

論文96-33B-3-23

인공위성용 전력시스템 시뮬레이터 개발

(A development of simulator for satellite power system)

金永泰*, 金熙峻*

(Young Tae Kim and Hee Jun Kim)

요 약

통신용 인공위성의 전력시스템으로 채용되는 DET(Direct Energy Transfer) 방식의 전력시스템은 태양전지, 축전지, 분류레귤레이터 및 충전전기 그리고 전력제어를 위한 전력제어부로 구성된다. 본 논문에서는 인공위성용 전력시스템의 지상실험을 위한 DET 방식의 시뮬레이터 개발에 관해 논하였다. 개발된 시뮬레이터는 충전전기로서 강압형 및 승압형 DC-DC 컨버터를 이용하고 전력제어부에 마이크로 프로세서를 이용함으로써 소형·경량화의 특징은 물론 시스템 동작 알고리즘 개발에 있어서 융통성이란 면에서 큰 잇점을 갖는다. 출력정격이 28V, 400W인 전력시스템 시뮬레이터를 제작하였으며, 실험을 통해 분류모드, 충전모드, 방전모드 각각의 동작을 확인하고, 전력제어부의 제어를 통한 모드전환이 안정하게 이루어짐을 확인하였다.

Abstract

The space power system for communication satellite which employs the Direct Energy Transfer(DET) method consists of solar array, battery, shunt regulator, charger/discharger and power control unit(PCU). In this paper, the development of the DET power system simulator for earth test is discussed. A Simple buck/boost DC-DC converter is used for the charger/discharger unit and a microprocessor based PCU is developed for simplicity and flexibility in the modification of control algorithm. A 28V bus voltage, 400W power rating power simulator is built and tested to verify the operation of the simulator at each mode and the stability of mode transition is analyzed.

I. 서 론

최근, 우주개발 및 정보 통신의 발달에 따라 대용량의 인공위성 개발에 대한 관심은 날로 증가하고 있으며, 인공위성에 있어서 필요전력을 공급하여 주는 가장 기본적인 부분인 전력시스템 개발에 대한 연구 역시 활발히 진행되고 있다.

인공위성의 전력시스템은 인공위성의 응용분야에 따

라 여러가지 형태로 구성되나 통신위성과 같은 고궤도 위성에서는 전력원과 부하 사이에 병렬로 분류레귤레이터를 사용하여 항상 일정한 전압을 부하에 공급하는 직접 에너지 전달 (DET : Direct Energy Transfer) 방식의 전력시스템이 사용되며, 지구관측위성이나 과학위성과 같은 저궤도 위성에서는 전력원과 부하 사이에 직렬로 직렬컨버터를 사용하여 전력원으로 부터 항상 최대 전력을 얻어내는 최대 전력 추종 (MPPT : Maximum Peak Power Tracking) 방식의 전력시스템이 사용되고 있다. 이러한 전력시스템은 먼저 시뮬레이터를 이용한 지상실험을 통하여 충분한 검토 후에 개발되어지며 최근, 대용량화의 필요성과 더불어 고효율,

* 正會員, 漢陽大學校 電氣工學科 電力電子制御 研究室
(Power Electronics Control Lab. Dept. of Electrical Engineering Hanyang University)
接受日字: 1996年1月10日, 수정완료일: 1996年2月14日

소형·경량화, 가격절감, 개발기간의 단축 및 개발의 융통성등이 요구되고 있다^{[1][2][3][4]}.

본 논문에서는 통신용 인공위성에 채용되고 있는 직접 에너지전달(DET)방식의 전력시스템에 있어서, 지상실험을 위한 시뮬레이터의 개발에 관해 논하였다. 개발에 있어서, 전력의 안정적 공급을 위한 충방전기 부분은 기존의 선형 제어방식의 회로에 비해 효율 및 크기면에서 유리한 스위칭 방식의 강압형 및 승압형 DC-DC 컨버터를 이용하였고, 시스템에서 각각의 동작모드와 모드전환의 제어를 담당하는 전력제어부(Power Control Unit : PCU)는 기존의 아날로그 방식에 비해 동작 알고리즘 개발의 융통성 및 개발기간 단축등의 면에서 유리한 마이크로 프로세서를 이용하였다. 또한, 전력제어부에는 모니터링 기능을 부가하여 각 모드의 동작상태, 모드의 전환, 버스 및 배터리의 전압, 전류등을 모니터링함으로써 시뮬레이터 전체의 동작 상태를 손쉽게 점검할 수 있도록 하였다.

개발된 시뮬레이터의 전기적 출력정격은 28V, 400W이며, 실험을 통하여 분류모드, 충전모드, 방전모드의 세가지 모드 각각의 안정한 동작상태를 확인하였고, 인공위성의 환경조건에 대응하여 위의 세가지 동작모드간의 모드전환이 안정하게 이루어짐을 확인할 수 있었다.

II. 인공위성용 전력 시스템의 구성 및 기본동작

1. 전력시스템의 구성

그림 1은 통신용 인공위성에 많이 이용되는 직접 에너지 전달(DET) 방식의 전력시스템 구성도를 나타낸다.

전력시스템은 그림 1에 나타낸 것과 같이 크게 태양전지군(Solar Array), 전력조정장치(분류레귤레이터, 충전기, 방전기, 배터리), 전력제어부(Power Control Unit : PCU), 부하로서 구성된다.

태양전지군은 인공위성용 전력시스템의 전력원으로서의 역할을 담당하며, 태양전지들의 직·병렬 조합으로 이루어진다. 전력조정장치는 전력제어부에 의해 조절되며 태양전지군에 의해 발생된 전력을 적절히 조절, 저장, 분배 하는 역할을 담당한다. 이러한 전력시스템의 각 구성 요소들은 인공위성이 처해 있는 주변 환경 조건, 즉 Sunlight 하에 있거나 식(Eclipse) 또는 지

구 그림자 밑에 위치함에 대응하여 각기 다른 모드로 동작하게 되며, 그 동작모드는 분류모드, 충전모드, 방전모드의 세가지 모드로 나눌 수 있다.

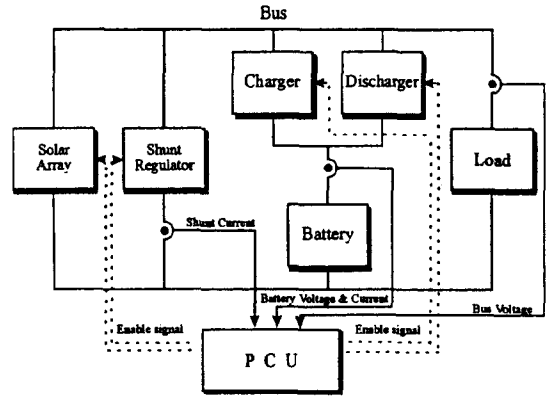


그림 1. DET 방식의 인공위성용 전력시스템의 구성도

Fig. 1. Configuration of a DET satellite power system.

2. 전력시스템의 동작모드

그림 2는 인공위성의 전력시스템에 있어서 각 모드에서의 동작상태를 나타내며, 다음과 같이 설명할 수 있다.

1) 분류모드

분류모드는 인공위성이 Sunlight 영역에 위치하고 배터리가 완전 충전되어 있을 경우 동작하는 모드로 태양전지군, 분류레귤레이터, PCU와 부하로 구성된다. 태양전지군으로부터 발생된 전력은 직접 부하에 공급되며, 전력이 부하에 공급되고 남는 경우 잉여전력을 분류레귤레이터를 통해 소비시켜서 버스전압을 일정하게 유지한다. 또한, 부하의 변동에 의해 부하전력량이 변화할 때에는 PCU에 의해 태양전지군의 연결 개수를 조절함으로써 공급전력량이 조절된다.

2) 충전모드

충전모드는 인공위성이 Sunlight 영역에 위치하고 배터리가 완전히 충전되어 있지 않을 경우 동작하는 모드로 태양전지군, 분류레귤레이터, 충전기, 배터리, PCU와 부하로 구성된다.

태양전지군으로부터 발생된 전력은 부하로 공급됨과 동시에 충전기를 통해 배터리로 공급되며, 전력이 부하와 배터리에 공급되고 남는 경우 잉여전력을 분류레귤레이터를 통해 소비시켜서 버스전압을 일정하게 유지한다. 부하변동시의 동작은 분류모드에서의 동작과

같다.

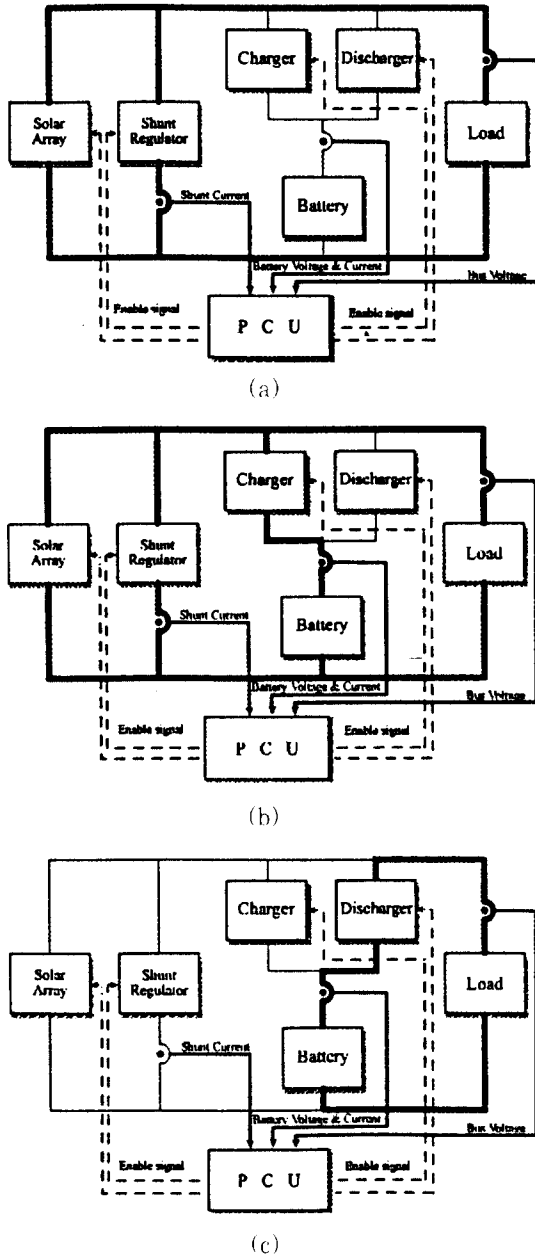


그림 2. DET 방식의 인공위성용 전력시스템의 동작모드

(a) 분류모드 (b) 충전모드 (c) 방전모드
 Fig. 2. Operation modes of a DET satellite power system.
 (a) Shunt mode (b) Charge mode
 (c) Discharge mode

3) 방전모드

방전모드는 인공위성이 식(Eclipse) 또는 지구 그림

자 밑에 위치하여 태양전지군이 전력원으로 동작하지 못할 경우 동작하는 모드로 방전기, 배터리, PCU와 부하로 구성된다. 부하전력은 배터리로 부터 방전기를 통해 공급되며, 부하의 변동에 의한 전력량 변화와 일정한 버스전압의 유지는 전력제어부에 의해 방전기의 시비율을 조절함으로써 이루어진다.

인공위성의 전력시스템은 인공위성이 운행궤도를 일주하는 동안 주변 환경조건에 대응하여 각 동작모드간의 전환이 안정하게 이루어져야 하며, 각 동작모드에서 부하가 변동하였을 때에도 일정전압을 유지하도록 안정하게 동작해야 한다. 이러한 안정동작은 분류레귤레이터, 충전전기, 배터리로 구성되는 전력조절장치의 안정동작에 의해 이루어지며, 전력조절장치의 동작은 PCU에 의해 제어된다.

인공위성용 전력시스템의 개발에 있어서 시스템의 안정동작은 지상실험을 통하여 충분히 검토되어야 하며, 이를 위해서는 인공위성용 전력시스템 시뮬레이터의 개발이 필요하게 된다.

III. DET 방식의 전력시스템 시뮬레이터의 개발

통신용 위성에 채용되고 있는 DET 방식의 전력시스템의 시뮬레이터를 개발하였으며, 개발된 시뮬레이터의 특징은 다음과 같다. 각각의 동작모드와 모드전환의 제어를 담당하는 전력제어부(Power Control Unit : PCU)는 기존의 아날로그 방식에 비해 동작 알고리즘 개발의 융통성 및 개발기간 단축등의 면에서 유리한 마이크로 프로세서를 이용하였다. 또한, 전력제어부에 모니터링 기능을 부가하여 각 모드의 동작상태, 모드의 전환, 버스 및 배터리의 전압, 전류등을 모니터링함으로써 시뮬레이터 전체의 동작 상태를 손쉽게 점검할 수 있도록 하였다. 충전전기는 인덕터를 서로 공유하는 상압형 및 승압형의 DC-DC 컨버터를 이용하여 구성함으로써 시뮬레이터를 소형·경량화 하였다. 표 1은 개발된 시뮬레이터의 사양을 나타낸다.

1. 전력제어부 (Power Control Unit : PCU)

전력제어부는 시스템의 버스전압 및 배터리 전압·전류에 따라 전력조절장치를 버스에 연결하거나 분리함으로써 각 동작모드간의 전환을 행하며, 각 모드에서 부하가 변동되었을 때에는 분류전류 크기에 따라 태양전지 연결갯수를 조절하여 시스템이 안정되게 동

작하도록 제어한다.

표 1. 시뮬레이터의 사양

Table 1. Specifications of a simulator.

최대 출력	400 W
정격 버스전압	28 V, DC
정격 버스전류	14.3 A
태양전지 직렬 모듈 정격	28 V, 1A 최대 병렬연결수 : 16
배터리 직렬 모듈 정격	18 V (6V 10AH×3) 병렬연결수 : 5
배터리 정격 충전 전류	1.5 A
충방전기 스위칭 주파수	100 kHz

그림 3은 기존의 아날로그 방식으로 이루어진 전력 제어부의 개략적인 구성도를 나타낸다¹⁵⁾. 버스전압을 분압하고 미리 설정한 모드별 기준값과 비교하여 동작 모드를 선정하게 된다. 그러나 이러한 전력제어부는 전력시스템의 구성 및 용량변동에 따라 모드별 기준전압 회로의 변경과 분류전류 설정회로의 변경등 하드웨어 적인 변경이 필요하게 되어 개발의 융통성 및 개발기간의 단축등에 많은 제약이 뒤따르게 된다.

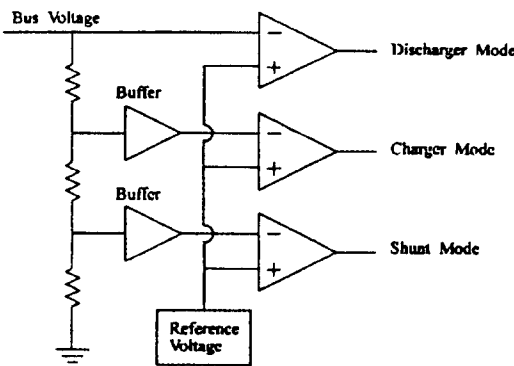


그림 3. 아날로그 회로를 이용한 전력제어부
Fig. 3. Power Control unit using the analog circuit.

본 연구에서는 이러한 제약을 극복하기 위하여 마이크로 프로세서를 이용한 전력제어부를 구성하였다. 전력제어부는 모드전환 및 태양전지 연결 갯수를 결정하는 마이크로 프로세서, 감지된 시스템 각 부의 아날로그 값을 디지털 값으로 변환하는 A/D 변환부, 선택된 모드에 따라 전력조절장치의 온/오프를 행하는 모드변

환부, 결정된 태양전지 연결 갯수에 따라 태양전지의 온/오프를 행하는 태양전지 제어부, 마이크로 프로세서와 외부 하드웨어와의 데이터 입·출력을 담당하는 인터페이스부로 구성된다. 그림 4는 전력제어부의 동작을 나타내는 블럭도이다.

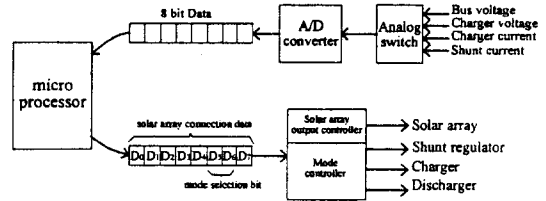


그림 4. 전력제어부의 동작
Fig. 4. Operation of power control unit.

그림 4에 나타난 전력제어부의 동작을 살펴보면 먼저, 아날로그 스위치를 통해 감지된 버스전압, 배터리 전압과 전류 및 분류전류가 순차적으로 A/D 변환기에 입력되며, 입력된 아날로그 값은 A/D 변환기에 의해 8 bit 의 디지털 값으로 변환되어 인터페이스부를 통해 마이크로 프로세서로 입력된다. 마이크로 프로세서는 입력된 값을 기초로 시뮬레이터 제어 알고리즘에 따라 동작모드와 태양전지 연결 갯수를 결정하여 결정된 동작모드 정보를 D5, D6 bit 에, 태양전지 연결갯수의 정보를 나머지 bit 에 입력하여 8 bit 데이터를 출력한다. 8 bit 데이터는 모드변환부와 태양전지 제어부로 출력되며, 모드변환부와 태양전지 제어부는 각각 전력조절장치와 태양전지군을 제어한다.

마이크로 프로세서는 표 2에 나타난 설정 기준 값과 입력된 데이터 값과의 비교에 의해 동작모드와 최대 분류전류와 최소 분류전류에 의해 태양전지 연결갯수를 결정한다. 표 3과 그림 5는 각각 동작모드에 대응한 출력 데이터값과 시뮬레이터 제어 알고리즘의 흐름도를 나타낸다.

표 2. 설정 기준값

Table 2. Reference values.

버스전압	28 V (방전모드 : 27 V)
충전 완료 전압	20 V
최대 분류 전류	1.15 A
최소 분류 전류	0.1 A

표 2, 표 3 및 그림 5로 부터 동작모드와 태양전지

의 연결 갯수가 결정되는 과정을 설명하면 다음과 같다.

표 3. 동작모드에 따른 출력 데이터 값
Table 3. The output data due to the operation mode.

모드 \ 데이터	D5	D6
분류모드	L	L
충전모드	H	L
방전모드	H	H

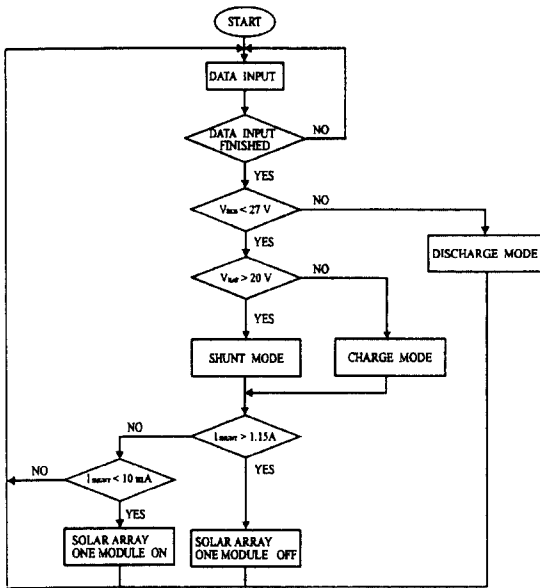


그림 5. 전력 시스템 시뮬레이터의 제어 흐름도
Fig. 5. Control flowchart of the power system simulator.

아날로그 스위치를 통하여 감지되어 입력된 값들 중에서 먼저, 버스전압을 설정치인 27 V와 비교하여 27 V 보다 작은 경우에는 출력 데이터 D5 와 D6 비트에 모두 " H "를 입력하고 나머지 비트에는 " L "를 입력하여 방전모드가 선택된다. 한편, 버스전압이 설정치 27 V 보다 큰 경우에는 우선, 입력된 배터리 전압과 충전완료 전압치인 20 V를 비교하게끔 한다. 이때 배터리전압이 20 V 보다 큰 경우에는 D5, D6가 모두 " L "가 되어 분류모드로, 20 V 보다 적은 경우는 D5가 " H ", D6가 " L "가 되어 충전모드로 선택된다. 분류모드 및 충전모드에 있어서 부하변동이 존재하는 경우 태양전지 갯수를 조절하여 입출력 전력의 균형을

유지하게 되는데 그 과정은 다음과 같이 설명할 수 있다. 입력된 분류전류가 최대 설정치인 1.15 A 보다 큰 경우에는 현재 온 되어 있는 태양전지 하나를 오프 시키고 분류전류를 감소시켜 입출력간 전력의 균형을 유지하게끔 한다. 한편, 입력된 분류전류가 최소 설정치인 10 mA 보다 적은 경우에는 현재 오프 되어 있는 태양전지 하나를 온 시켜 입출력 간의 전력균형을 유지하게끔 한다. 분류전류와 설정치와의 비교 루프는 전력균형이 유지될 때 까지 계속 반복하면서 온 또는 오프 되는 태양전지의 갯수를 결정하게 된다.

그림 6은 전력제어부의 전체 회로도를 나타낸다.

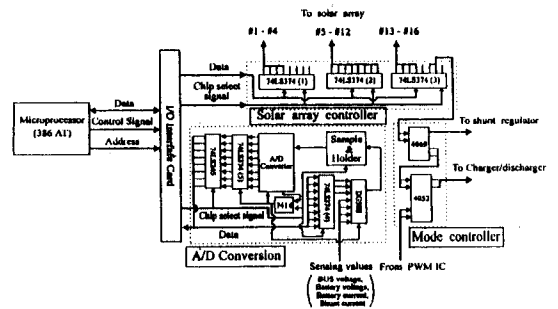


그림 6. 전력제어부
Fig. 6. Power Control Unit.

2. 충전전기

충전기는 방전모드를 대비하여 배터리를 충전시키는 장치이며, 방전기는 배터리로부터 부하에서 요구하는 전력을 부하로 전달하는 장치이다.

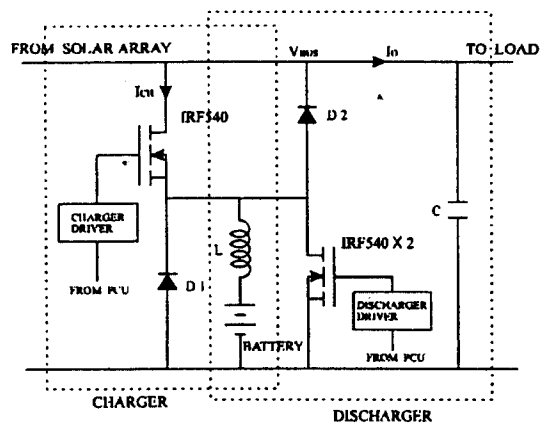


그림 7. 충전전부
Fig. 7. Charger/discharger unit.

본 연구에서는 기존의 선형 제어방식 충전전기의 단

점을 해결하기 위해 효율 및 크기면에서 유리한 DC-DC 컨버터를 사용하여 충방전기를 구성하였으며 특히, 충방전기에 있어서 출력필터의 인덕터를 공유하도록 하여 전체 충방전부를 소형·경량화 하였다. 그림 7은 충방전기의 회로도를 나타낸다.

충전기는 PCU에 의해 충전모드가 선택될 때 동작되며, 그림 7과 같이 강압형 DC-DC 컨버터 구조를 갖는다. 태양전지군으로 부터 강압형 DC-DC 컨버터를 통하여 배터리를 충전하게 되는데, 충전개시전압은 16 V이고 충전완료전압은 20 V 이다. 방전기는 PCU에 의해 방전모드가 선택될 때 동작되며, 그림 7과 같이 승압형 DC-DC 컨버터 구조를 갖는다. 방전모드의 경우 배터리가 전압원으로 작용하게 되며, 승압형 DC-DC 컨버터를 통하여 부하에 전력을 공급하게 된다. 이때, 버스전압 V_{BUS} 는 27 V가 된다.

그림 7에서와 같이 출력필터의 인덕터 L은 충전기와 방전기에서 공유되고 있으며, 그 크기는 다음 식으로부터 구할 수 있다¹⁶⁾.

$$L = \frac{V_{BUS} (1-D_{CH})}{2 I_{CH,MIN} f_s} \quad (1)$$

여기서, V_{BUS} 는 버스전압, D_{CH} 와 $I_{CH,MIN}$ 은 각각 충전기 시비율과 충전기의 최소전류이며, f_s 는 스위칭 주파수를 나타낸다.

식 (1)에 $V_{BUS} = 28 V$, $D_{CH} = 0.643$, $I_{CH,MIN} = 0.5 A$, $f_s = 100 kHz$ 를 대입하면

$$L \approx 99.96 \mu H$$

을 구할 수 있다. 실제 제작한 L의 실측치는 117 μH 이며, 기생저항은 135m Ω 이다. 또한, 필터 캐패시터의 값은 다음 식으로부터 구할 수 있다¹⁶⁾.

$$C = \frac{D_{DIS} I_o}{f_s \Delta v_{BUS}} \quad (2)$$

여기서, V_{BUS} 는 버스전압, D_{DIS} 는 방전기 시비율, I_o 는 출력전류, f_s 는 스위칭 주파수이며, Δv_{BUS} 는 버스전압의 리플분을 나타낸다.

식 (2)에 $D_{DIS} = 0.33$, $f_s = 100 kHz$, $I_o = 14.3 A$, $\Delta v_{BUS} = 0.8 V$ 를 대입하면

$$C \approx 58.98 \mu F$$

을 구할 수 있다. 그러나, 버스전압의 리플분 이외에 노이즈 성분등을 저감하기 위해 충분히 큰 용량값을

사용하는 것이 바람직하므로 표준용량값 2200 μF 를 사용하였다.

3. 분류 레귤레이터

그림 8은 분류레귤레이터의 회로도를 나타낸다. 분류 레귤레이터는 분류모드와 충전모드에서 동작하며 분압된 버스전압과 미리 설정한 기준전압과의 차에 의해 분류전류량을 제어하여 발생전력과 소비전력의 전력균형을 유지하고 버스전압을 조절한다. 분류 레귤레이터에 의해 분류되는 전력은 분류저항에서 소비되며, 분류저항의 전압으로 현재 분류되는 분류전류를 감지한다. 이 경우 기준전압은 8.2 V로 설정하고 있으며, 분류전류의 최대치는 1.15 A, 최소치는 10 mA로 동작한다. 분류 트랜지스터는 달링톤 구조를 갖는 TIP 120을 사용하였다.

또한, 분류레귤레이터는 분류모드와 충전모드에서만 버스라인에 연결되고 방전모드 때는 버스라인으로 부터 분리되어야 하므로 그림 8에서와 같이 Tr 1을 분압된 버스전압과 병렬로 연결하여 Tr 1의 온/오프 동작으로 제어되도록 한다. 즉, 전력제어회로로 부터 분류모드 또는 충전모드 때는 " L "의 신호를 받아 Tr 1을 오프하여 분류레귤레이터를 동작시키고 방전모드때는 " H "의 신호를 받아 Tr 1을 온하여 분류레귤레이터를 버스라인으로 부터 분리되도록 한다.

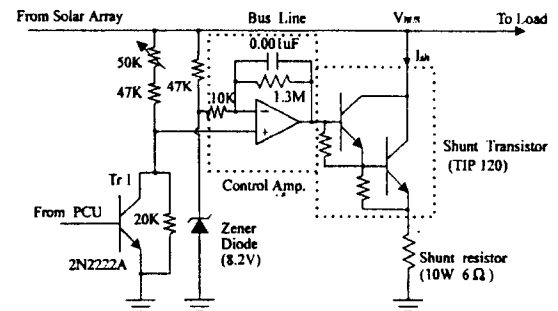


그림 8. 분류 레귤레이터 회로
Fig. 8. Shunt Regulator circuit.

그림 9는 태양전지군을 포함한 분류레귤레이터의 등가회로와 이의 블럭선도를 나타낸다. 여기서, Y_{eq} 는 태양전지군의 등가어드미턴스를 나타내고 Y_2 는 분류 레귤레이터의 전달어드미턴스를 나타낸다¹⁷⁾.

그림 9로 부터 Y_2 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$Y_2 = \frac{I_{SH}}{V_{BUS}} = G_1 G_2 \quad (3)$$

여기서, G_1 은 제어증폭기의 이득을 나타내며,

$$G_1(s) = - \frac{130}{1 + 0.000195 s} \quad (4)$$

가 된다. 또한, G_2 는 분류레귤레이터부의 전달이득미턴스를 나타내며, 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$G_2 \cong \frac{1 + h_{fe}}{h_{ie} + (1 + h_{fe}) R_{SH}} \cong 0.1634 \quad (5)$$

따라서, 태양전지군을 포함한 분류레귤레이터의 동작 특성은 그림 9(b)와 같이 캐환제어회로의 특성으로 표현할 수 있으며 이때, 루프이득은

$$T = \frac{Y_2}{Y_{eq}} = \frac{1}{Y_{eq}} G_1 G_2 \quad (6)$$

로 나타낼 수 있다.

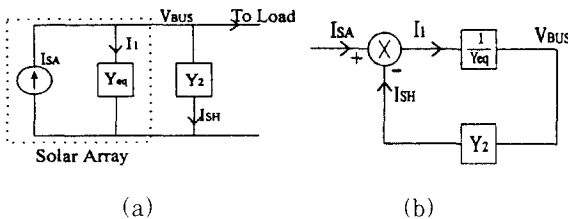


그림 9. 태양전지를 포함한 분류레귤레이터부
(a) 등가회로 (b) 블럭선도
Fig. 9. Shunt regulator unit including a solar array.
(a) Equivalent circuit (b) Block diagram

식 (4)에 존재하는 1차 극점은 Y_{eq} 에 나타나는 1차 영점을 상쇄하여 루프이득 T 가 Y_{eq} 에 의한 1차 특성을 가짐으로써 루프의 안정성을 확보하는데 기여한다¹⁷.

IV. 실험결과

그림 10은 본 논문에서 개발한 시뮬레이터의 실제 사진을 나타낸다.

개발된 시뮬레이터를 이용하여 각 동작모드 간의 모드 전환과 각 동작모드에서 부하가 변동하였을 때의 시뮬레이터 동작특성을 실험하였다.

그림 11은 전력제어부에 의한 전력시스템 시뮬레이터의 모드변환 시의 실험파형들을 나타낸다. (a)는 분류모드에서 방전모드로 전환 시의 버스전압과 분류레

귤레이터를 통해 흐르는 분류전류의 파형으로 그림으로 부터 분류모드 시 전력시스템의 버스전압은 분류레귤레이터에 의해 28V로 유지되며 동작하다가 방전모드로 전환되면 분류레귤레이터의 동작은 멈추게 되어 분류전류의 값은 0A가 되고 버스전압은 방전기에 의해 미리 설정한 방전모드시 전압값인 27V로 유지됨을 알 수 있다.

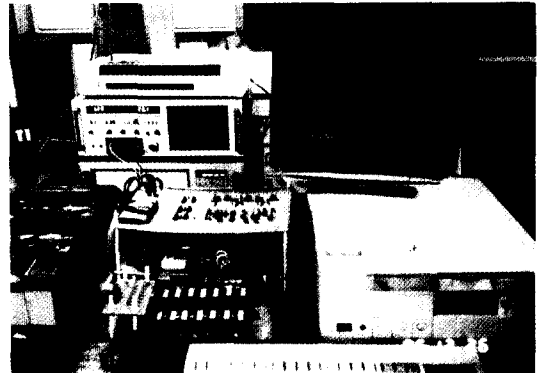


그림 10. 개발된 시뮬레이터
Fig. 10. Photograph of the developed simulator.

(b)는 방전모드가 끝난 후 분류모드로 전환되는 경우의 버스전압과 분류전류 파형을 나타내며, 전력시스템은 (a) 경우의 역으로 동작함을 알 수 있다. (c)는 충전모드에서 분류모드로 전환시의 버스전압과 충전전류 파형으로 버스전압은 모드변환과 관계없이 28V를 계속 유지함을 알 수 있고, 충전전류는 충전모드시 1.5A로 일정하게 충전되다가 분류모드로 전환되면 충전기의 동작은 멈추게 되어 충전전류는 0A로 떨어짐을 알 수 있다.

그림 12는 각 모드 시에서 0.5 A의 부하변동이 있는 경우 전력시스템 시뮬레이터의 실험파형들을 나타낸다. (a)는 분류모드시 버스전압과 분류전류를 나타낸다. 버스전압은 분류레귤레이터에 의해 28V로 유지됨을 알 수 있다. (b)는 충전모드시 분류전류와 충전전류를 나타낸다. 부하전류의 변화에 관계없이 충전전류는 일정함을 알 수 있다. (c)는 방전모드시 버스전압과 부하전류를 나타낸다. 버스전압은 방전기에 의해 일정하게 유지됨을 알 수 있다.

그림 13은 분류모드시 부하변동에 따른 전력시스템 시뮬레이터의 상태를 모니터를 통해 나타낸 그림이다. 부하의 증가에 의해 분류전류가 미리 설정한 최소 분류전류값인 0.1A가 되면, 전력제어회로는 태양전지 모

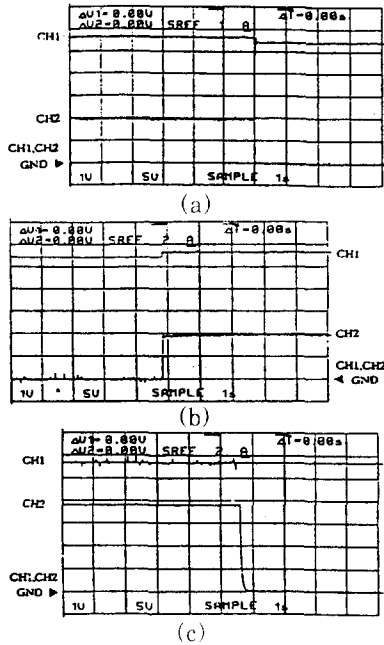


그림 11. 모드전환 시의 실험결과
 (a) 분류모드 → 방전모드 (b) 방전모드 → 분류모드 (c) 충전모드 → 분류모드
 Fig. 11. Experimental results due to mode transition.
 (a) Shunt mode → Discharge mode (b) Discharge mode → Shunt mode (c) Charge mode → Shunt mode

둘 하나를 버스라인에 연결하게 되고 부하전류의 감소에 의해 부하전류가 미리 설정한 최대 분류전류값인 1.15A가 되면, 태양전지 모듈 하나를 버스라인으로 부터 떼어내게 된다. 이때, 버스전압은 28V로 일정함을 알 수 있다. 또한 전력시스템 각 부위의 실제 전압, 전류값과 변화량을 모니터 화면 하단에 숫자로 표시하였다. 이상의 실험결과로부터 본 연구에서 개발된 시뮬레이터는 분류모드, 충전모드, 방전모드에서 부하의 변동에 따른 동작상태가 매우 안정함을 알 수 있었으며, 어느 한 동작모드에서 다른 동작모드로의 전환도 안정되게 이루어짐을 확인할 수 있었다. 또한, 모니터링 기능을 첨가함으로써 현재의 동작상태를 정확히 점검하여 여러 가지 상황에 신속히 대처할 수 있는 특징도 함께 갖고 있음을 알 수 있었다.

V. 결론

본 논문에서는 인공위성용 전력시스템의 지상실험을

위한 시뮬레이터의 개발에 관해 논하였다.

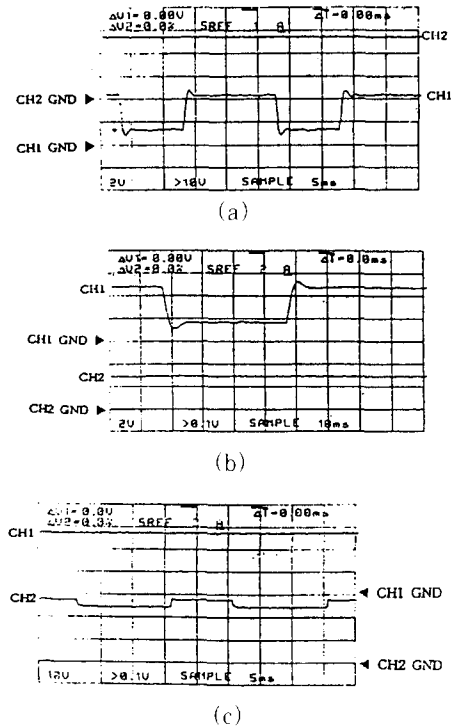


그림 12. 각 모드에서의 실험결과
 (a) 분류모드 (b) 충전모드 (c) 방전모드
 Fig. 12. Experimental results in each mode.
 (a) Shunt mode (b) Charge mode (c) Discharge mode

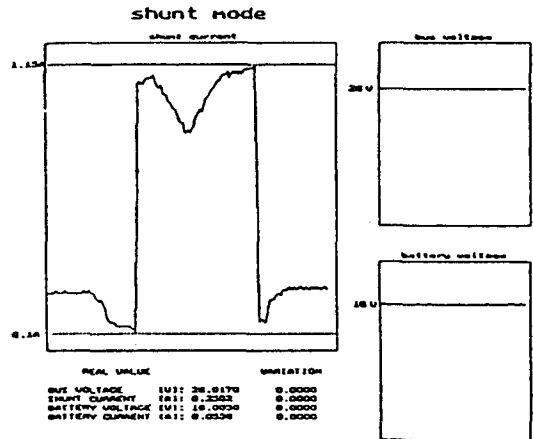


그림 13. 분류모드시의 모니터링 결과
 Fig. 13. Monitoring result in shunt mode.

개발된 시뮬레이터의 전기적 정격은 28V, 400W이며, 전력제어부는 기존의 아날로그 회로에 비해 전력시

스텝 동작 알고리즘 개발의 융통성 및 개발기간의 단축등이 가능하도록 마이크로 프로세서를 이용하여 구성하였다. 충전전기는 인덕터를 공유한 강/승압형 DC-DC 컨버터를 사용하여 소형·경량화 하였으며, 현재 동작상태를 모니터링 할 수 있도록 구성하였다.

본 논문의 타당성을 입증하기 위해 개발된 시뮬레이터를 이용하여 각 모드에서의 동작, 모드변환 특성, 모니터링 특성을 실험하였다. 그 결과 분류모드에서 방전모드로 변환 시 전력제어회로가 전력조절장치인 분류레귤레이터와 방전기를 제어하여 버스전압을 28 V로부터 방전모드시 설정전압인 27 V로 변환한 후 일정하게 유지함을 알 수 있었다. 또한, 충전모드에서 분류모드로의 전환시에는 전력제어회로에 의해 충전기와 분류레귤레이터가 제어되며, 버스전압은 분류레귤레이터에 의해 28 V로 일정하게 유지됨을 확인하였다. 그리고, 각 모드에서 전력시스템 시뮬레이터는 부하변동에 관계없이 분류모드와 충전모드에서는 28 V, 방전모드에서는 27 V로 버스전압을 일정하게 유지함을 확인 하였으며, 충전모드에서는 버스전압을 일정하게 유지함과 동시에 배터리를 1.5 A의 일정 전류로 충전함을 확인 하였다.

본 논문에서 개발한 시뮬레이터가 갖는 개발의 융통성, 개발기간의 단축 및 소형·경량화등의 효과는 전력시스템의 대용량화에 따라 더욱 커질 것으로 사료되며, 태양광 발전시스템이나 풍력발전시스템등에도 적용이 기대된다.

참 고 문 헌

- [1] J. R. Lee, B. H. Cho, S. J. Kim, F. C. Lee, "Modeling and Simulation of Spacecraft Power System", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. AES-24, No. 3 pp 295-304, 1988.
- [2] W. J. Larson and J. R. Wertz, "Space Mission Analysis and Design", W. J. Larson and Microcosm, Inc. 1992.
- [3] "무궁화 위성 전력계 CDR 자료", Martin Marietta사, 미국, 1993
- [4] "정보통신연감", 전자신문사, pp 321-334, pp 963-981, 1995
- [5] A. R. Patil, S. J. Kim, B. H. Cho, and F. C. Lee, "Modeling and Simulation of the Space Platform Power System", IECEC, Vol. 2, pp. 96-103, 1990.
- [6] 김 희준, "스위치 모드 파워 서플라이", 성안당, 1993
- [7] B. H. Cho and J. R. Lee, "Design, Analysis and Simulation of the Main Bus Dynamics of Spacecraft Power System", Proceedings of the Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, Vol. 3, pp. 547-553, 1988.
- [8] S. J. Kim, "Modeling and analysis of spacecraft battery charger systems", Ph D. Dissertation, Virginia Polytechnic Institute and State University, April, 1991.
- [9] 김 희준 외 2인, "마이크로 프로세서를 이용한 위성용 전력시스템 제어에 관한 연구", 전기학회 하계학술대회 논문집 pp. 1032-1034, 1992
- [10] 김 희준 외 1인, "인공위성용 충전전 시스템의 해석", 대한전자공학회 논문지 제 32권 B편 제 6호, pp 932-942, 1995

저 자 소 개



金熙峻(正會員)

1954년 11월 16일생. 1976년 2월 한양대학교 전자공학과 졸업. 1978년 2월 한양대학교 대학원 전자공학과 졸업(석사). 1986년 2월 일본 九州대학 대학원 전자공학과 졸업(박사). 1991년 ~

1992년 미국 버지니아 공과대학 교환교수. 1996년 현재 한양대학교 전기공학과 부교수, 당학회 편집위원



金永泰(正會員)

1960년 1월 29일생. 1984년 2월 한양대학교 전기공학과 졸업. 1989년 9월 한양대학교 대학원 전기공학과 졸업(석사). 1995년 2월 한양대학교 대학원 전기공학과 박사과정 수료