

위성용 전원 시스템 시뮬레이터의 개발

金熙峻, 金永泰, 金仁基, 崔鍾文, 金炯哲
漢陽大學校 電氣工學科

I. 서론

최근, 정보화 시대에 따라 인공위성의 사용은 군사 용뿐만 아니라 상업용으로 광범위하게 사용되고 있으며, 각 국의 인공위성에 대한 개발노력이 증대되고 있다. 이에 우리나라에서도 우리별 1호의 발사 및 무궁화호의 준비등 정부와의 긴밀한 협조 아래 인공위성개발에 박차를 가하고 있다. 인공위성은 목적에 따라 지구주변, 태양계, 항성등을 관측하는 관측위성과 달이나 행성을 탐사하는 탐사위성으로 구분되는 과학 위성 및 통신, 방송, 기상, 지구관측, 항행, 측지등에 이용되는 실용위성 그리고 지구주회나 달탐사를 위한 유인 우주선등으로 분류된다. 이러한 인공위성에 있어서 시스템 구성은 일반적으로 다음과 같이 분류된다.

-Telemetry 와 Command 시스템:

지상의 관제국부터 위성을 원격감시제어한다.

-자세 및 안테나 제어시스템:

위성의 자세 검출과 안정화 및 탑재 안테나의 지향 방향을 제어한다.

-추진시스템:

추진시스템은 소형 Apogee Kick Motor, 자세와 궤도의 제어를 위한 보조 추진시스템으로 구성된다.

-전원시스템:

위성의 전원시스템은 태양전지,배터리, 전원회로로 구성된다.

-열 제어시스템:

열 제어는 탑재된 전자기기와 기구 부품등이 설계된 성능을 발휘하도록 온도를 유지하고,추진시스템

의 동결을 방지한다.

-구체시스템:

본 연구에서는 목적 수행을 위한 필요전력을 공급하는 전원계에 대해 알아보고 28 [V] , 100 [W] 급의 시뮬레이터를 제작하여 전원계 동작특성에 대해 고찰해 본다.

II. 전원시스템

인공위성의 전원시스템(Electrical Power Subsystem, EPS)을 블록다이어그램으로 표시하면 그림 1과 같고 태양전지로부터 얻어진 전력을 공급,저장, 분배,조절하는 기능으로 구성된다.

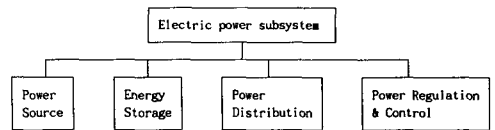


그림 1. 인공위성 전원 시스템(EPS)의 구성

EPS가 갖추어야 할 기본적인 조건들은 다음과 같다.

-비행동안 부하에 연속적인 전원을 공급

-인공위성에서 발생한 전원을 조절,분배

-평균이나 피크 부하에 대해서도 전원 구비 조건을 유지

-교류나 직류전원이 필요할 때 컨버터를 동작

-EPS의 상태에 대한 명령과 원격 측정 능력을 구비

-지상본부나 자체적인 시스템에 의해서 조절

-EPS내에 결함이 생겼을 때 승무원, 계기류 보호
-요류 버스전압에 대해

무엇보다 가장 중요한 것은 평균치 전원, 피크전원, 궤도특성(경사, 고도)에 대하여 요구되는 조건들이며, EOL(end-of-life)에 필요한 평균전원이 power source의 크기를 결정한다. attitude control, payload, thermal, EPS(배터리를 충전시킬 때)에 요구되는 피크 전원은 평균전원에 2~3배를 하면 얻을 수 있다. 다행히도 비행동안 이러한 것들이 동시에 피크 전원을 필요로 하지 않는다.

1. 전원 (solar cell)

발사용 로켓은 전원소스로 주로 배터리를 사용하나, 장기간의 비행을 위해서는 배터리만으로는 충분하지 못하다. 따라서 비행중 계속 부하를 유지하고 배터리를 재충전하기 위해 전력을 공급 할 수 있는 소스가 필요하다.

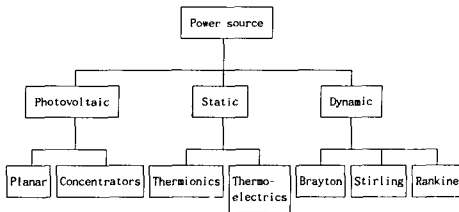


그림 2. 인공위성용 전원소스

그림 2는 인공위성에 필요한 여러 종류의 전원소스를 요약한 것이다. 가장 널리 쓰이는 전원소스로서 태양전지(Photovoltaic solar cell)가 사용되는데, 태양광선을 직접 전기에너지로 변환하는 것이다. Static power source는 열 소스로 plutonium-238 이나 uranium-235를 사용하여 열을 전기에너지로 변환한다. Dynamic power source는 마찬가지로 concentrated solar, plutonium-238, enriched uranium등의 열 소스를 사용하여 Brayton, Stirling, Rankine cycle을 이용하여 전원을 만든다. Photovoltaic source는 10kW이하를 요하는 대부분의 인공위성에 사용된다. 그러나 혹성간의 비행에는 태양광선이 줄어 들기때문에 적당하지 않다. 이에 반해 Static system은 혹성간의 비행에 적당하다. 전원 소스로 Photovoltaic source를 사용하는 경우, 설계시 주로 고려해야 할 점은 spacecraft con-

figuration, 요구된 전원값(평균, 피크치), 동작 온도, 광선 차단, radiation environment, illumination or orientation, mission life, mass and area, 비용, risk 등이다.

그림 3은 LEO(Low Earth Orbit)에서 planar array에 대한 I-V 곡선을 나타내고 있다.

이 곡선은 BOL(Begin-Of-Life) 과 EOL(End-Of-Life) performance 특성을 나타낸다. 이 그림으로부터 solar array design의 세 가지 중요한 점은 다음과 같다.

- Short-circuit current, I_{sc} , where voltage=0
- Peak-power point where voltage times current is maximized
- open-circuit voltage, V_{oc} , where current=0

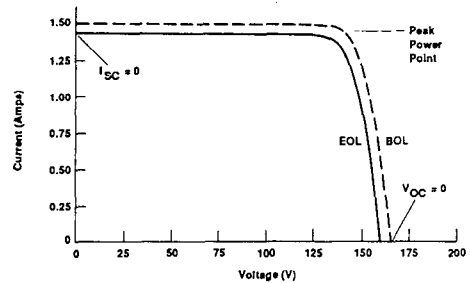


그림 3. I - V 곡선

Array의 동작온도는 solar cell이 온도에 영향받기 때문에 중요하다. I-V 곡선은 solar-array cell의 성능을 나타낸다. 동작 온도는 I-V 곡선에 3가지 중요한 변화를 일으킨다.

- A scaling of the I-V curve along the current axis
- A translation or shifting of the I-V curve along the voltage axis
- A change in the I-V curve shape affecting the roundness of the knee region

실리콘 셀인 경우 정상 동작온도 28℃에서 1℃ 증가함에 따라 Solar cell의 효율이 약0.5% 감소한다. 셀의 온도 계수는 셀타입, 출력전력 특성, 실제적인 동작온도, 고도와 같은 요인에 의해 결정된다.

Radiation damage는 solar array의 출력전압과 전류를 감소시킨다. 대부분 지구자장에 의한 electron 과 proton이 solar cell의 degradation을 야기시킨다. solar array의 조명 강도는 sun incidence angle, 일식 periods, 태양거리, solar 에너지의 concentration에 의해 변화한다. Tracking and pointing 메카니즘은 이러한 영향들을 감지하여 solar array를 조절한다. Sun incidence angle은 Solar array의 수직 백터와 태양과의 각도로서 0° 에서 90° 로 증가함에 따라 solar array에 들어가는 input power를 감소시킨다. 그리고 output power capability는 sun incidence angle의 cosine값에 따라 변한다.

표1은 태양전지 셀의 주요한 세 가지 타입에서의 효율과 radiation-degradation sensitivity를 보여준다.

표 1. Performance Comparison for Photovoltaic solar cells

Cell type	Silicon	Gallium Arsenide	Indium phosphide
Equivalent time in geosynchronous orbit for 15%degradation(years)			
- 1-MeV electrons	10	33	155
- 10-MeV protons	2	6	89
Planar cell theoretical efficiency	18%	23%	22%
Achieved efficiency	18%	21%	19%
Years of development	27	17	6

Peak-power 점은 BOL과 EOL에서 solar array의 동작 온도에 따라 결정된다. 셀의 에너지 변환 효율은 출력전력을 입력전력으로 나눈 것으로서 정의된다. planar solar array의 입력전력의값은 solar-illumination intensity($1358W/m^2$)이다. 따라서 18%의 BOL efficiency를 갖는 solar panel은 $244W/m^2$ 을 공급할 것이다. 대개 solar cell의 직-병렬 조합으로 solar array를 구성한다. 하나의 string에서 직렬로 연결된 solar cell의 수는 요구된 current output에 의해 정한다. solar array에 설치된 절연 다이오드는 shadowing과 reverse-biased Solar Cell 들의 영향을 최소화 시킨다. Solar array 구성은 planar 혹은 concentrator이며 type은 body or panel mounted로 구성된다.

대부분의 태양전지 응용은 전력을 발생시키기 위해 planar array를 채택해왔다. Concentrator solar array는 cell에 더 많은 radiation을 모아서 solar cell의 출력을 증가시키려는 것이다.

Solar array 면적(A_{sa})을 구하기 위해서 먼저 낮 시간동안 전 회로를 돌기 위해 solar array가 공급해야 할 전력 (P_{sa})이 얼마인지를 결정해야 한다.

$$P_{sa} = (P_c T_c / X_c + P_d T_d / X_d) / T_d$$

P_c 와 P_d 는 일식과 낮시간동안 인공위성이 필요로 하는 전력이며(regulation과 battery charging loss는 무시), T_c 와 T_d 는 회로당 period이다. X_c 와 X_d 는 배터리를 통과한 solar array로부터 각 load까지 이르는 path들의 효율이다. 그리고 이 path는 array로부터 부하까지의 거리이다. 이 일식과 낮 동안의 효율값은 power regulation의 type에 따른다. DET(direct energy transfer)에 있어서는 $X_c=0.65$, $X_d=0.85$ 이고 PPT(peak power tracking)는 $X_c=0.60$, $X_d=0.80$ 이다. DET의 효율이 PPT의 효율보다 약 5-7 % 높는데 그 이유는 PPT는 array와 부하사이에 power 컨버터가 필요하기 때문이다. BOL에서 단위 면적당 array의 power는 다음과 같다.

$$P_{BOL} = P_{sa} \cos \theta$$

여기서, $\cos \theta$ 는 cosine loss를 의미한다. incidence angle(θ)은 array 표면의 수직 vector와 광선 사이에서 측정된다. 따라서 만약 태양광선이 solar array 표면에 대하여 수직이면 최대 power를 얻을 수 있다. EOL에서 단위 면적당 array의 performance는 다음과 같다.

$$P_{EOL} = P_{BOL} L_d$$

여기서, L_d 는 life degradation 인데, 일식에 들어가고 나올때의 thermal cycling, micrometeoroid strikes, plume impingement from thrusters, material outgassing 때문에 생긴다. solar array의 면적은 아래와 같이 정해진다.

$$A_{sa} = P_{sa} / P_{EOL} *$$

static power source는 열 에너지를 전기 에너지로 직접 변환시키는 방식으로 대개 인공위성의 power source는 thermoelectric couple 이다. Thermal-to-electric conversion 효율은 5-8 % 정도이다. Dynamic power source는 전기 energy를 발생시키는 stirling cycle, Rankine cycle, Brayton cycle 방법중의 하나를 택한다. Stirling-cycle engine은 작동 매개물로서 single-phase working fluid를 사용하는 dynamic device이다. 전력변환 효율 25-30% 이다. Rankine cycle engine은 boiler, turbine, alternator, condenser, pump를 채택하는 two-phase fluid system을 사용하는 dynamic device이다. 전력변환 효율은 15-20% 이다. Brayton-cycle engine은 작동 매개물로서 single, compressible working fluid를 사용하는 dynamic device이며, 효율은 20-35% 이다.

2. 에너지 저장 (Energy Storage)

에너지 저장은 일반적으로 배터리에서 수행한다. 배터리는 직렬로 연결된 셀로 구성되는데 그 숫자는 원하는 bus-voltage와 battery의 출력전압에 따른다. 배터리는 높은 전압을 발생시키기 위해서 직렬로 연결하거나 총 ampere-hour capacity를 증가시키기 위해서 병렬로 연결한다. 표 2는 에너지 저장 설계시 먼저 고려해야할 주안점들이다.

표 2. Issues in Designing the Energy storage capability

physical	size, weight, configuration, operation position, static and dynamic environment
Electrical	Voltage, current loading, duty cycles, number of duty cycles activation time and storage time, and limits on depth-of-discharge
Programmatic	Cost, shelf and cycle life, mission, reliability, maintainability

그림 4는 인공위성의 에너지 저장 시스템의 충방전 특성을 나타낸다. 빠르게 overcharging 시키는 것은 대부분의 배터리 수명을 단축시킨다. 또한 배터리의 전기특성도 고려해야 한다. 그렇지 않으면, 충전 불

균형이 battery에 stress를 주어 배터리가 나빠져서 결과적으로 EPS(Electrical Power Subsystem)의 수명을 단축시킨다.

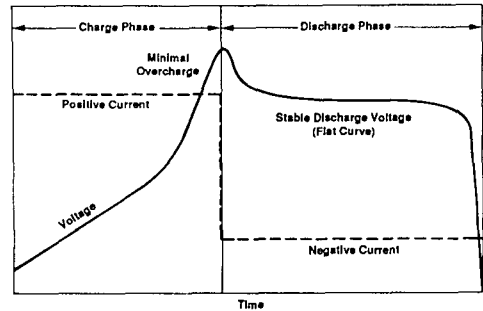


그림 4. 배터리의 충방전 특성

표 3은 2차 전지에 대한 specific-energy density의 영역을 나타낸다.

표 3. characteristics of selected secondary batteries

Secondary-battery couple	specific energy density	status
Nickel cadmium	25-30	space-qualified extensive data base
Nicel hydrogen (individual pressure vessel disign)	25-40	space-qualified for GEO only
Nickel hydrogen (common pressure vessel design)	45-60	Under development
Sodium sulfur	140-210	Under development

DOD(Depth of Discharge)는 방전 기간동안 변환된 총 배터리 용량의 퍼센트를 나타낸다. 높은 퍼센트 일수록 더 짧은 cycle life를 나타낸다. cycle 수와 average depth of discharge를 알면 전체 배터리 용량을 구할 수 있다. 배터리로는 NiCd 배터리가 널리 사용되어 왔으며, NiCd 배터리셀은 aerospace mission 동안 5-100 Ampere-hours를 갖는다. 28-Volt aeroespace NiCd 배터리는 22-23개의 직렬로 연결된 셀로 구성된다. 그러나 NiCd기술은 long-life LEO mission 동안 제한된 depth of discharge를 갖고, Specific- energe density을 유발시키는 좋지

못한 결과를 나타낸다. 니켈 하이드로젠(NiH₂) 기술은 우주항공 회사들에게 관심을 불러일으켜 왔는데, long life application에 있어서 니켈 카드늄보다 좋은 특성을 보이기 때문이다. NiH₂은 depth of discharge 퍼센트를 갖기 때문에 사용할 수 있는 specific energy density를 갖는다. 2차전지의 크기는 표4와 같이 구할 수 있다.

표 4. Estimate of the Required Capacity of Secondary Batteries

Cr=PeT _e /CaNVan	
Pameter	Example
Pe=Average eclipse load(watts)	500W
T=Maximum eclipse time((hours)	0.5hrs
Ca=Limit on battery's depth of discharge	20%
N=Number of batteries	3
V=Battery's average discharge voltage(bus voltage)	26.4V
n=Transmissions efficiency between battery and load	0.90
C=Rated battery capacity(ampere-hours)	17.5A-hrs

3. 분배 시스템(POWER DISTRIBUTION SYSTEM)

인공위성의 전력 분배 시스템은 cabling, fault protection, 부하에 전력을 on/off 시키는 스위치로 구성된다. 전력분배 설계는 전원 특성, load requirements, subsystem function에 따른다. 전력분배 시스템의 형태를 선택할 때, keeping mass와 전력손실에 주안점을 둔다. 전력분배시스템을 평가하고 선택하기 위해서는 버스전압의 영향, load profiles, ac 대 dc distribution, regulated 대 unregulated bus 전압, central 대 decentralization regulation, design options for fault protection, 전압강하 등을 분석해야 한다. 인공위성의 load profile이 전력분배시스템의 설계사양에서 factor를 결정하는 열쇠이다. 전력분배시스템은 컨버터들의 위치에 의존하면서 centralized 또는 decentralized 된다. centralized approach는 컨버터들을 각각의 부하에 따로따로 위치시키며, 반면 decentralized approach는 EPS 안에 모든 spacecraft load를 조정한다. EPS 내의 fault protection은 감지(detection), 절연분리(isolation) 그리고 주된 목적은 mission or spacecraft의 손실 원인이 되는 failed load를 분리시키기 위한 것이다. failed

load는 전형적으로 short circuit를 의미한다. 인공위성에서 분배 시스템으로는 전원 특성에 맞춰 대부분 DC가 이용되고 있으며, 대전력 인공위성의 경우 AC 변환 형태를 이용한다.

4. 전력조정 및 제어

전력조정은 solar array 제어, 버스전압조정, 배터리 충전의 3가지 주요 범주로 나뉜다. 전력시스템은 solar array에서 발생한 전력을 제어하는 방식에 따라 크게 PPT (Peak-Power-Tracker) 시스템과 DET (Direct-energy-transfer) 시스템으로 구분된다. PPT 시스템은 solar array와 직렬로 동작하는 DC-DC 컨버터로 array의 peak power까지 solar-array source의 동작점을 역동적으로 변화시켜 인공위성이 요구하는 정확한 전력을 추출하기때문에 비소모적인 시스템이나 array와 직렬 연결되어 있어 전체 전력의 4 내지 7 %를 사용한다. DET 시스템은 shunt regulator가 array와 병렬로 동작하여 부하에 의해 사용되지 않는 전력을 shunt 저항을 통해 소비하는 소모적인 시스템이나 적은 부품수, 경량 그리고 고효율의 특징이 있다. 태양전지의 특징 즉, array가 eclipse를 벗어났을때(cold시) 많은 양의 전력을 낼 수 있기 때문에 eclipse 횟수가 많은 저궤도(LEO : 300-1,000Km)에서는 PPT 시스템이 높은 효율을 나타내고, 상대적으로 eclipse 횟수가 적은 높은궤도(GEO : 30,000Km 이상)에서는 DET 시스템이 높은 효율을 나타낸다. 배터리는 인공위성의 수명을 제한한다. 배터리 충전은 개개로 또는 병렬로 충전시킬 수 있다. 병렬 충전 시스템은 매우 간단하고 가장 저렴하나, 충전 전류와 온도가 같지 않아 병렬 배터리들은 균형성을 잃어 버리고 수명이 단축된다. 개개의 충전 방식은 배터리 수명을 연장시킬 수 있으나, 병렬 시스템에서는 존재하지 않는 임피던스, 구성부품 그리고 열 손실을 증가시킨다. 일반적으로 배터리의 충전은 Buck 타입 컨버터가 사용되며, 방전은 Boost 타입 컨버터가 사용된다.

Ⅲ. 시뮬레이터 제작 및 실험 결과

시뮬레이터 제작은 DET 시스템을 채용하였으며 그림 5는 DET 시스템 구성도를 나타낸다. 전원

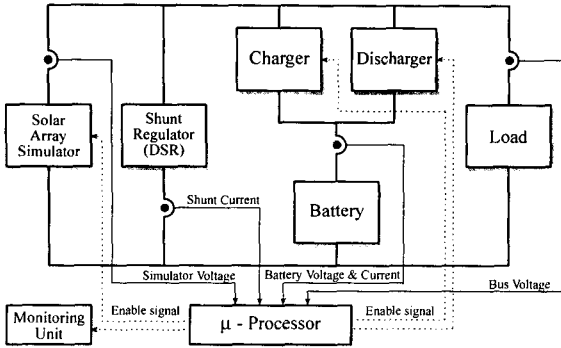


그림 5. DET 시스템 구성도

(solar cell)으로는 실험 환경을 고려하여 solar array의 I-V 특성곡선과 같은 특성을 갖도록 12개의 solar array 시뮬레이터를 제작하여 병렬로 연결한다. 12개의 solar array 시뮬레이터 동작점은 28 [V] . 310 [mA] 로 설정한다. 배터리는 12 [V] . 6.5 [AH] 의 연속전지를 사용하며, 충전기는 Buck 컨버터를 방전기는 Boost 컨버터를 채용한다. 모니터링 및 시스템 제어는 IBM PC를 이용하여 실행한다. DET 시스템의 동작모드는 다음과 같다.

-Shunt 모드:

Sunlight 기간 동안의 동작모드로 shunt 레귤레이터를 통해 버스전압을 제어한다.

-Discharger 모드:

Eclipse/Night/음영 기간 동안의 동작모드로 방전기를 통해 버스전압을 제어한다.

-Charger and Shunt 모드:

Eclipse/Night/음영 기간을 거쳐 다시 Sunlight 기간으로 들어 왔을시의 동작 모드로 충전기 및 Shunt를 통해 버스전압을 제어한다.

마이크로 프로세서는 Shunt 전류, 축전지 전압과 전류, 버스전압을 감지하여 각 모드를 선정하며, 선정된 모드에서 부하 요구전력에 따라 solar array 시뮬레이터의 On/Off 제어 그리고 충전기 및 방전기의 Duty를 제어하는 한편, 감지된 값을 이용하여 시스템의 현재 상태를 모니터링한다. 모드에 따른 버스전압은 Shunt 모드 및 Charger and Shunt 모드시는 28 [V] . Discharger 모드시는 26.6 [V] 로 설정하였으며, solar array 시뮬레이터의 On/Off 제어를 위한 Shunt 전류의 I_{max} , I_{min} 는 각각 310 mA와 10 mA로 설정하였다. 또한 배터리 충전 개시전압과 완료전압은 11.5V와 16V로 설정하였다. 그림 6-9는 각각 solar array 시뮬레이터 회로도, Shunt Regulator 회로도,

충방전기 회로도, AD 변환 회로 및 제어출력 회로도를 나타낸다. 그림 10은 모니터링 및 시스템 제어를 위한 전체 프로그램 흐름도를 나타낸다.

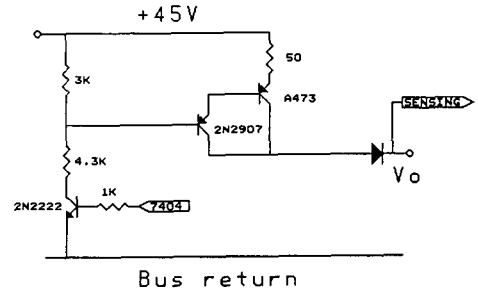


그림 6. solar array 시뮬레이터 회로도

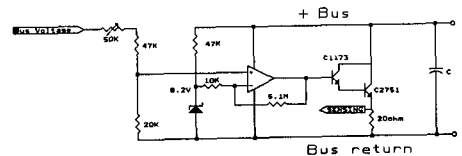


그림 7. Shunt Regulator 회로도

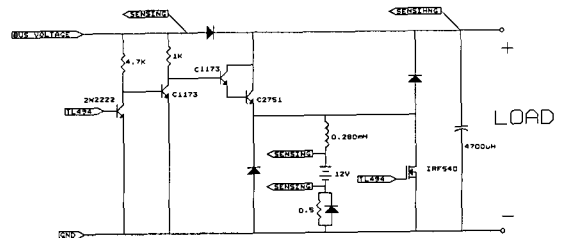


그림 8. 충방전기 회로도

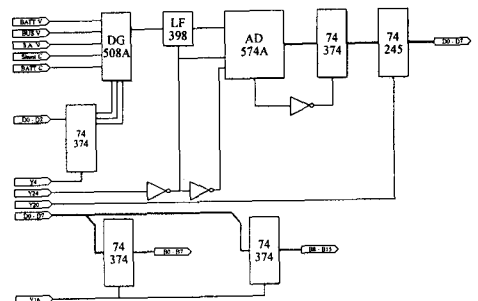


그림 9. AD 변환 회로 및 제어출력 회로도

그림 11-14는 실험결과로써 시스템 동작을 main 프로그램에 의해 모니터링한 화면을 보여준다. 그림

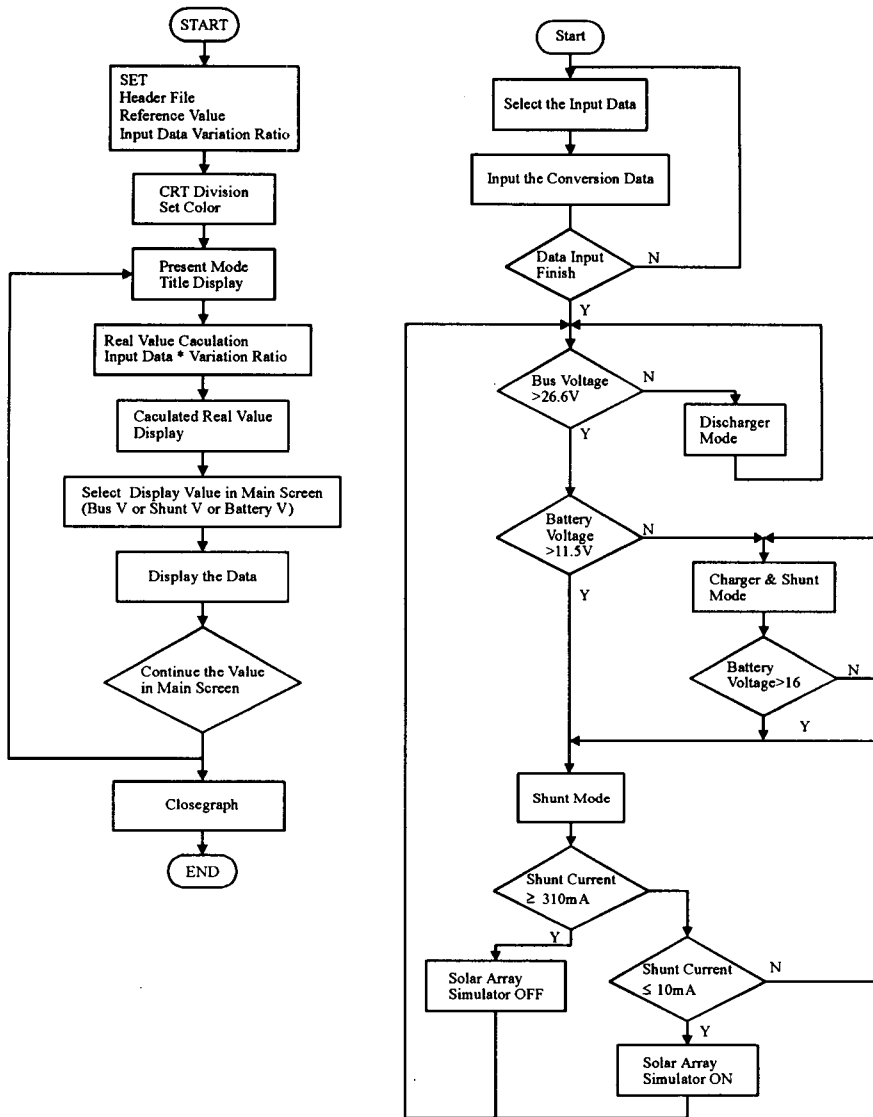


그림 10. 프로그램 흐름도

11은 Shunt 모드시의 부하를 증가시켰을 때의 시스템 상태를 보여준다. 부하의 증가에 따라 shunt 전류가 줄어들어 10mA보다 낮아지면 태양전지 simulator 1개가 On 되어 shunt 전류는 증가하게 된다. 이때, 버스전압은 변동없음을 알 수 있다. 그림 12는 Charger with shunt mode시 부하를 감소시킨 후 다시 증가시켰을 때의 시스템 상태를 보여준다. 이 때에도 버스전압의 변동이 없음을 알 수 있다. 그림 13은 태양전지 시뮬레이터 입력을 Off하여 시스템이 Shunt 모드에서 Discharger 모드로 전

환된 상태를 보여준다. 태양전지 시뮬레이터 입력의 Off에 의해 마이크로프로세서는 시스템 동작모드를 Discharger 모드로 전환하고 기준 버스 전압값을 26.6V로 설정한다. 이에 따라 버스전압은 26.6V를 유지하며 Battery 전압은 떨어지고, shunt 전류는 흐르지 않게 된다. 그림 14는 그림 13의 상태에서 태양전지 시뮬레이터의 입력을 재투입한 경우에 시스템이 Discharger 모드에서 Shunt 모드로 전환된 상태를 보여준다. 이 때 기준 버스전압은 28V로 재설정되고 shunt 전류가 흐르게 된다.

IV. 결론

인공위성 전원계의 구성 및 구성요소들의 특성을 살펴 보았으며, 이를 토대로 DET 시스템을 구성하여 위성용 전원 시스템의 동작 특성을 살펴 보았다. 실험결과 각 위성의 동작 환경에 따른 적절한 동작모드 변환을 구현할 수 있었으며, 각 모드시 버스전압을 원하는 전압 값으로 유지할 수 있었다. 현재, 위성용 전원시스템의 고효율화, 고 신뢰성, 소형 및 경량화, 설계시 융통성등의 요구에 부합하여 마이크로 프로세서의 도입에 대한 각 국의 개발노력이 집중되고 있다. 또한 높은 에너지 밀도를 갖는 태양전지와 배터리의 연구 개발이 활발히 진행되고 있다. 이에따라 향후 마이크로프로세서를 이용한 시스템 개발, 전류모드 제어용 컨버터를 이용한 충방전기의 개발, 비선형 시스템 해석 및 현대제어이론을 도입한 비선형 제어 기법의 연구등이 행해져야하며, 실 상황에 근접한 실험 환경의 조성이 선결되어야 한다. 학계와 산업계 및 정부의 유기적인 협조는 인공위성 개발 기간의 단축을 가져오리라 기대된다.

參考文獻

- [1] P.R.K Chetty, "Space power system some new techniques for performance Improvement", *Indian Institute of Science, India*, 1978.
- [2] R. L. Moser, "High-Vorage, High-power Architecture Considerations", *Martin Marietta Denver Aerospace*.
- [3] Rosemary Silva, Henny Lee, "Spaces-tation power", *Rock-will International, Rocketdyne Division*.
- [4] James R. Wertz, Willy J. Larson, "Space Mission Analysis and Design", *Space Technology Library*.
- [5] 김희준, 김영태, 김인기, "마이크로 프로세서를 이용한 위성용 전력 시스템 제어에 관한 연구", 대한전기학회, 1992.
- [6] 김희준, 김영태, 김인기, 최중문, 김형철, "인공 위성용 전력 시스템에 관한 연구", 대한전자공학회, 1993. ㉸

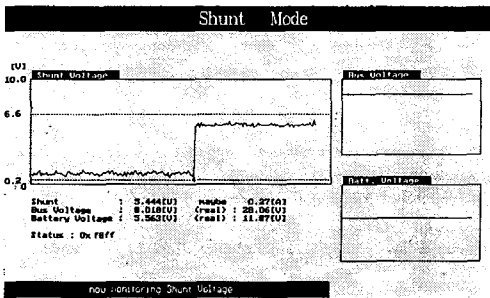


그림 11. Shunt 모드 (부하 증가시)

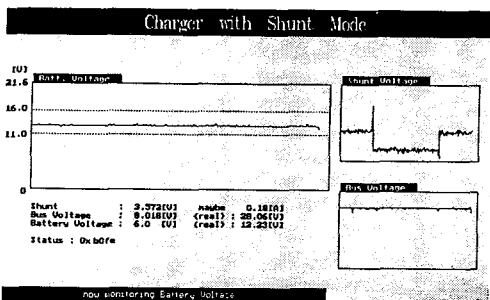


그림 12. Charger 및 Shunt 모드 (부하변동시)

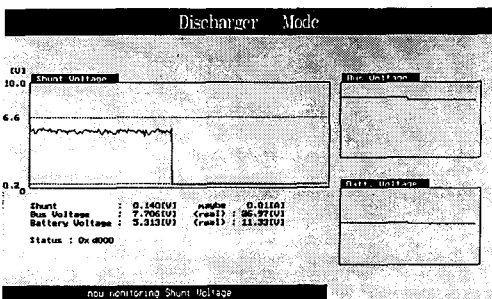


그림 13. Shunt 모드 -> Discharger 모드

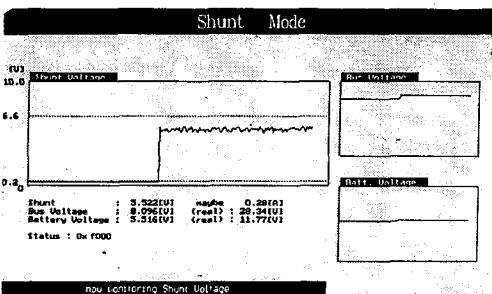


그림 14. Discharger 모드 -> Shunt 모드

筆者紹介



金 熙 峻

1954年 11月 16日生

1976年 2月 한양대학교 전자공학과

1978年 2月 한양대학교 전자공학과(석사)

1986年 3月 일본 구주대학교 전자공학과(박사)

1991年 ~ 1992年 미국 VPEC 교환 교수

1987年 ~ 현재 한양대학교 전기공학과 부교수

주관심 분야 : DC/DC 컨버터, 공진형 컨버터, 인공위성용 전원시스템



金 永 泰

1960年 1月 29日生

1984年 한양대학교 전기공학과

1989年 한양대학교 전기공학과(석사)

1992年 ~ 현재 한양대학교 전기공학과 박사과정

주관심 분야 : 인공위성 전원시스템, 축전지 충방전시스템



金 仁 基

1970年 1月 7日生

1988年 한양대학교 전기공학과

1989年 ~ 현재 한양대학교 전기공학과 석사과정

주관심 분야 : 인공위성 전원시스템

筆者紹介



崔 鍾 文

1967年 12月 18日生

1986年 한양대학교 전기공학과

1992年 ~ 현재 한양대학교 전기공학과 석사과정

주관심 분야 : 인공위성 전원시스템



金 炯 哲

1966年 4月 17日生

1986年 한양대학교 전기공학과

1993年 ~ 현재 한양대학교 전기공학과 석사과정

주관심 분야 : 인공위성 전원시스템