

저 궤도 소형위성의 전력 운용 분석

최재동*, 이임평, 최순달
한국과학기술원 인공위성연구센터

Power management analysis of LEO small satellite

Jae-Dong Choi*, Im-Pyeong Lee, Soon-Dal Choi
Satellite Technology Research Center(SaTReC),KAIST

Abstract : The overall design criteria for the optimal design of a small LEO satellite power system are described in summary. The analysis result of the KITSAT-1 whole orbit data suggests the efficient power operation for KITSAT-1 and also gives some crucial information for developing a new satellite power system.

1. 서론

위성의 전력시스템은 위성이 발사된 후부터 수명이 다하기 전까지 위성의 각 시스템의 다변적인 요구에 적합한 전력을 안정되게 조절 공급하여야 한다.^[4] 저궤도 소형위성의 경우 Sunlight 기간과 식(eclipse)기간을 동시에 갖기 때문에 Sunlight 기간 동안 태양전지의 최대 전력점을 추적하여 각 시스템에 공급함과 동시에 이 기간동안 위성의 배터리에 재충전을 하여야 한다.^{[2][4]} 따라서 위성의 에너지를 생산하는 태양 전지판 출력의 감소와 배터리의 성능 저하는 위성 전체의 수명을 결정하는 중요한 요소이다. 이 연구에서는 저궤도 소형위성의 한 예로서 92년 8월 발사이후 지금까지 운용된 과학 실험 위성 우리별 1호의 원격검침 정보를 이용하여 태양 전지판 출력변화, 전력운용, 배터리 충방전 상태 및 성능의 변화등을 분석하였다. 이러한 실험 결과 데이터는 앞으로 국내에서 제작하게 되는 다목적 실용위성 및 과학실험위성 제작을 위한 수명 결정, 탑재체 및 버스 시스템 전력운용과 전력부의 설계를 위한 참고 자료로써 이용될 수 있을 것이다.

2. 전원시스템

인공위성의 전원 시스템의 가장 중요한 역할은 위성의 탑재체 및 서브시스템에 연속적인 전원을 공급해야 한다는 것이다. 다른 특징은 Radiation 에 의한 태양전지의 감쇠, 부하전력의 변동에 대한 대처, 시스템의 신뢰성 고려등이다.^[4] 위성의 전력시스템의 기본적인 구성은 다음과 같다.

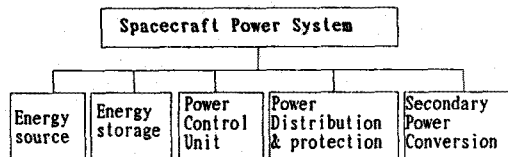


그림 1. 위성 전원시스템 구성도

일반적으로 1.5 시간의 주기와 0.5 시간의 식기간을 갖는 저궤도 위성의 전력시스템 설계에 있어서 해결해야 할 기본적인 문제는 배터리의 충방전 제어 및 위성의 궤도에 따른 정확한 전력량을 계산하는 것이다. 특히 과학실험, 통신, 지구관측을 주 임무로 하는 저궤도 위성의 경우 각위성의 목적에 맞는 전력시스템을 설계하여야 할 것이다.

2.1 태양전지

위성의 궤도상에서 지속적인 전력을 공급하고 배터리를 재충전하기 위해서는 전원 소스가 필요하다. 이상적으로 14%-18%의 효율을 갖는 silicon 과 gallium arsenide 태양전지가 저궤도 위성에서 가장 널리 쓰이는 태양전지이다. 전원 소로서 태양전지를 사용하는 경우 고려하여야 할 점은 다음과 같다.

- 위성 형태, Sunlight 기간과 식기간동안 요구되어지는 평균 전력, 동작온도, Radiation 환경, 위성수명, 크기 및 무게, 비용, 위험 정도
- 태양전지에 의해 발생되어지는 전력량 계산

$$P_{in} = \frac{[P_s T_s / X_s] + [P_d T_d / X_d]}{T_d} \quad (1)$$

- 태양전지의 타입 선정과 발생 전력량 계산
- BOL(Begin of life)과 EOL(End of life)에서 태양전지의 전력 발생 능력 계산

$$P_{BOL} = P_0 I_d \cos \theta \quad (2)$$

$$P_{EOL} = P_{BOL} L_d \quad (3)$$

$$L_d = (1 - \text{degradation} / \text{year})^{\text{위성수명}} \quad (4)$$

- 필요전력을 생산하기 위해 요구되어지는 태양전지면적 및 무게 결정

$$A_{in} = P_{in} / P_{BOL} \quad (5)$$

P_s, P_d : Sunlight 기간과 식기간동안 위성이 필요 하는 전력

T_s, T_d : Sunlight 기간과 식기간의 주기

θ : 태양광선입사각

I_d : Inherent degradation

L_d : life degradation

A_{in} : 태양전지 면적

그림 2 은 36도 간격의 온도변화에 따른 태양전지의 전력량을 나타낸것으로서 온도가 낮을수록 더 많은 전력량이 발생되는것을 알 수 있다. 그림 3 은 Radiation 영향에 의한 태양전지의 I-V 곡선을 나타낸 것으로서 우주 환경에서 지속적인 방사선량에 의해 감소되어지는 전력량을 살펴 볼 수 있다.

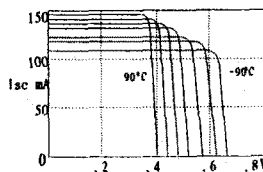


그림 2. 온도변화에 따른 태양전지 셀의 전형적인 특성곡선

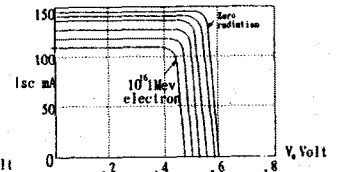


그림 3. 연속적인 radiation 노출 후 셀의 특성곡선

2.2 배터리

에너지 저장은 위성 전력시스템에 가장 중요한 부분이며, 위성 수명을 결정하는 주된 요소중의 하나이다. 전원소로서 Photovoltaics를 사용하는 위성은 부하의 피크전력 수요시나 식기간동안 연속적인 에너지 공급을 위한 에너지 저장 시스템이 요구되어진다. 이러한 에너지 저장은 전형적으로 배터리에서 이루어진다. 지구정지궤도에서는 충방전횟수가 적기 때문에 DOD의 50%까지 허용할 수 있다. 반면, 저궤도 위성은 상대적으로 많은 식기간을 갖는다. 그러므로 충방전횟수는 일반적으로 연간 5000회 이상이며 평균 DOD의 허용치는 15%-25%이다. 전형적인 배터리 충방전 특성은 그림 4와 같다.

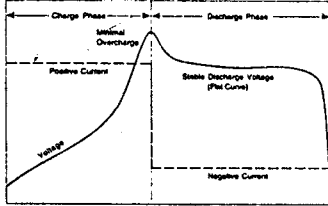


그림 4. 배터리의 충방전특성

이러한 전형적인 특성곡선은 배터리 온도, 충방전비 그리고 충방전 횟수등에 크게 의존하기 때문에 위성의 전력시스템 설계시 매우 중요하다. 배터리의 수명에 영향을 미치는 요소들은 다음과 같다.

2.2.1 온도에 영향

셀(Rechargeable cell)의 수명에 영향을 미치는 가장 중요한 요소는 온도이다. 예를 들어 기준조건을 23°C로 할때 충전온도가 45°C 혹은 60°C로 증가시 실제 셀의 충전능력은 감소한다. 셀 온도가 45°C, 200% (기준조건)의 충전입력조건을 가질때 실제능력은 70%밖에 되지않는다. 이처럼 상승된 온도는 매 10°C에 대하여 절반정도 셀의 수명이 줄어들게 된다.

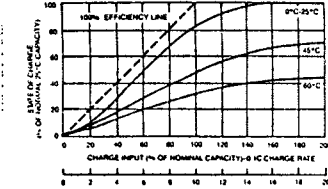


그림 5. 배터리 충전용량에 대한 온도의 영향

2.2.2 사이클 주기에서 DOD의 영향

위성에 사용되는 니켈-카드뮴셀은 높은 방전보호를 가졌지만 니켈-카드뮴셀의 사이클주기는 DOD에 의해 영향을 받는다. 만약 셀이 모든 주기에서 완전히 방전되었다면 전극에 있는 물질들은 더욱더 활발히 동작하게 되어 셀의 동작 초기에 예상되어지는 DOD감쇠보다 더 높은 감쇠를 일으키게된다. 그림 5에서 100%의 DOD를 기준으로 할때 낮은 DOD에서 더 높은 셀의 주기 수명을 나타내며 DOD가 클수록 주기 수명이 짧다는 것을 보여주고 있다. 따라서 위성의 B.O.L 동안 20%정도의 DOD로 운영하는 것이 바람직하며 E.O.L 시에는 DOD가 30%이내의 범위에 있도록 한다.

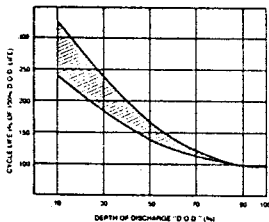


그림 6. DOD에 따른 배터리 셀의 사이클 수명

2.3 전력량 계산

Sunlight 기간과 식 기간을 갖는 저궤도 위성의 경우 이용할 수 있는 전력량을 두가지 형태로 계산할 수 있다. 첫번째 계산은 Sunlight 기간이며 이때 위성은 태양전지를 통하여 전력을 발생하며, 배터리는 재충전되어진다. 두번째 계산은 식 기간이며 단지 배터리의 방전에 의해서만 전력이 발생한다. 위와 같은 형태를 지닌 저궤도 위성의 전력량을 계산하기 위하여 먼저 탑재체, 위성 서브시스템, 배터리 크기 결정, 임무기간동안 태양전지판의 전력발생량 감소등을 고려해야 한다.

2.3.1 태양전지에 의한 전력량 계산

$$P = P_{in} \times A_C \times \cos \theta \times E \quad (6)$$

P_{in} : 태양으로부터의 입력 전력, θ : 태양전지판의 입사각

A_C : 한 판넬의 태양전지 면적, E : 태양전지셀의 효율

Sunlight 과 식기간(eclipse)을 갖는 저궤도 위성의 궤도에 의한 전력은 다음과 같이 계산되어질 수 있다.

$$P_{av} = P_0(1 - T_e / T) \quad (7)$$

P_0 : 태양전지 출력전력, T_e : 식 기간, T : 궤도 주기

2.3.2 배터리에 의해 공급되어지는 전력량 계산

식 기간동안 배터리에 의해 공급되는 전력은 다음과 같이 계산되어질 수 있다.

$$P_e = V_b \times I_e \quad (8)$$

$$I_e = (C \times DOD) / T_e \quad (9)$$

I_e : 평균 식 기간 전류, C : 배터리 용량

V_b : 배터리 단자 전압, DOD : 방전 정도

2.4 전력시스템 제어방식

위성의 전력시스템은 태양전지에서 발생하는 전력에 따라 크게 PPT 방식과 DET 방식으로 구분한다. DET 방식은 shunt 조절기가 태양전지 array와 병렬로 동작하여 부하에 의해 사용하지 않는 전력을 shunt 저항을 통해 소비하는 소모적인 시스템이다. 따라서 식기간 햇수가 많은 저궤도 위성의 경우 최대 전력점을 추적하여 동작키키는 PPT 방식이 더 효율적이라 할 수 있겠다.

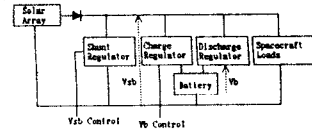


그림 7. Dissipative Regulated System

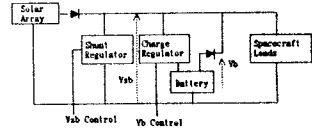


그림 8. Dissipative Unregulated System

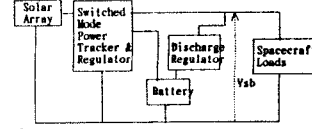


그림 9. Non Dissipative Regulated System

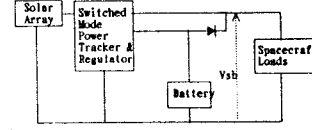


그림 10. Non Dissipative Unregulated System

전력 서브시스템들의 버스전압을 제어하기 위한 기술들은 크게 Regulated와 Unregulated 두가지 항목으로 분류할 수 있다. 그림 8,10과 같은 Unregulated 서브시스템은 배터리의 전압으로부터 버스전압이 조정되어지기 때문에 충방전으로 부터 버스전압이

약 20%정도 변화하는 단점이 있다. 그림 7,9 와 같은 Regulated 서브시스템은 비효율적이거나 이 시스템이 부하와 접속되어질때 낮은 임피던스를 갖는 전력을 공급하는 장점을 가지며 높은 정밀도를 요하는 위치에 적합하다.

3. 우리별 1호 전력부

우리별 1호의 기본적인 전력은 4면(±X,±Y)으로 구성된 태양전지판으로부터 얻어지며, 태양전지 전력의 전달을 제어하기 위해 배터리 충전조절기(BCR)가 이용되어졌다. 배터리로부터 얻어진 Unregulated D.C 전력은 원격 명령시스템의 제어 아래 전력 조절 및 분배기에 의해 각 서브 시스템에 분배 되어진다. 또한, 태양 전지로 부터 전력 전달의 최적화를 위해 온도 보상회로가 이용 되어 졌다.

3.1 주요 제원 및 궤도

우리별 1호의 주요 제원은 다음과 같다.

- 태양전지 : 17%, GaAs/Gc
- 태양전력 : 30W
- 충전지 : 니켈-카드늄 전지 14V, 6Ahr
- 출력전압조정 : +5V, +10V, -10V, +14V
- 무게 : 50Kg 이내

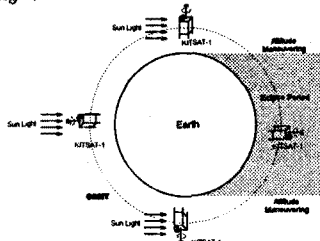


그림 11. 우리별 1호의 궤도

우리별 1호의 궤도는약 1300Km이며 지향정확도는 5도이내로서 그림 11처럼 위성의 아래면이 항상 지구를 바라보면서 지구표면 촬영 및 전송통신 실험을 하고 있다.

3.2 전력시스템의 구성 및 블럭다이어그램

3.2.1 구성

- 전원소스:태양전지,배터리
- BCR (Battery Charge Regulator)
- PCM (Power Conditioning Module)
- PDM (Power Distribution Module)
- BCM (Battery Current Monitor)
- Monitor and Controller

3.2.2 블럭 다이어그램

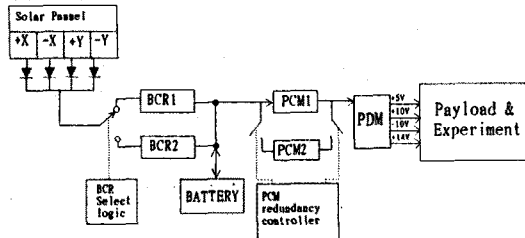


그림 12 우리별 1호의 전력시스템 블럭다이어그램

3.3 태양전지및 배터리의 전력분석

KITSATI의 태양전지판은 4면, 한 면당 42개의 GaAs Cell로 구성되었다.

- 사용된 태양전지의 특성
- 최대전력점 :0.84V
- 전압온도계수 : -0.0021V/K
- 전압 감소 계수 : 0.914 after life time

- 전류 감소 계수 :0.83 after life time
- 전력 감소 계수 : 0.796 after life time

표 1. 우리별 1호의 전력량 계산

	BOL	EOL
Average	$P_{av} = 27.2W$	$P_{av} = 21.65W$
Peak power	$P_0(\max) = 38.3W$	$P_0(\max) = 30.47W$

3.4 우리별 1호의 제어 방식

우리별 1호의 전력시스템은 인공의 하이브리드 전력 버스로서 Regulated 전력 버스와 Unregulated 전력 버스의 특성을 혼합하여 사용하였다. 이 시스템은 일부의 전력은 regulated 버스로 접속되며 이것은 간단한 PCM(Power Conditionin Module)에 의해 제어되며 부하에 직접 연결하는 방식을 선택하고 일부는 배터리에 직접 연결하여 전력을 공급하는 방식을 취한다. 따라서 무게, 비용등을 고려한 소형위성등에 적합하다고 할 수 있겠다. 또한 PCM(Power Conditionin Module)은 회로를 단순화,이중화 하여 리던던시를 높였으며 태양전지로 부터 발생하는 전력의 최대점을 추적하는 방식을 사용 전력이용을 극대화 하였으며 여기에 이용된 Regulator의 전압특성은 그들의 전압에 관계없이 전력을 저장하는 전류원 처럼 동작한다. 우리별 1호는 많은 수의 레귤레이터를 요구하는 Distributed Power Regulation 방식을 배제하고 적은 수의 레귤레이터를 이용하는 Central Power Regulation 방식을 이용하였다. 그러나 여기에는 많은 전력스위치가 요구되어지며 절연,노이즈등에 대한 적절한 대책이 요구되어 지는 단점이 있다.

4. Whole Orbit Data (WOD)

전 주기에 걸쳐 원격검침정보를 모아놓은 WOD를 분석하여 위성의 동작 상태를 파악할 수 있다. 우리별 1호에서는 64개의 아날로그와 157개의 디지털 원격검침정보를 제공한다. 이 중 전력부와 관련된 아날로그 원격검침정보가 21개 존재하는데, 이러한 정보를 분석하여 배터리 충방전 상태, 태양 전지판 출력, 정류된 전압 안정성, 각 서브시스템들의 온도등 다양한 정보를 유추해 낼 수 있다. 표 2는 우리별 1호에서 제공하는 전력부 관련 원격검침정보를 나열하고 있다.

표 2. 전력부 관련 원격검침정보

채널	내용	채널	내용
1	태양 전지판의 전압	11	배터리 충방전 전류
0	+X 태양 전지판의 전류	19	PCM 입력 전류
12	+X 태양 전지판의 온도	36	+10V 버스 전압
8	-X 태양 전지판의 전류	45	+10V 버스 전류
4	-X 태양 전지판의 온도	46	-10V 버스 전압
16	+Y 태양 전지판의 전류	37	-10V 버스 전류
29	+Y 태양 전지판의 온도	53	+5V 버스 전압
26	-Y 태양 전지판의 전류	38	+5V 버스 전류
20	-Y 태양 전지판의 온도	59	BCR S/W 제어 데이터
17	배터리 전압	25	충전생의 전압(10개)

4.1 동작 모드 분석

BCR은 배터리의 충방전 제어와 태양 전지의 최대 전력 생성점의 추적이 주 역할이다. 배터리와 태양 전지의 온도에 따른 특성 변화를 보상하는 기능도 포함되어 있다. BCR은 전압 모드와 전류 모드도 동작한다. 전압 모드에서는 배터리가 최대 충전되었을 때 배터리에 trickle 충전을 하면서 태양 전지판의 전압을 open circuit 전압에 가까운 값으로 설정하여 입력되는 전력을 줄인다. 전류 모드에서는 태양 전지판의 최대 전력 생성점을 추적하여 가능한 많은 전력을 다른 시스템과 배터리에 전달한다. 그림 13은 1995년 3월 2일중 한 주기의 배터리에 관련된 원격검침정보의 그래프이다. 주기에 대한 시기간 비율의 차이는 있지만 일반적으로 다른 시기에도 비슷한 그래프를 그리고 있음을 확인할 수 있었다. 그림 13(a)에서 표기된 것처럼 세 개의 구간으로 나누어 분석하였다.

4.1.1 식 기간 동작

T1 구간에서는 약 1.1~1.2A 정도로 배터리가 방전하며 최소 12.7~12.8V 정도까지 전압이 하강한다. 이 구간에서 배터리의 방전량(DOD)은 배터리 전체 용량의 10~15% 정도로 상당히 작게 유지되고 있다. 20~25%의 DOD를 허용하도록 설계된 시스템이므로 배터리 수명이 처음 설계보다 오래 지속될 것으로 예측된다.

4.1.2 전류 모드 동작

T2 구간은 식기간에 막 빠져나온 시기로 BCR은 전류 모드로 동작한다. 그림 14(b)와 같이 상당히 큰 전류가 출력되도록 유지하기 위해서 그림 14(a)처럼 최대 전력 생성 전압을 설정한다. 이때, 그림 13(a)처럼 배터리 전압은 계속적으로 최대 충전이 될 때까지 상승하게 된다. 이 때 배터리의 충전 전류는 약 0.9~1.5A 정도로 유지된다. 표준 충전 전류가 1/10C 인 0.6A 정도이므로 최대값인 1.5A는 비교적 큰 값이다. 그러므로, 배터리 수명의 연장을 위하여 1A 이하의 수준으로 유지되게 전력 운영을 수행하도록 하여야 한다.

4.1.3 전압 모드 동작

T3 구간에서는 배터리가 거의 최대 충전된 상태로 유지되는 구간이며 BCR은 전압 모드로 동작한다. 그림 14(a)와 같이 태양 전지판의 전압을 최대 전력 생성 전압보다 4~5V 정도 높게 설정하여 태양 전지판의 출력을 줄인다. 배터리 충전 전류는 그림 13(b)에서 보이는 것처럼 trickle 충전을 위해 약 300~400mA 정도로 유지된다. 그림 13(a)에서 볼 수 있듯이 배터리 전압은 최대 충전된 상태로 거의 일정하게 유지된다.

4.1.4 온도 보상 기능

그림 15에서 BCR의 온도 보상 기능을 확인할 수 있다. BCR은 태양 전지 최대 전력 전압과 배터리 최대 충전 전압의 온도에 따른 민감한 변화를 보상할 수 있도록 설계되었다. 그림 15의 (a)에서는 배터리의 최대 충전 전압이 (b)에서는 태양 전지판의 최대 전력 생성 전압이 온도에 따라 변경되며 설정되는 것을 보여준다.

4.2 효율

WOD 분석의 결과로 BCR은 약 90% 이상, PCM은 75~80% 정도로 효율이 유지되는 것을 볼 수 있었다. PCM은 DC-DC 스위칭 레귤레이터임에도 불구하고 상당히 낮은 효율을 보이고 있다. 무게와 부피의 절감을 위해 +5V 전력을 만드는 core의 field로부터 유도하는 방식을 사용하여 ±10V 전력을 생산하였다. 그래서, ±10V 전력의 용량이 낮고, PCM의 전체 효율이 떨어지는 단점이 발생하였다.

4.3 버스 전압의 안정도

아래 표 3은 각 버스 전압의 변동률을 보여준다. 설계된 허용치 내에서 동작하는 것을 알 수 있다. Unregulated 비스인 +14V Line의 변동률이 상당히 크지만, 예상되었던 결과이며 이 정도의 변동을 허용할 수 있는 시스템에만 전력을 공급하도록 설계되었다.

표 3. 버스 전압의 변동률

	종류	최대값 (V)	최소값 (V)	변동률 (%)
+14V Line	Unregulated	14.4	12.6	< 13
+5V Line	Regulated	5.307	5.290	< 0.4
+10V Line	Regulated	10.67	10.63	< 0.4
-10V Line	Regulated	-10.74	-10.80	< 0.6

4.4 배터리의 성능 감소

배터리는 92년 8월 발사 이후 지금까지 15000번 이상의 충방전을 경험하였다. 현재 WOD 분석을 통해서 배터리 팩 내부의 직렬로 연결된 10개의 셀들이 미세한 전압의 차이가 95년 1월 이후 가깝게 나타나고 있다는 사실을 발견하였다. 셀들 사이의 성능 감소의 크기가 서로 다르기 때문에 발생하는 현상이다. 이러한 미세한 전압의 차이로 인해 전압이 낮은 셀들의 성능 감소가 더욱 빨리 크게 진행될 수도 있다. 더욱 자세한 연구를 통해 이러한 문제점을 개선할 수 있는 운용 방법을 제안할 수 있을 것이다.

4.5 태양 전지판의 출력 감소

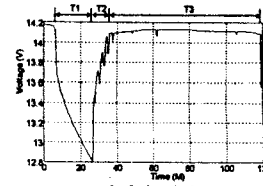
태양 전지의 시간에 지남에 따른 출력의 감소는 이미 널리 알려진 사실이다. 우리별 1호에서도 WOD를 통하여 정상적으로는 쉽게 그 사실을 확인할 수 있었다. 그러나, 출력이 또한 온도와 아주 크게 관련되어서 radiation과 같은 영향으로 인한 출력의 감소만을 분리해내기 어려움이 많이 따른다. 우리별 1호가 겪는 우주 환경과 태양 전지판의 온도의 변화를 연구하여 감소량을 정량적으로 유지하는 연구를 진행중이다.

5. 결론

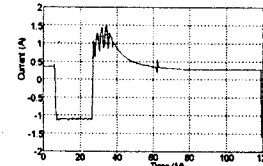
위성 수명을 결정 하는 전력 시스템의 설계시 지금까지 국내에서는 자체의 위성을 보유하지 못한 결과로 위성의 원격검침 정보를 통한 실험결과 데이터 분석이 빈약한 실정이었다. 따라서 과학실험위성 우리별 1호의 원격 검침 정보의 분석은 우리별 1호 전력부의 효율적인 운영과 앞으로 위성 전력 시스템 설계를 위한 중요한 자료로 이용되어 질 수 있을 것이다.

참고문헌

- [1] P.R.K Chetty, "Space power system some new techniques for performance improvement", Indian Institute of Science, 1978.
- [2] James R. Wertz, Willy J. Larson, "Space Mission Analysis and Design", Space Technology Library.
- [3] Scaled Rechargeable Batteries Application Manual, Gates Energy Products, 1989.
- [4] D.O'Sullivan, "Space Power Electronics-Design Drivers", ESA Journal 1994 Vol.18 pp 1-23.
- [5] H.S. WONG and M.J.BLEWETT, "The Uosat-2 spacecraft power system", J.IERE Vol 57, No5(supplement), September/October, 1987.
- [6] Abbas Salim and George Dakermanji, "Small Satellite Power System Design", AIAA/USU conference on small satellite 3rd Annual, September 26-28, 1989.

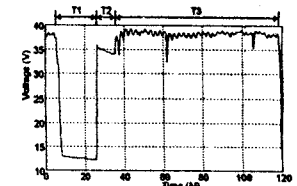


(a) 배터리 전압

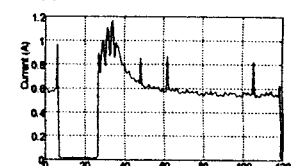


(b) 배터리 충전 전류

그림 13. 배터리 전압과 충전 전류

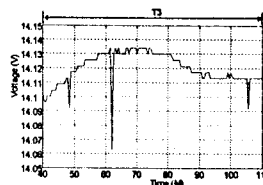


(a) 태양 전지판의 전압

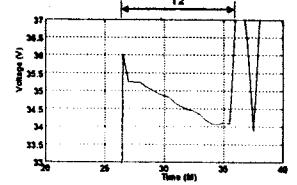


(b) 태양 전지판의 출력 전류

그림 14. 태양 전지판의 전압과 출력 전류



(a) T3 구간의 배터리 전압의 변화



(b) T2 구간의 태양 전지판 전압의 변화

그림 15. BCR의 온도 보상