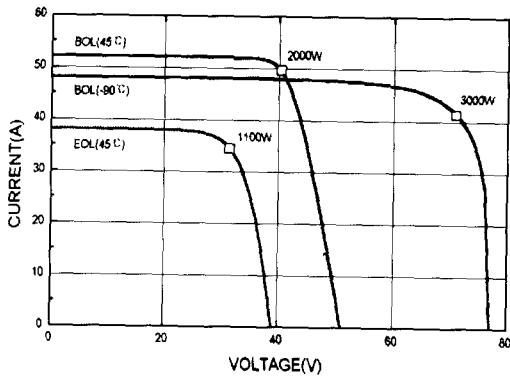


그림 2 태양 전지판의 성능 곡선

4. 전력 제어부(PCU)

그림 1에 보인 PCU의 상세 설명은 다음과 같다.

4.1 전력 조절기(Power Regulator)

태양 전지판과 배터리와의 사이에서 태양 전지판의 전력을 제어하는 전력 조절기는 각각 500W씩을 제공하는 네 개의 모듈로 구성되어 있으며 4-for-3 여분 시스템이다(Redundant System).

각각의 Module은 그림 3에 나타나 있듯이 출력 필터 인덕터와 초크의 역할을 동시에 하면서 낮은 리플의 장점을 갖고 있는 2-초크 강하 방식이다. 이렇게 단순화된 입력 필터의 설

계는 EMI를 줄여 준다.

조절기의 스위칭 주파수는 50 kHz이며 두 개의 모듈은 입력 및 출력에서 전류 리플을 줄이기 위해 역상으로 동작된다. 효율은 95~97% 정도이다.

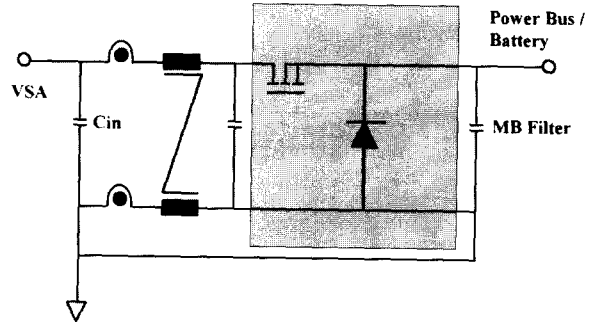


그림 3 2-초크 강하 방식의 전력 조절기

4.2 제어 모듈

Control Module 각각 다른 다음의 세가지 기능을 갖는 제어 회로로 이루어져 있다.

- 배터리 충전 제어 회로
- 입력 전력 및 전압 제한 회로
- 최대 전력 추적 회로

4.2.1 배터리 충전 제어 회로

배터리 충전 제어 회로는 두 가지 모드에서 동작된다. 식현상 후에 배터리가 원하는 충전 중지 전압에 이를 때까지 태양 전지판의 최대 출력 전력을 이용하여 충전하는 모드와 트리클(Trickle) 충전 모드이다.

충전 방식은 배터리 온도와 충전 중지 전압을 이용하는 V/T 방식이다. 배터리가 원하는 방식 충전 중지 전압에 이르렀을 때, 충전 회로는 최대 충전으로부터 트리클 충전으로 바뀐다.

한 개의 배터리 셀이 단락되었을 경우나 배터리 파라미터의 변화를 보상하기 위하여 16종류의 충전 중지 전압이 적용되며 0.21V의 스텝을 갖는다.

배터리 충전상태를 측정, 평가하기 위해 배터리 표면에 스트레인 게이지가(Strain Gauge) 붙어 있다.

4.2.2 입력 전력 및 전압 제한 회로

그림 2에 나타난 것처럼 BOL에서 태양 전지판은 EO 전력의 거의 세 배를 발생시키고 있다. 이는 두 가지 문제점을 야기시키는데 우선은 전력 조절기의 전력 용량을 초과하고 또한 태양 전지의 동작 전압이 75V로 상승함으로 인해 고 내압의 EEE 부품을 사용해야만 한다. 따라서 그림 4와 같이 전력 과 전압 제한이 구현되었다. 고정 전력 하이퍼볼릭 커브는 선

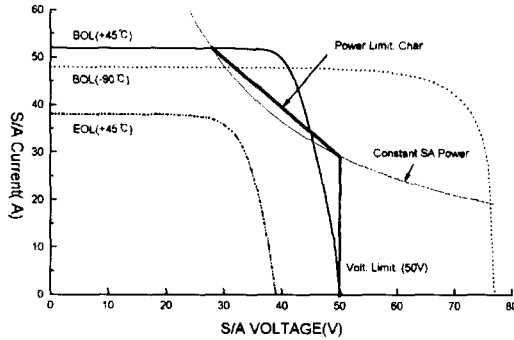


그림 4 입력 전력 및 전압 제한 특성

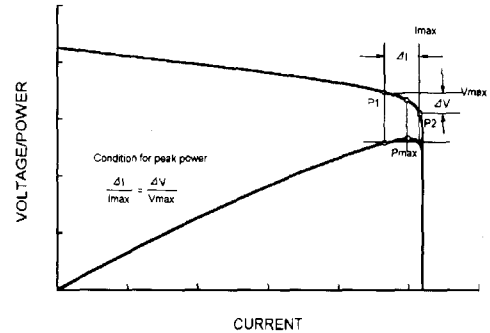


그림 5 최대 전력 추적기의 동작모드

형화 되었으며, 입력 전압은 50V에서 제한된다. 입력 전력 제한 회로가 동작하면, 조절기는 태양 전지 전압을 작게 하는 쪽으로 동작되며 임피던스가 높은 쪽으로 제어된다.

4.2.3 최대 전력 추적 회로

시스템의 효율과 가격적인 면에서의 최적화를 위해 글로발스타 전력계는 최대 전력 추적 방식을 채택하였다. 특히, 이러한 방식은 태양 전지판의 출력 전력이 부하의 전력 요구를 모두 수용할 수 없어서 배터리가 방전 전력이 필요할 때 효과적인 방식이다.

최대 전력 추적 알고리즘은 태양 전지의 동작 전압과 전류를 측정하여 그 곱으로부터 직접 전력을 알아내는 방식⁽¹⁾, 태양 전지의 개방 전압과 최대 전력 발생 전압이 거의 일정함을 이용하는 방식,⁽²⁾ 태양 전지의 최대전력 발생 지점에서 동 임피던스(Dynamic Impedance)와 정 임피던스(Static Impedance)가 같음을 이용하는 임피던스 비교 방식⁽³⁾ 등이 있다.

글로벌스타에서는 기본적으로 임피던스 비교 방식을 사용하고 있으나, 기존의 방식과는 달리 직접적으로 동 임피던스를 측정하지 않고 식 (1)과 같은 관계식을 이용함으로써 동 임피던스를 측정하기 위한 복잡한 부가 회로가 피하고 매우 간단한 방식으로 이를 구현하였다.

$$\frac{V}{I} = \frac{dV}{dI} \rightarrow \frac{dI}{I} = \frac{dV}{V} \quad (1)$$

식 (1)은 최대 전력 지점이 태양 전지가, 전압의 상대적인 변화량이 전류의 상대적인 변화량과 같은 영역에서 동작될 때 얻어진다는 것을 보여준다.

그림 5와 6은 동작 모드와 추적기의 회로를 나타내고 있다. PI에서 Sample & Hold(S/H) 회로 1이 $V_{max} - \Delta V$ 를 저장하고, 태양 전지의 부하를 증가시키기 위해 적분기의 제어 전압 $V_{control}$ 이 상승한다. 따라서, 태양 전지 전압은 저장된

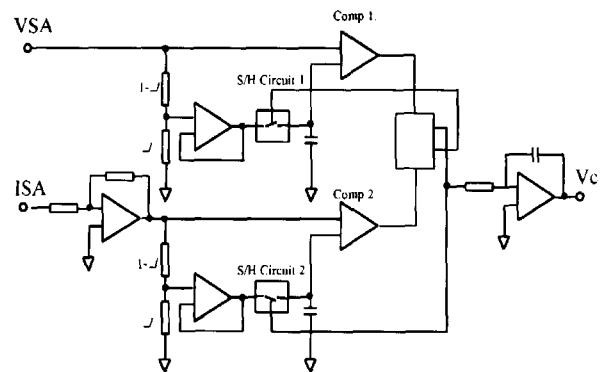


그림 6 최대 전력 추적기의 기본 회로도

$V_{max} - \Delta V$ 와 같아질 때까지 낮아진다. 이때, P2에서, Comp.1은 반대편에 있는 플립플롭을 세트시키고, Sample & Hold(S/H) 회로 2는 전류 신호 $I_{max} - \Delta I$ 를 저장하며, Comp.2는 다시 다른 편에 플립플롭을 세트시키고, Integrator의 출력 제어전압은 줄어든다. 따라서 P1까지 태양 전지 전압이 증가하여, 다시 동일한 사이클이 시작된다.

그림 7은 태양 전지 전압과 전류의 곱에 의해 전력을 나타낸 것이다. 이것은 추적기의 동작이 완벽하게 최대 전력 지점에서 이뤄짐을 나타낸다. $V\Delta$ 와 V_{max} 그리고 ΔI 와 I_{max} 의



그림 7 최대 전력 추적기의 파형

비는 저항 분류기에 의해 조정되고, 실제 동작점의 약 3%가 발전 진폭으로 결정된다. 추적 주기는 500 Hz로 결정되었다.

5. 결론

글로벌스타 전력계의 주요 성능 특성은 다음과 같다.

- EOL 태양 전지판 전력 1100W
- PCU 전력 처리 능력 1500W min.
- 버스 전압 범위 14V to 23V
- PCU 무게 9Kg

글로벌스타 전력계는 시스템의 효율과 가격적인 면에서의 최적화를 위해 최대 전력 추적 방식을 채택하였다. 최대 전력 추적 알고리즘으로는 임피던스 비교 방식이나, 동 임피던스 측정을 위한 복잡한 회로를 피하고 매우 간단한 회로로 이를 구현하였다.

참고문헌

- [1] Clement A. Bernard, Jr., "A Second Generation (High-Speed) Maximum Power Tracker for Space Application", RCA Tech. Report, 1968.
- [2] 조 보 형, "다목적 실용 위성 전력 조절기 해석 및 모델링", 현대 우주항공(주)-서울대학교 기초 전력 연구소 (3차년도 연차 보고서), 1997.
- [3] D.K.Decker, "Methods for Utilizing Maximum Power from a Solar Array", JPL Quarterly Tech. Review, 1972.

〈 저 자 소 개 〉



조 세 형(趙世衡)

1968년 1월 25일생. 1994년 아주대학교 공과대학 전자공학과 졸업. 1994년 현대전자산업(주) 입사. 현재 현대전자산업 위성사업단 위성연구소 근무. 관심분야는 전력컨버터, 우주용 전력 시스템 설계 및 해석 등임.



홍 성 수(洪成洙)

1961년 1월 25일생. 1984년 서울대학교 전기공학과 졸업. 1986년 한국과학기술원 졸업(석사). 1993년 동 대학원 졸업(공학박). 현재 현대전자산업 위성사업단 위성연구소 근무. 관심분야는 전력컨버터, 모터 구동회로 설계 및 제어이론, 마이크로 프로세서 응용, 우주용 전력시스템 설계 및 해석 등임.

이크로 프로세서 응용, 우주용 전력시스템 설계 및 해석 등임.