

우리별 1호의 전력 운용 관리 분석

구 자 춘¹, 이 임 평¹, 최 순 달¹, 윤 명 중², 최 재 동³

¹한국과학기술원 인공위성연구소, ²한국과학기술원 전기 및 전자공학부, ³한국항공우주연구소

POWER MANAGEMENT ANALYSIS FOR KITSAT-1

J. Koo¹, I. P. Lee¹, S. D. Choi¹, M. J. Youn² and J. D. Choi³

¹Satellite Technology Research Center, KAIST

²Dept. of Electrical and Electronic Engineering, KAIST

³Korea Aerospace Research Institute

e-mail: jkoo@satrec.kaist.ac.kr

(Received March 20, 1996; Accepted May 4, 1996)

요 약

태양전지판으로부터 생성된 전력 공급은 위성의 탑재체들에게 가장 근본적인 요구 중의 하나이다. 전력 서브시스템은 탑재체 및 다양한 위성의 서브시스템에 전력을 조절, 분배, 공급한다. 본 논문에서는 우리별 1호의 원격검침 정보를 모아 놓은 WOD(whole orbit data)의 분석 결과, 궤도상에서 전체 전력 시스템이 효율적으로 동작하고 있음을 알 수 있었다.

ABSTRACT

Provision of the electrical power generated from solar array is one of the most fundamental requirements for the spacecraft payloads. Power subsystem collects, regulates and distributes power to the experiment payloads and to the various spacecraft subsystems. In this paper, the analysis result of the KITSAT-1 WOD shows that the in-orbit operation of whole power system has been in good condition.

1. 서 론

위성의 전력 시스템은 위성이 발사된 후부터 수명이 다하기 전까지 탑재체 및 각 서브시스템에 연속적인 전력을 안정되게 조절, 분배, 공급해야 한다. 저궤도 위성의 경우에는 햇빛이 비치는(sunlight) 기간과 식(eclipse) 기간을 갖는다. 햇빛이 비치는 기간동안 태양전지의 최대전력 생성점을 추적하여 각 시스템에 전력을 공급해야 한다. 또한, 식 기간동안 요구되는 전력을 위해 배터리를 재충전해야 한다.

본 논문에서는 저궤도 소형위성의 한 예로써 92년 8월 발사 이후 지금까지 운용된 과학 실험 위성인 우리별 1호의 원격검침 정보를 이용하여 태양전지판의 출력 변화, 전력 운용, 배터리 충·방전 상태 및 성능의 변화 등을 분석하였다. 이 결과, 우리별 1호의 전력 시스템이 궤도상에서 효율적으로 동작하고 있음을 알 수 있었다.

2. 우리별 1호의 전력 시스템

2.1 전력 시스템의 구성

우리별 1호의 무게는 50kg 정도로 고도는 약 1,300km이며 지향정확도는 5° 이내로써 위성의 아래면이 항상 지구를 바라보면서 지구표면 촬영 및 전송 통신 실험을 하고 있다. 또한, 66° 궤도경사각으로 매일 120분간격으로 지구 주위를 회전한다. 우리별 1호의 전원 소스는 태양전지와 배터리로부터 얻어진다. 전력 시스템은 BCR(battery charge regulator), PCM(power conditioning module), PDM(power distribution module) 및 BCM(battery current monitor)으로 구성되어 있다.

우리별 1호의 전력 시스템 블럭도는 그림 1에 나타내었다. 우리별 1호의 기본적인 전력은 4면($\pm X, \pm Y$)으로 구성된 태양전지판으로부터 얻어진다. 태양전지판은 각각 42개의 GaAs 셀로 구성되어 있다. 태양전지는 17% 효율의 GaAs 셀이다. 태양전지 전력의 전달을 제어하기 위해서는 BCR이 사용되었다. 배터리로부터 얻어진 unregulated DC 전력은 원격명령 시스템의 제어 아래 PCM 및 PDM에 의해 각 서브시스템에 분배되어진다. 또한, 태양전지로부터 전력전달의 최적화를 위해 온도 보상회로가 이용되었다. 2차 전력원은 충·방전 가능한 NiCd 배터리 시스템으로부터 얻어진다. 우리별 1호의 버스 전압은 14 V이다. 이 버스 전압을 위해서, 배터리는 10

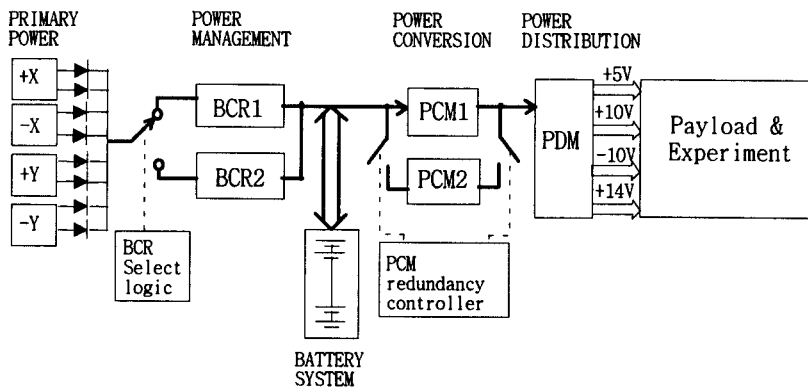


그림 1. 우리별 1호의 전력 시스템 블럭도.

표 1. 우리별 1호의 태양전지로부터 입력되는 전력량.

전력	BOL	EOL
Average power	27.2W	21.65W
Peak power	38.3W	30.47W

개의 셀을 직렬로 연결하였다. 배터리는 상업용 'F'-사이즈 6Ahr NiCd 셀들로 구성되었다. 배터리 시스템은 각각 5개의 셀들로 구성된 2개의 AI 팩으로 구성되어 있다. 각 팩에는 전압을 모니터링하기 위한 6개의 저항과 온도 보상을 위한 다이오드 2개가 있다. 또한, 원격 온도 센서는 배터리 팩의 내부면에 부착되어 배터리의 온도를 센싱한다. PCM은 다른 버스 시스템과 탑재체에 +5V, +10V 및 -10V의 regulated 전압을 공급하기 위하여 14V 전압을 regulate한다. +10V와 -10V 라인은 +5V 라인으로부터 공급된다. 완전히 regulate된 이들 전압과 +14V의 배터리 출력 전압은 위성의 모든 부하에 공급하기 위하여 PDM으로 입력된다. PDM에서 각 탑재체에 필요한 전력을 공급한다.

2.2 태양전지 전력 분석

우리별 1호에 사용된 태양전지의 최대 전력점은 0.84V, 전압 온도 계수는 -0.0021V/K , 수명시간 후 전압 감쇠 계수는 0.914, 수명시간 후 전류 감쇠 계수는 0.83, 수명시간 후 전력 감쇠 계수는 0.796 이다. 우리별 1호의 태양 전지로부터 입력되는 전력량 계산은 표 1에서와 같다.

2.3 배터리 셀 선별

셀 선별의 목적은 전 배터리 시스템내에서 셀 특성의 균등성을 위한 것이다. 이 시험으로 주된 그룹과 유사한 성능 특성을 갖지 않는 셀들은 제거된다. 배터리에 요구되는 셀의 선별과 매칭에 사용되는 방법에는 3가지가 있다. 이들 방법들은 충전-전압 특성 매칭, 용량 매칭과 충전 효율 선별이 있다. 이들 방법들은 여러 요인들에 의존한다. 이들 요인들은 궤도, 최대 DOD, 동작 온도 범위와 배터리 충전 제어 특성을 포함한다. 충전-전압 특성 매칭, 용량 매칭은 전압-제한 충전 제어가 사용된다면 중요하다. Scott & Rusta (1979)에 따라 $+23^{\circ}\text{C}$ 에서 0.1C로 4시간동안 과충전했을 때 그룹 평균 전압이 $\pm 7\text{mV}$ 이내인 셀들을 선별한다. 용량 매칭은 개개의 배터리를 시험하기 위해 사용되는 일반적인 방법 중의 하나이다. 일반적으로 가장 낮은 용량이 배터리의 용량을 결정한다. 용량 매칭은 DOD의 허용오차가 LEO(low earth orbit)보다 크기 때문에 GTO(geostationary transfer orbit)에서 더욱 중요하다. 또한, 충전 효율 선별은 극단적으로 높거나 낮은 충전비를 요구하는 궤도에서 중요하다.

상업용 셀들을 우주용으로 사용하기 위해서는 충분히 시험되어야 한다. 소형위성의 전력 시스템을 위해 상업용 NiCd 셀의 선별 절차를 개발하였다. 이 절차들은 진동, 과충전 특성, 용량, 고속 방전 및 충전 보유로 구성되어 있다. 셀 선별 절차의 기준으로써 GEO에서 널리 사용하는 용량 매칭 방법을 사용하는 대신에 매우 낮은 DOD를 갖는 LEO를 위해 충전-전압 특

성을 사용하였다. 우리별 1호에서 사용한 선별 절차를 그림 2에 나타내었다. 시각 검사와 무게 측정 시험은 규정된 무게를 벗어나는 셀들을 제거한다. 또한, 외형적인 형태가 불규칙적인 셀을 제거한다. 시험동안에 O₂와 전해질의 유출로 인해 첫번째 시험과 마지막 시험에서 무게가

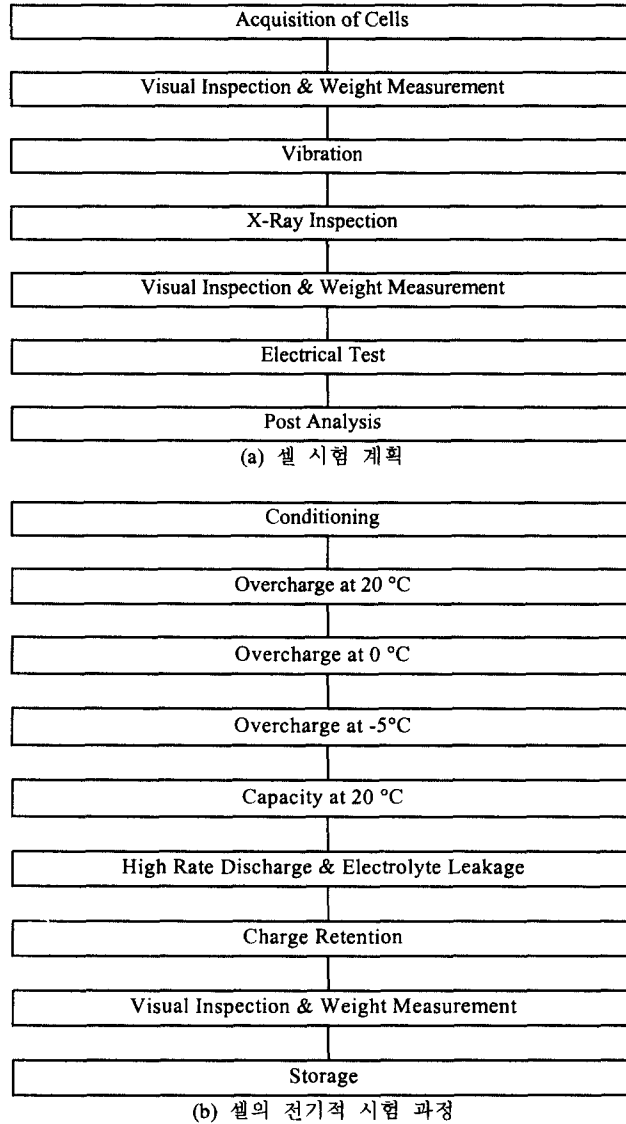


그림 2. 우리별 1호의 셀 선별 절차.

감소된 셀도 제거된다. 진동과 x-ray 검사 시험은 시험 전후에 내부적인 구조에서 결함이 있는 셀들을 선별하기 위한 것이다. Conditioning은 많은 수의 충·방전 사이클을 거친 뒤 초기에 죽는 셀과 특성이 불안정한 셀을 선별하기 위한 기본적인 burn-in 과정이다. 과충전은 과충전 능력을 평가하기 위해 수행된다. 셀들은 충전 곡선에서 균형 부분을 유지해야 한다. 이 시험은 안정적인 온도 환경에서 수행되어야 한다. 용량 시험은 표준 충전 조건에서 셀의 용량을 평가하기 위해 필요하다. 방전 과정은 첫번째 셀이 1V에 도달했을 때 즉시 중지되어야 한다. 그렇지 않으면 셀의 극성은 반전되며, 가스 유출로 인해 셀은 손상을 입을 수도 있다. 고속 방전과 전해질 누설은 셀의 높은 방전 능력을 시험하기 위한 것이다. 그러나 용접 시험을 수행하는 것이 더 중요하다. 과도한 내부저항은 나쁜 용접 또는 유사한 결함으로부터의 결과이다. Sealed rechargeable batteries application manual(1989)에 의하면 전해질 유출 시험은 phenolptaline이 OH-ion을 만날 때 핑크색으로 변하는 것으로 확인한다. 충전 보류는 내부적으로 단락회로가 있는지를 조사하기 위한 전압 회복 시험이다. 선별된 셀들을 낮은 온도에서 저장하는 것은 condition을 유지하기 위해 중요하다. Kim(1992)에 의하면 상온에서 셀을 저장하는 것은 “-Ve 전극 과부하 보호”에 의해 셀의 수명을 감소시킨다. Post analysis는 균등한 특성을 갖는 셀들을 그룹화한다.

셀 시험 시스템은 위성에 사용될 비행모델용 셀들을 선택하기 위한 것이다. 이 시험 시스템으로 성능 시험 후에 셀을 선택한다. 우리별 1호의 셀 시험 시스템의 전체적인 구성도는 그림 3과 같다. 이 시스템은 컴퓨터, 3개의 시험 박스, 각각 10개의 셀로 구성되어 있는 3개의 배터리 셋, 디지털 전압계, 그리고 온도 chamber로 구성되어 있다. 컴퓨터에는 PCL-711 카드와 HPIB 카드 그리고 chamber를 제어하기 위한 직렬포트가 있다. PCL-711 카드는 시험 박스와 I/O 인터페이스를 위한 것이며, HPIB 카드는 HP3457A 전압계와 인터페이스를 위한 것이다. 이 시험 시스템의 블록도를 설명하면 다음과 같다. 먼저, 직렬포트를 통하여 컴퓨터로 chamber의 온도를 일정하게 유지시킨 뒤, 시험 박스와 25핀 D-타입 콘넥트로 연결된 PCL-711 카드를 통해 컴퓨터에서 시험 박스로 제어신호를 내보낸다. 이 제어신호에 따라 3개의 시험 박스 중에서 하나의 박스가 선택된다. 선택된 박스에서는 배터리 셋의 셀을 충·방전시키기 위해 릴레이를 구동한다. 배터리 셋의 셀 전압은 시험 박스로 입력되어 HP3457A 전압계로 전압이 측정된다. 이 측정된 전압은 HPIB 카드를 통해 컴퓨터로 입력되어 모니터링 된다.

20°C에서 10개의 비행모델용 셀들의 충전-전압 곡선을 그림 4에 나타내었다. 비행모델용 셀들의 충전 특성들은 전형적으로 NiCd 셀과 유사하며, 다른 셀들과 전압 매칭 특성에서 균등성을 보여 준다. 또한, 셀들은 평행 부분의 평탄한 충전 곡선을 나타낸다.

2.4 우리별 1호의 제어 방식

우리별 1호의 전력 시스템은 일종의 하이브리드 전력 버스로서 regulated 전력 버스와 unregulated 전력 버스의 특성을 혼합하여 사용하였다. 이 시스템은 일부의 전력은 regulated 버스로 접속되며, 이것은 간단한 PCM에 의해 제어된다. 또한, 이 시스템은 부하에 직접 연결하

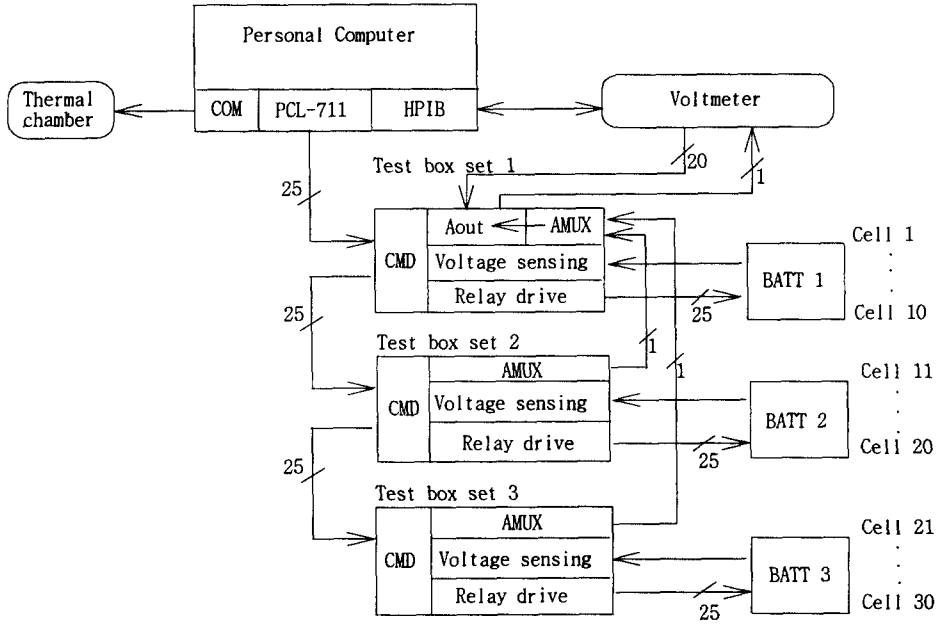


그림 3. 셀 시험 시스템의 블럭도.

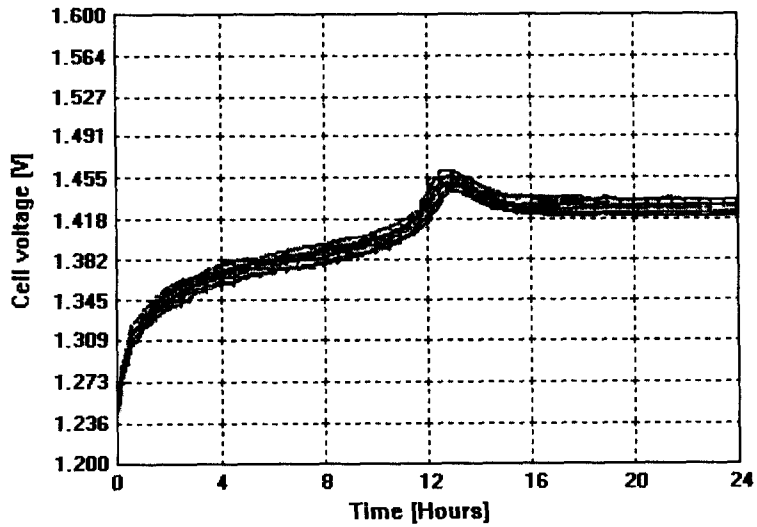


그림 4. 20°C에서 비행모델용 셀의 과충전 특성.

표 2. 전력 시스템 관련 원격검침 정보.

Channel	내용	Channel	내용
0	+X Current of solar array	25	Voltage of Charged Cells(10)
1	Voltage of solar array	26	-Y Current of solar array
4	-X Temperature of solar array	29	+Y Temperature of solar array
8	-X Current of solar array	36	+10V Bus Voltage
11	Charge/Discharge current of Battery	37	-10V Bus Voltage
12	+X Temperature of solar array	38	+5V Bus Voltage
16	+Y Current of solar array	45	+10V Bus Voltage
17	Battery Voltage	46	-10V Bus Voltage
19	PCM Input Current	53	+5V Bus Voltage
20	-Y Temperature of solar array	59	BCR S/W Control Data

며 일부는 배터리에 직접 연결하여 전력을 공급하는 방식을 취한다. 따라서 무게, 비용 등을 고려한 소형위성에 적합하다고 할 수 있겠다. 또한 PCM은 회로를 단순화, 이중화하여 redundancy를 높였으며, 태양전지로부터 발생하는 전력의 최대 생성점을 추적하는 방식을 사용하여 전력 이용을 극대화하였다. 여기에 사용된 레귤레이터의 전압 특성은 그들의 전압에 관계없이 전력을 저장하는 전류원처럼 동작한다. 우리별 1호는 많은 수의 레귤레이터를 요구하는 분산 전력 정전압 방식을 배제하고, 적은 수의 레귤레이터를 이용하는 중앙 전력 정전압 방식을 사용하였다. 그러나 여기에는 많은 전력 스위치가 요구되는 단점이 있다.

3. 궤도상에서의 성능

전 주기에 걸쳐 원격검침 정보를 모아 놓은 WOD를 분석하여 위성의 동작 상태를 파악할 수 있다. 우리별 1호에서는 64개의 아날로그와 157개의 디지털 원격검침 정보를 제공한다. 이 중 전력 시스템과 관련된 아날로그 원격검침 정보가 21개 존재하는데, 이 정보를 분석하여 배터리 충·방전 상태, 태양전지판 출력, 정류된 전압의 안정성, 각 서브시스템들의 온도 등 다양한 정보를 유추해 낼 수 있다. 표 2는 우리별 1호에서 제공하는 전력 시스템과 관련된 원격검침 정보를 나타낸다.

3.1 동작 모드 분석

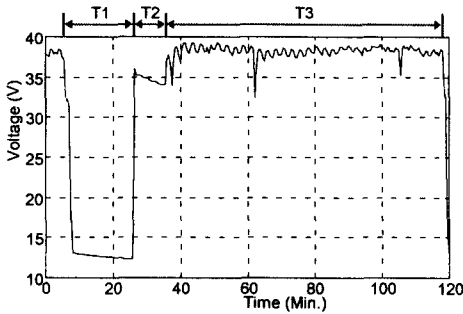
BCR의 주 역할은 배터리의 충·방전 제어와 태양 전지의 최대 전력 생성점 추적이다. BCR에는 배터리와 태양 전지의 온도에 따른 특성 변화를 보상하는 기능도 포함되어 있다. BCR은 전압 모드와 전류 모드로 동작한다. 전압 모드에서는 배터리가 최대 충전되었을 때 배터리에 trickle 충전을 하면서 태양전지판의 전압을 개방회로 전압에 가까운 값으로 설정하여 입력되는 전력을 줄인다. 전류 모드에서는 태양전지판의 최대 전력 생성점을 추적하여 가능한 많은 전력을 다른 시스템과 배터리에 전달한다. 그림 5, 6, 7은 1995년 3월 2일중 한 주기에 관련된 원격검침 정보이다. 이들 그림에서 표기된 것처럼 T1, T2, 그리고 T3 세개의 구간으로 나누어

분석하였다.

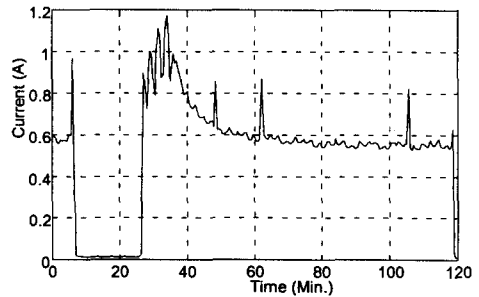
3.1.1 식 기간 동작

셀의 수명은 낮은 DOD에서 길며, DOD가 클 수록 짧아진다. Sealed rechargeable batteries application manual(1989)에 의하면 BOL동안 위성을 20% 정도의 DOD로 운영하는 것이 바람직하며, EOL시에는 DOD가 30% 이내의 범위에 있도록 해야 한다.

T1 구간에서는 약 1.1~1.2A 정도로 배터리가 방전하며 최소 12.7~12.8V 정도까지 전압이 하강한다. 이 구간에서 DOD는 배터리 전체 용량의 10~15% 정도로 유지되고 있으며, 이는 20~25%의 DOD를 허용하도록 설계된 시스템보다 상대적으로 적은 값이다.

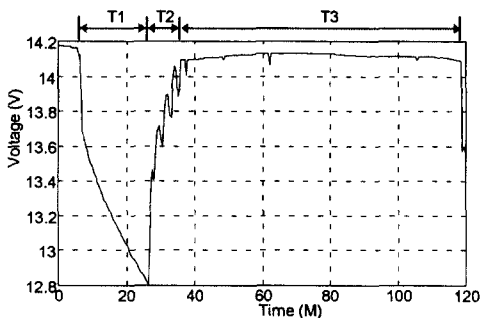


(a) 태양전지판의 전압

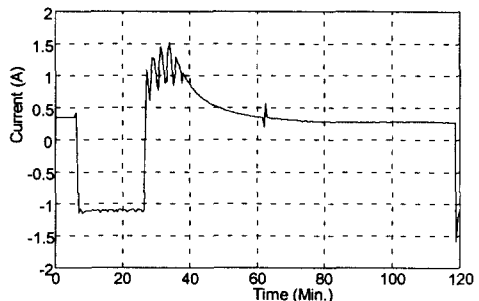


(b) 태양전지판의 출력 전류

그림 5. 태양전지판의 전압과 출력 전류.



(a) 배터리 전압



(b) 배터리 충·방전 전류

그림 6. 배터리 전압과 충·방전 전류.

3.1.2 전류 모드 동작

T2 구간은 식기간에서 막 빠져 나온 시기로 BCR은 전류 모드로 동작한다. 그림 5(b)와 같이 태양전지판의 출력 전류가 상당히 크게 유지하기 위해서 그림 5(a)처럼 최대 전력 생성 전압을 설정한다. 이때, 그림6(a)처럼 배터리 전압은 계속적으로 최대 충전이 될 때까지 상승하게 되고 배터리 충전 전류는 그림 6(b)처럼 약 0.9~1.5A 정도로 유지된다. 표준 충전 전류가 0.1C인 0.6Ahr 정도이므로 최대값인 1.5A는 비교적 큰 값이다. 그러므로, 배터리 수명의 연장을 위하여 1A 이하의 수준으로 유지되게 전력 운영을 수행하도록 하여야 한다.

3.1.3 전압 모드 동작

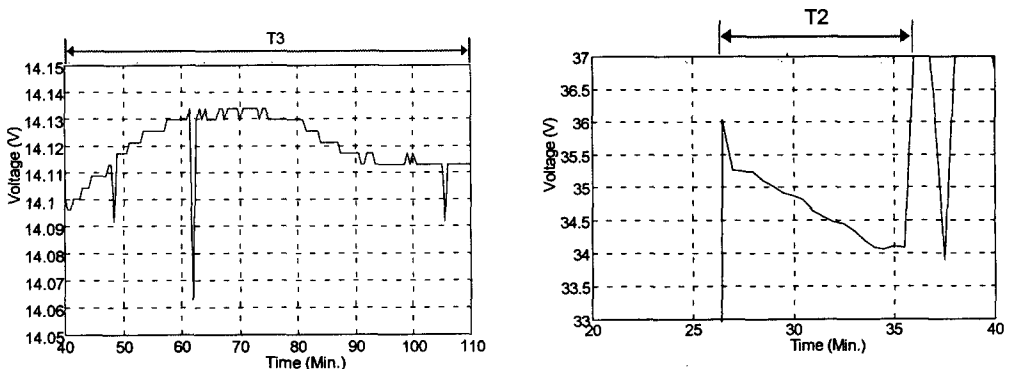
T3 구간에서는 배터리가 거의 최대 충전된 상태로 유지되는 구간이며, BCR은 전압 모드로 동작한다. 그림 5(a)와 같이 태양전지판의 전압을 최대 전력 생성 전압보다 4~5V 정도 높게 설정하여 태양전지판의 출력을 줄인다. 그림 6(b)처럼 배터리 충전 전류는 trickle 충전을 위해 약 300~400mA 정도로 유지되며 배터리 전압은 그림 6(a)에서 볼 수 있듯이 최대 충전된 상태로 거의 일정하게 유지된다.

3.1.4 온도 보상 기능

BCR의 온도 보상 기능은 그림 7에서 확인할 수 있다. BCR은 온도에 따른 태양전지의 최대 전력 전압과 배터리의 최대 충전 전압의 민감한 변화를 보상할 수 있도록 설계되었다. 그림 7(a)에서는 배터리의 최대 충전 전압이, 그림 7(b)에서는 태양전지판의 최대 전력 생성 전압이 온도에 따라 변경되며 설정되는 것을 보여 준다.

3.2 효율

WOD 분석의 결과로 BCR은 약 90% 이상, PCM은 75~80% 정도로 효율이 유지되는 것을



(a) T3 구간의 배터리 전압의 변화

(b) T2 구간의 태양전지판 전압의 변화

그림 7. BCR의 온도 보상.

표 3. 버스 전압의 변동률.

전압 종류	Max.(V)	Min. (V)	Fluctuation ratio
Unregulated +14V	14.4	12.6	< 13%
Regulated +5V	5.307	5.290	< 0.4%
Regulated +10V	10.67	10.63	< 0.4%

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 $\pm 10V$ 전력을 생성하였다. 그래서, $\pm 10V$ 전력의 용량이 낮고, PCM의 전체 효율이 떨어지는 단점이 발생하였다.

3.3 버스 전압의 안정도

표 3은 각 버스 전압의 변동률을 보여 준다. 이 표에서도 알 수 있듯이 각 버스 전압의 변동률이 설계된 허용치내에서 동작하는 것을 알 수 있다. Unregulated 버스인 +14V 라인의 변동률이 예상되었던 것과 같이 상당히 크지만, 이 정도의 변동을 허용할 수 있는 시스템에만 전력을 공급하도록 설계되었다.

4. 결 론

지금까지 국내에서는 자체의 위성을 보유하지 못한 결과로 위성의 원격검침 정보를 통한 위성의 전력 시스템 분석이 빈약한 실정이었다. 본 논문에서는 우리별 1호의 원격검침 정보를 이용하여 태양전지판의 출력 변화, 전력 운용, 배터리 충·방전 상태 등을 분석하였다. 이 결과, 우리별 1호의 전력 시스템이 궤도상에서 효율적으로 동작하고 있음을 알 수 있었다. 우리별 1호의 원격검침 정보의 분석은 우리별 1호 전력 시스템의 효율적인 운영과, 앞으로 위성의 전력 시스템 설계를 위한 중요한 자료로 이용될 수 있을 것이다.

참 고 문 헌

- Kim, H. S. 1992, Battery Document for KITSAT-1 (SaTReC: Taejon)
 Scott, W. R. & Rusta, D. W. 1979, Sealed-Cell Nickel-Cadmium Battery Applications Manual (NASA Reference), p.1052
 Sealed Rechargeable Batteries Application Manual 1989, Gates Energy Product