

# 마이크로 프로세서를 이용한 위성용 전력 시스템 제어에 관한 연구

김희준, 김영태, 김인기\*  
H. J. Kim, Y. T. Kim, I. G. Kim

## A Study on the Space Power System using Micro-Processor

한양대학교 전기공학과  
Han Yang Univ. Electrical Eng.

### Abstract

There are increasing demands for the Space Power System to get more useful performance. These demands are high-efficiency, high-reliability, light-weight, small-size, and the system's flexibility which can shorten the development time. These demands can be achieved when we make the use of  $\mu$ -Processor.

This paper, therefore, shows an analysis and experimental results for the Space Power System with MC 68000, Motorola's 16 bits MPU, to find the system's characteristics.

### 1. 서론

최근 우주 시대 및 정보화 시대에 부응하여 인공 위성 개발에 대한 연구가 증대되고 있으며, 특히 인공 위성의 전력 시스템에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다. 미래 위성용 전력 시스템은 그 이용이 다양해짐에 따라 대전력, 모듈화를 통한 높은 신뢰도, 소형, 경량화 및 저전력화, 전력 시스템 설계의 유연성으로 인한 개발 기간의 단축등이 요구된다. 이러한 요구들의 접근 방법으로 마이크로 프로세서를 이용한 제어 방식이 연구되고 있다.

위성용 전력 시스템의 주 에너지원은 태양이며 이러한 태양 에너지의 이용에는 Solar Array 가 사용된다. Solar Array 의 출력은 조정되지 않은 전기 에너지이므로 효율적인 활용을 위해서는 Regulator 에 의한 출력 조절이 필요하다. 이러한 Regulator 방식에는 마이크로 프로세서를 이용한 DSR (Digital Shunt Regulator) 방식이 있으며 DSR 은 다른 방식들과는 달리 요구되는 전력에 비례해서 크기, 무게, 부피등이 증가하지 않기 때문에 대전력 시스템에 유용하다.

위성용 전력 시스템에는 부하의 최대 전력 요구나 eclipse /night /shadow 를 대비한 축전지의 사용이 요구된다. 축전지는 sunlight 기간동안 충전되고 부하의 최대 전력 요구나 eclipse /night /shadow 기간동안 방전되며 과충전이나 부족 충전을 위한 보호 회로도 사용된다. [1]

본 논문에서는 충전용 레귤레이터로 Buck Type Converter 를 사용하였으며 방전용 레귤레이터로 Boost Type Converter 를 사용하였다. 이러한 충전용 레귤레이터 및 DSR 의 제어 시스템으로 모토롤라사의 16 bit 마이크로 프로세서 (MC 68000) 를 사용한 제어 시스템을 제안하였으며 시스템 해석 및 실험을 통하여 시스템 특성을 파악 하였다.

### 2. 위성용 전력 시스템의 구조

그림 1. 은 위성용 전력 시스템의 구성도이다.

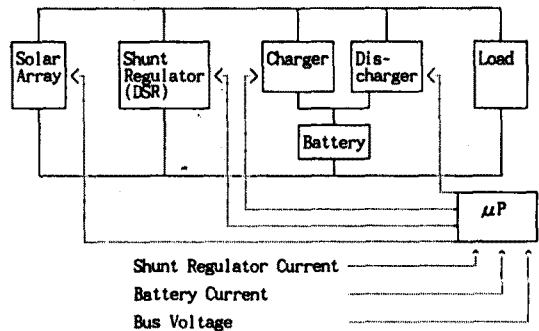


그림 1. 위성용 전력 시스템의 구성도

위성용 전력 시스템의 동작 모드는 다음과 같다. 위성이 Sunlight 기간 동안 정상 동작하는 경우 버스 전압은 계속적인 DSR의 Solar Array 출력 제어에 의해 일정치를 유지하게 된다. 이 모드를 DSR 모드라 한다.

위성이 eclipse/ night/ shadow 기간에 있을 때나 부하가 최대 전력을 요구할 때는 축전지로부터 저장 전력을 얻기 위해 방전용 레귤레이터가 동작하며 방전용 레귤레이터가 버스 전압을 일정하게 유지시킨다. 이 모드를 방전 모드라 한다.

위성이 다시 Sunlight 기간으로 빠져 나온 후에는 Solar Array 의 출력 전력이 다시 유용하게 되며 방전된 축전지를 충전 시키기 위해 충전용 레귤레이터가 동작한다. 버스 전압은 충전용 레귤레이터에 의해 일정하게 유지된다. 이 모드를 충전 모드라 한다.

충전 전력이 최대 제한치에 이른 후 버스 전압은 다시 DSR 모드 동작에 의해 일정치를 유지한다.

### 3. Solar array 및 DSR 시스템

그림 2. 는 태양 전지 동가 모델과 출력 특성을 나타낸다.

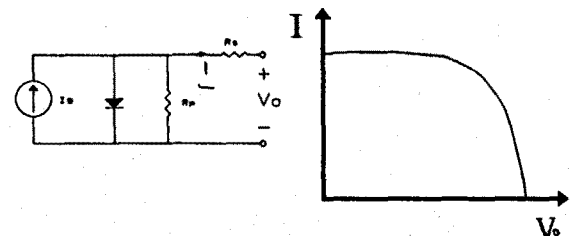


그림 2. 태양 전지 동가 모델과 출력 특성

태양 전지의 전압과 전류의 관계는 식 (1)과 같다.

$$i_o = i_g - i_s \exp(K_o \cdot V_d) - V_d / R_p \quad (1)$$

여기서

$$V_d = \left( \frac{V_o}{n_s} + i_o \cdot R_s \right)$$

$$K_o = \frac{q}{a \cdot K \cdot T}$$

- $V_o$  : 출력전압     $V_d$  : 다이오드전압     $K$  : Boltzman's 상수  
 $i_o$  : 출력전류     $n_s$  : 직렬전지수     $a$  : 경험적 상수  
 $i_g$  : 빛에 의한 발생 전류     $R_s$  : 전지와 연결부의 저항  
 $i_s$  : 전지의 역포화 전류     $R_p$  : 전지의 누설 저항  
 $T$  : 절대 온도     $q$  : 전하량

태양 전지는 작은 모듈의 조합으로 사용하며 필요한 전압 레벨을 얻기 위해서는 모듈을 직렬로 연결하고, 필요한 전류 레벨을 얻기 위해서는 모듈을 병렬로 연결한다.

버스 전압의 일정 유지는 shunt regulator 가 (feedback 되어지는) 버스 전압 변화에 따라 shunt 전류 ( $I_{shunt}$ ) 를 조절함으로써 이루어진다. 이때  $\mu$ -Processor 는  $I_{shunt}$  를 감시하여 태양 전지 모듈을 적절히 on/off 시켜 줌으로써  $I_{shunt}$  를 일정 범위 안으로 제한한다. [2]

그림 3.는 마이크로프로세서를 사용한 DSR 시스템의 구성도이며, 그림 4.는 시스템의 소신호 등가 모델이다.

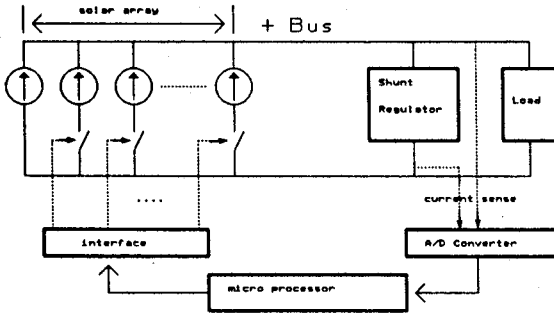


그림 3. DSR 시스템 구성도

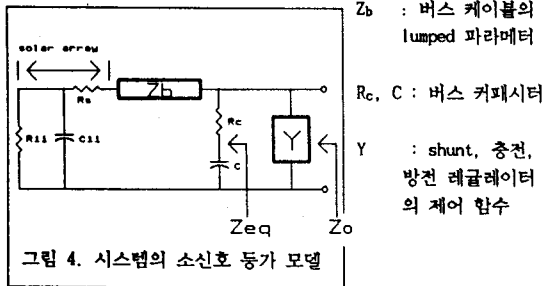


그림 4. 시스템의 소신호 등가 모델

- $Z_b$  : 버스 케이블의 lumped 파라미터  
 $R_c, C$  : 버스 커패시터  
 $Y$  : shunt, 충전, 방전 레귤레이터의 제어 함수

shunt 레귤레이터의 제어 함수  $Y$  는 제어기의 DC 이득으로 표시된다.  $Y_m$  의 DC 이득을 갖는 비례 제어기에서  $Y$  는 식 (2)와 같다.

$$Y = \frac{Y_m}{1 + s/w_c} \quad (2)$$

#### 4. 충전전 시스템

충전전 시스템은 재충전 배터리와 충전용 레귤레이터인 buck-type converter 방전용 레귤레이터인 boost-type converter 로 구성되며 그림 5.는 충전전 시스템의 구성도이다.

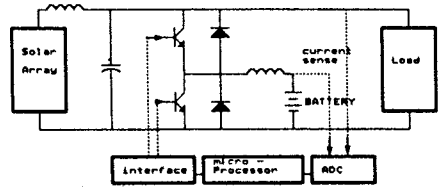


그림 5. 충전전 시스템 구성도

#### 4-1 배터리 모델

위성용 전력 시스템에서는 Ni-H<sub>2</sub> 재충전 배터리를 사용한다. 그림 6.는 배터리 모델을 나타낸다. [3]

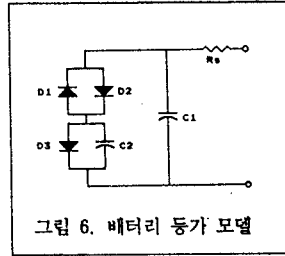


그림 6. 배터리의 등가 모델

저항  $R_b$  는 전류에 비례하는 순간적인 전압 강하이며,  $C_1$  은 전극과 전해액 접촉면 양층에 축전된 전하이고 다이오드  $D_1$  과  $D_2$  는 배터리 전류의 로그값에 비례하는 전지 활성화 전위이며  $C_2$  는 실제 배터리에 저장되는 에너지를 표시한다.

#### 4-2 배터리 충전전 모델

그림 7.은 배터리 충전전 시스템의 소신호 모델을 나타낸다.

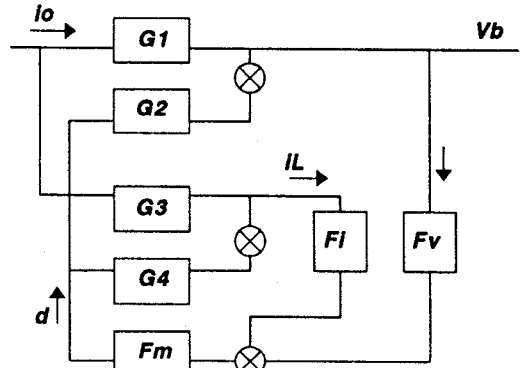


그림 7. 충전전 시스템의 소신호 모델

충전 시스템에는 두가지 모드가 있다. 축전지가 크게 부하에 공급되고 남은 잔여 버스 전류를 모두 수용할 수 있는 Voltage regulate 모드와 축전지가 어느 정도 이상 충전되어 잔여 버스 전류를 모두 수용할 수 없는 Current regulate 모드이다.

Voltage regulate 모드에서 충전 시스템은 버스 전압을 귀환시켜 버스 전압을 일정하게 유지한다. 이 모드에서 충전 시스템은 DSR 시스템의 역할까지 수행한다.

Current regulate 모드에서 충전 시스템은 축전지 전류를 귀환시켜 축전지 전류를 일정하게 유지하고, 버스 전압 제어에는 관여하지 않는다. 이 모드에서는 충전 시스템과 DSR 시스템이 함께 동작한다.

그림 5.에서 나타낸 충전용 레귤레이터의 제어 함수  $Y$  는 식 (3)과 같다 [4]

$$Y = \frac{1 + F_m \cdot F_v \cdot G_2}{G_1} \quad (3)$$

여기서 PWM 이득 및 전압 보상 이득  $F_m, F_v$  는 각각 식 (4)(5)

와 같다.

$$F_m = \frac{1}{V_p} \quad (V_p : \text{PWM 삼각파 크기}) \quad (4)$$

$$F_v = \frac{w_m \cdot (1 + s/w_{z1}) (1 + s/w_{z2})}{s \cdot (1 + s/w_p)} \quad (5)$$

방전용 레귤레이터는 2개의 궤환 루프 (전압 궤환 루프, 전류 궤환 루프) 를 갖는다.

그림 5.에서 나타난 방전용 레귤레이터의 제어 함수 Y 는 식 (6) 과 같다.

$$Y = \frac{1 + F_m \cdot F_i \cdot G_4 + F_m \cdot G_2 \cdot F_v}{G_1 + F_m \cdot F_i \cdot G_1 \cdot G_4 - F_m \cdot G_2 \cdot F_i \cdot G_3} \quad (6)$$

여기서 버스 전압 궤환 이득  $F_v$  는 식 (7) 과 같다.

$$F_v = \frac{w_n (1 + s/w_z)}{s (1 + s/w_p)} \quad (7)$$

## 5. 실험 결과

실제의 태양전지 특성을 간단히 근사시킨 Simulator 를 구성하여 실험을 진행하였다.

그림 5.1 은 실험에서 사용한 Solar Array - Simulator 들의 출력 특성이다.

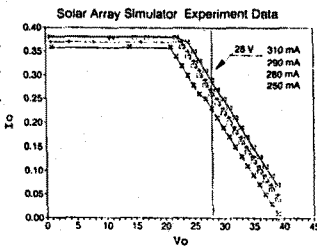


그림 5.1 Solar Array Simulator 의 출력 특성 (4개)

다음의 실험 파형은 DSR 모드일때 부하 전류 변동에 따른 버스 전압 변화를 나타낸다. Digital Shunt Regulator 는 부하 전류 변동에 상관 없이 버스 전압을 일정하게 유지시킨다.

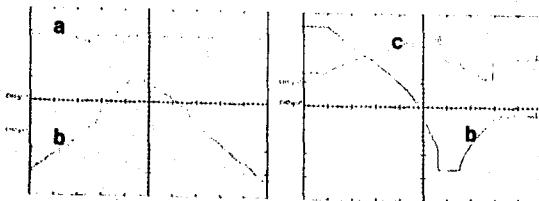


그림 5.2  $I_{Load} - V_{bus}$

그림 5.3  $I_{Load} - I_{shunt}$

Sunlight 기간중 축전지가 충분히 충전될 때까지는 충전 시스템이 버스 전압 유지를 맡는다. 다음의 실험 파형은 이 기간 동안 부하 전류를 변동시켰을때 버스 전압과 축전지로 흐르는 충전 전류의 변화를 나타낸다.

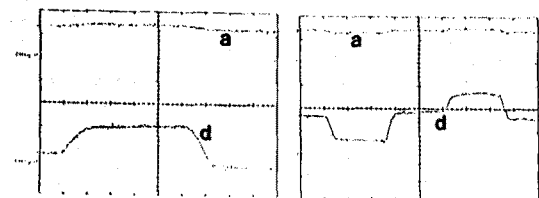


그림 5.4 충전 모드에서 부하 전류가 변할때의 d충전 전류와 버스 전압 a

밤 기간과 식 (eclipse) 기간 동안에는 solar array 대신 축전지에 저장되었던 에너지가 부하에 공급된다. 다음은 이 상태에서의 실험 파형이며 방전 시스템 역시 부하 전류의 변동에 상관 없이 버스 전압을 일정하게 유지함을 볼 수 있다.

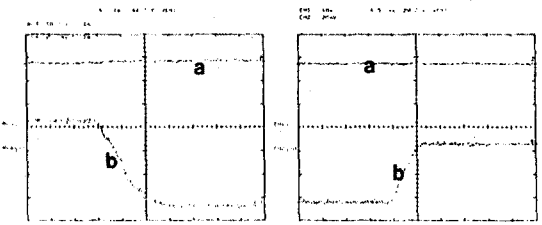
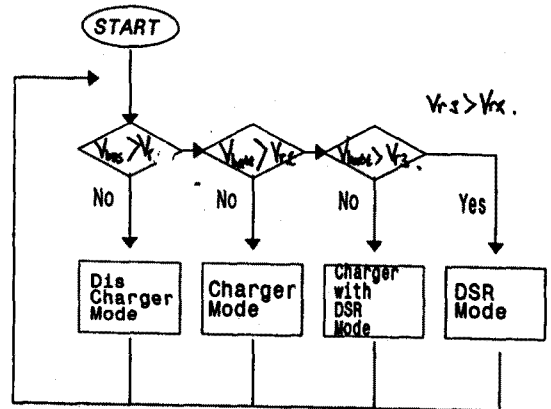


그림 5.5 방전 모드에서의 부하 전류 b와 버스 전압 a 파형

전체 시스템의 운전에는 Motorola 사의 68000 MPU 를 사용하였다. 다음은 마이크로 프로세서의 동작을 나타내는 순서도이다.



## 6. 결론

이상으로 마이크로 프로세서를 이용한 인공 위성용 전력 시스템의 전체적인 실험 결과를 보였다. 마이크로 프로세서의 사용으로 손쉽게 시스템을 구현시킬 수 있었으며, 실험 결과 본 시스템이 각각의 모드에서 안정된 운전 특성을 보임을 알 수 있었다. 이번 실험은 실제 위성용 전력 시스템과 많은 차이가 나는 작은 용량에서 진행하였으나, 앞으로 실제 용량에 부합하는 실험을 통해 위성용 전력 시스템의 구현에 관한 연구를 계속할 것이다.

## 7. 참고 문헌

- 1) P.R.K. Chetty  
"Spacecraft Power Systems Some New Techniques for Performance Improvement"  
Indian Institute of Science, India, 1978
- 2) 小長井 誠  
"태양전지 개발의 최신 동향"  
東京工學大學 工學部, 日本
- 3) J.R.Lee, S.J.Kim, B.H.Cho and F.C.Lee  
"Computer Aided Modeling and Analysis of Power Processing System (CAMAPPS) -Phase II"  
Final Report prepared for NASA / Goddard Space Flight Center V.P.I. and S.U. 1989
- 4) S.J.Kim, B.H.Cho  
"Analysis of spacecraft battery charger systems"  
Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, 1990