

技術論文

과학기술위성 3호의 리튬 이온 배터리 운용 시스템 개발

박경화*, 김철호**, 임철우*, 김진규*

Development of STSAT-3 Battery Management System

Kyung-Hwa Park*, Chol-Ho Kim**, Cheol-Woo Lim* and Jin-Kyu Kim*

ABSTRACT

This paper introduces the lithium ion battery management system for STSAT-3 satellite. The specifications of lithium ion battery unit are proposed to supply power to the satellite and the overall electrical design for lithium ion battery BMS is presented. Furthermore, the test results of battery management system are shown to verify the design.

초 록

본 논문은 과학기술위성3호 리튬이온 배터리의 배터리 운용 시스템에 대해 소개한다. 위성에 전력을 공급하기 위한 리튬이온 배터리의 요구조건과 리튬 이온 배터리의 운용 시스템의 전반적인 디자인 방법들을 설명하였다. 더 나아가 이러한 설계 내용들을 검증하기 위하여 검증 모델을 제작하여 기능 테스트들을 수행하였고 이러한 결과 들을 통해서 BMS와 사용된 리튬이온 cell의 성능을 확인하였다.

Key Words : Li-ion battery (리튬이온 배터리), BMS (배터리 운용 시스템), Cell balancing circuit (전압 안정화 회로), State of charge(SOC), State of health(SOH)

1. 서 론

과거에는 Ni-Cd나 Ni-H₂ 배터리가 우주용 배터리로서 많이 사용되어왔다[1]. 이에 비해 표 1에 나타나 있듯이 리튬 이온 배터리는 높은 에너지 밀도와 낮은 자가 방전률, 긴 수명, 그리고 넓은 동작온도 범위라는 특징을 가진다[2], [3]. 따라서 이러한 장점들 때문에 무게와 부피에 매우 민감한 인공위성 분야에서 리튬 이온 배터리가 Ni-Cd나 Ni-H₂를 대체해 가고 있는 추세이다[4].

과학기술위성 개발 프로젝트는 과학적인 임무를 가진 탑재체를 보유하는 소형위성을 만드는

과제이다. 과거의 과학기술위성 1호 및 2호는 Ni-Cd 배터리를 사용하여 왔으나 현재 개발 중인 과학기술위성 3호는 에너지 저장원으로서 리튬이온 배터리를 채용하였다. 그림 1에는 리튬이온 배터리를 채용한 과학기술위성 3호 전력시스템의 전반적인 구성도와 인터페이스가 나타나 있다.

과학기술위성 3호 배터리의 충전은 2가지 모드로 동작하는 태양 전력조절기 (solar power

표 1. 다양한 배터리의 성능 비교

Category	Energy density (Wh/L)	Specific energy (Wh/kg)	Nominal Voltage (V)	Cycle life (Time)
Ni-Cd	100	35	1.2	500~2000
Leadacid	70	35	2.0	200~700
Ni- MH	240	75	1.2	300~600
Lithium	400	150	3.7	>2000

† 2009년 8월 11일 접수 ~ 2009년 10월 29일 심사완료
 * 정희원, 한국과학기술원 인공위성연구센터
 교신저자, E-mail : ragm@satrec.kaist.ac.kr
 대전 유성구 구성동 373-1
 ** 정희원, 한국과학기술원 전기 및 전자공학부

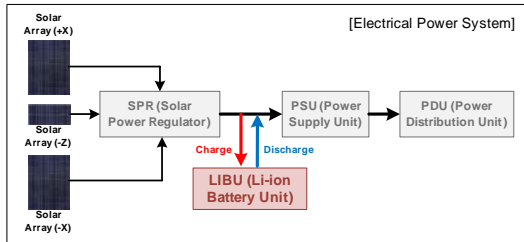


그림 1. 과학기술위성3호 EPS의 구성도

regulator : SPR)에 의해서 이루어진다. 그중 하나의 모드인 최대 전력 추종 모드는 각 위성 궤도의 초기 충전 시에 배터리의 전압이 미리 정해진 충전 전압에 도달 할 때까지 이용된다. 이 시점부터는 SPR은 충전 전류가 점차 감소하는 taper charge 모드로 들어가게 된다.

SPR은 태양이 있는 sunlight 기간 동안에는 위성 시스템에 직접 전력을 공급한다. 그리고 식(蝕) 동안이나 sunlight 구간이라도 SPR의 생성전력 보다 위성이 소비하는 전력이 더 많은 때에는 리튬이온 배터리가 위성에 전력을 공급하게 된다. 그리고 전력 공급 장치 (power supply unit : PSU)는 배터리 전압을 위성의 각 부에 필요한 여러 전압 레벨로 변환하는 컨버터 모듈이며 이를 통해 생성된 전력은 스위치 모듈인 전력 분배기 (power distribution unit : PDU)를 통해 원격명령 및 원격 검침 장치 command from tele command and telemetry module (TCTM)의 명령에 따라 위성의 각 부와 탑재체에 공급되어진다.

위성 배터리의 화학적 조성 물질이 바뀌에 따라서 배터리 시스템의 구성 또한 변화 하였다. 리튬이온 배터리는 휘발성이 강한 물질을 사용하기 때문에 만약 각 cell의 온도와 충전전압이 정해진 특정 값을 넘어설 경우 수 m까지 튀는 고온의 불꽃이 발생하며 심각한 피해를 입힐 수 있다[5]. 따라서 이러한 배터리 실패의 위험을 제거하기 위한 배터리 운용 시스템 (battery management system : BMS)을 디자인하는 것이 중요하다[6] ~ [12].

따라서 본 논문에서는 STSAT-3의 리튬 이온 배터리를 위한 배터리 운용 시스템을 소개하고 이의 디자인 방법을 소개하였다. 그리고 설계를 검증하기 위한 시험 결과를 나타내었다.

II. 과학기술위성 3호 BMS의 개발

2.1 과학기술위성3호 리튬이온배터리 성능

과학기술위성 3호의 리튬이온 배터리의 용량은 다음의 식 (1)로부터 결정되었다.

표 2. 과학기술위성3호 리튬이온배터리의 성능

Item	Value
Operating voltage (Battery)	24~32.8V
Operating voltage (Cell)	3.0~4.1V
Capacity (Battery)	888WHr
Capacity (Cell)	30Ah
Structure	8Series / 1Parallel

$$Ah = \frac{P_{eclips} \times hrs_{Disc}}{V_{nominal} \times DOD \times F_{Deg.}} + Margin \quad (1)$$

여기서,

$V_{nominal}$: 위성의 Nominal 전압 (V)

$F_{Deg.}$: Cell의 성능저하 계수 (%/100)

DOD : Depth of discharge (%/100)

P_{eclips} : 식(蝕)동안의 BOL 전력 (Watt)

hrs_{Disc} : 식(蝕) 구간 (Hour)

과학기술위성3호의 궤도는 전체 99.88분이고 이중 최대 식(蝕) 구간은 35분이다. 그리고 과학기술위성 3호는 식(蝕) 구간동안 209.65W의 전력을 필요로 한다. 이러한 수치를 바탕으로 과학기술위성 3호의 리튬이온 배터리 제작을 위한 cell로서 30Ah의 용량을 가지는 NCP 25-1이 채택되었는데 28.8V의 bus 전압을 위하여 모두 8개의 cell이 직렬 연결되었다. 표 2에 과학기술위성 3호 리튬이온 배터리의 성능을 정리하였다.

2.2 과학기술위성 3호의 BMS 구조

과학기술위성3호 BMS는 초기에 동작하는 배터리 제어 모듈 (battery control module : BCM)과 이의 고장 시에 동작하는 보조의 배터리 제어 모듈, 그리고 cell 전압 안정화 모듈 (cell equalization module : CEM)의 모두 3개의 모듈로 이루어지며 그 구조는 그림 2와 같다.

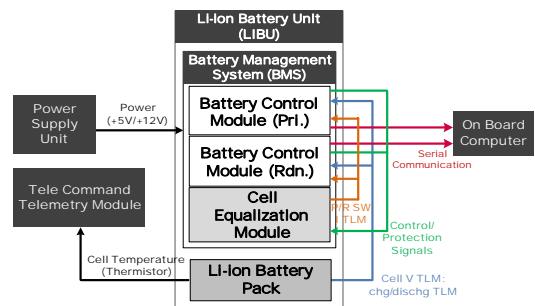


그림 2. 과학기술위성 3호 배터리 운용 시스템의 구성도

BCM은 CEM의 제어신호를 생성하며 RS 422 통신 프로토콜을 통해 원격 검침 정보를 탑재 컴퓨터 (on board computers : OBC)로 보내주는 역할을 한다. CEM은 각 cell의 전압 밸런싱 동작을 위하여 8개의 cell 중 최대 전압과 최소 전압의 차이가 SOC $\pm 5\%$ 이상이 되면 켜지게 된다. CEM은 능동 전압 안정화 회로 기법을 사용하며 토폴로지는 fly back를 변형하여 사용하였다.

이러한 설계를 통하여 제작된 LIBU의 총무게는 12624g 이고 구조물의 크기는 255 mm [가로] \times 179.24mm [세로] \times 264mm [높이]이다. 이러한 리튬이온 배터리를 인공위성의 에너지 저장원으로 사용함으로써 배터리의 specific energy가 증가하였다. 과학기술위성 3호의 specific energy는 74Whr/kg으로 이는 과학기술위성 2호에 비해 3배정도의 수치에 해당한다.

2.2.1 Battery control module (BCM)

과학기술위성 3호의 BCM는 다음과 같은 동작을 수행하도록 설계하였다.

- 충전과 방전 기간 동안 배터리팩의 전압과 전류를 측정한다.
- 각 cell의 온도를 검침한다.
- 각 cell이 fail 유무를 결정한다.
- CEM을 제어하고 CEM 스위치의 전류를 검침하여 과전류 시 회로를 보호한다.
- OBC와 통신하며 검침된 데이터를 전송한다.

현재 과학기술위성 3호 프로젝트의 CEM, BCM 은 모두 Primary와 Redundant 의 개념을 가지고 제작되었으나 배터리 팩에 대해서는 Redundant가 존재 하지 않는다. 따라서 안정적인 리튬 이온 배터리의 동작을 위하여 타 위성이 30% 이상의 DOD를 사용하는 것에 비해 20% DOD를 사용하여 배터리의 degradation 속도를 늦추고 SPR에서 CV모드가 존재하여 배터리 전압이 32V (셀 당 4.0V)를 넘을 수 없도록 제어할 수 있다. 또한 SPR이 이러한 역할을 수행하지 못하여 cell 전압이 제조사에서 선정한 EOCV 4.1V에 도달할 경우를 대비하여 OBC의 명령을 통해 배터리 충전 전류를 제한할 수 있도록 설계 되어 있다.

또한 각 cell의 온도를 검침하여 cell의 동작 전압인 $-20^{\circ}\text{C} \sim 60^{\circ}\text{C}$ 보다 10°C 정도의 마진을 가진 50°C 보다 높은 경우 cell 이 과 충전 되었다고 판단하여 OBC의 명령을 통해 충전 전류의 양을 감소시키는 동작을 수행하게 됩니다. 또한 -10°C 이하로 떨어질 경우 cell에 부착된 heater를 켜서 배터리의 온도를 높일 수 있다.

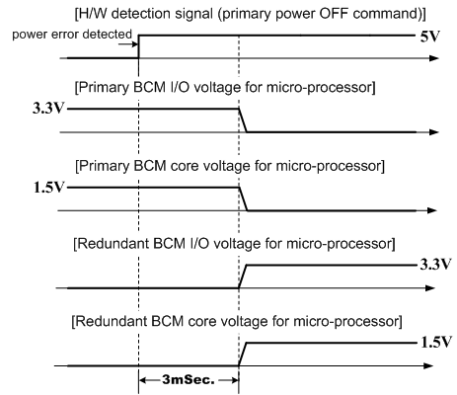


그림 3. 주 BCM에서 보조 BCM으로의 전환

PSU는 +5V와 +12V를 주 BCM과 보조 BCM에 공급한다. 각각의 마이크로 프로세서를 동작시키기 위해서 각각의 BCM에 있는 레귤레이터는 I/O 전압 +3.3V와 core 전압인 +1.5V를 생성한다. 위성에 전원이 공급되면 주 BCM이 동작하고 그 동안에는 보조 BCM의 레귤레이터가 동작하지 않기 때문에 보조 BCM은 동작을 멈추게 된다. 그러다가 주 BCM의 비정상적인 전원이 하드웨어 감지회로에서 인지되거나 OBC가 강제적으로 보조 BCM의 동작을 명령하면 주 BCM은 꺼지고 이와 동시에 보조 BCM이 동작하게 된다. 그림 3에 주 BCM에서 보조 BCM으로의 전환을 나타내었다.

마이크로 프로세서는 각 cell 전압을 아래의 그림 4와 같이 검침한다. 각 cell에는 전압 검침을 위한 디퍼런셜 오피 앰프가 사용되고 각각 검침된 8개의 출력은 8:1 multiplexer를 통하여 하나의 단일 출력으로 되고 이신호가 아날로그 디지털 컨버터를 통하여 디지털 신호로 바뀌게 된다. 검증모델을 통한 테스트에서는 디퍼런셜 오피 앰프의 성능을 높이기 위하여 0.1% 오차의 정밀 저항이 사용되었다. 배터리의 충방전 전류와 CEM의 스위치 전류 획득을 위해서도 위와 같은 방법이 사용되었다.

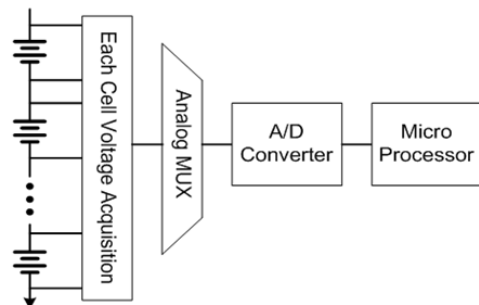


그림 4. 주 BCM의 Cell 전압 검침

BCM은 각각의 cell 전압, 배터리의 충전/방전 전류, 그리고 CEM의 스위치 전류를 센싱하여 OBC로 전송하는데 이의 전송을 위하여 BCM은 두 가지 방법의 통신 프로토콜을 사용한다. 첫 번째로 RS422 직렬 통신 버스는 OBC와의 통신을 위해 사용된다. 각각의 BCM은 두 개의 RS422 통신 port를 가지고 있어서 한쪽은 주 OBC로 데이터 패킷을 전송하는데 사용하고 다른 한쪽은 보조 OBC로 데이터 패킷을 보내는데 사용된다. OBC는 16초에 한번씩 RS422 버스를 통하여 데이터를 전송받고 하루의 데이터를 기록 할 수 있다. OBC는 위성이 지구를 지향할 때 지상국과의 통신을 통해 보유하고 있는 BCB 데이터를 지상으로 전송한다. 두 번째 통신 프로토콜인 RS232 버스는 BCM의 단독 테스트나 디버깅 시에 사용된다. OBC가 보유하는 raw 데이터 량인 Draw는 아래의 식 (2)와 같이 표현할 수 있다.

$$D_{raw} = B_{ch} \times N_{ch} \times N_{Orbit} \times N_{Trans} \quad (2)$$

여기서,

B_{ch} : 하나의 채널당 비트 수

N_{ch} : 채널 개수

N_{Orbit} : 하루의 orbit 수

N_{Trans} : orbit당 전송되는 데이터 패킷 수

전송되는 RS422의 드라이버 IC의 출력인 패킷 데이터 파형을 그림 5에 나타내었다. 그리고 OBC로 전송되는 데이터를 그림 6에 표현하였다. 그림 6과 같이 전송된 데이터를 디스플레이 하고

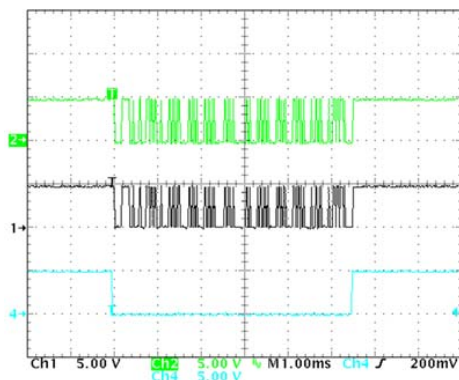


그림 5. BCM의 데이터 패킷 파형 (Ch1:주 BCM에서 주 OBC로의 데이터 패킷 [5V/div.], Ch2:주 BCM에서 보조 OBC로의 데이터 패킷 [5V/div.], Ch4:데이터 전송 중을 알리는 flag [5V/div.], Time div.:1ms/div.)

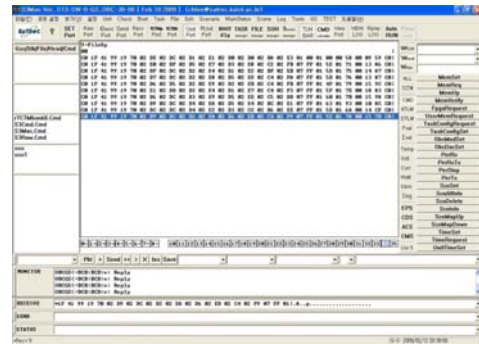


그림 6. S3manager에서의 데이터 저장

DA 1Bytes	SA 1Bytes	FT 1Bytes	Length 1Bytes	CN 1Bytes	ADC Data 24Bytes	Checksum 1Bytes
Cell Voltage of B ₁ -B ₈ (16Bytes)		Battery Charge Current (2Bytes)	Battery Discharge Current (2Bytes)	Switch Current of Primary CEM (2Bytes)	Switch Current of Redundant CEM (2Bytes)	

- DA: Destination (OBC or Ground Station) address ID
- SA: Source (BCM) address ID
- FT: Frame type
- Length: Total bytes of ADC data field
- CN: Analog telemetry channel number
- ADC data: Digitalized cell voltage, charge/discharge current and current of CEM switches
- Checksum: Sum of bytes between length field and ADC Data.

그림 7. BCM 데이터 패킷의 포맷

기록하기 위하여 본 센터에서 자체 개발된 S3manager 프로그램이 사용되었다.

배터리의 성능을 가늠하는 데에 중요한 지표가 되는 state of charge (SOC)와 state of health (SOH)[5]는 배터리의 용량 (Ah), 배터리의 공정 기술, 배터리에 연결되는 부하의 특성 등에 의해 결정된다. 그러한 지표들은 전송된 데이터와 배터리의 제조사가 공급해준 파라미터 등을 통하여 지상에서 계산하고 추정할 수 있다.

그림 7에는 BCM에서 전송되는 데이터 패킷의 포맷을 나타내었다.

2.2.2 Cell equalization module (CEM)

그림 8은 CEM에 사용된 개량된 형태의 fly back 컨버터이다. 이 회로의 1차측은 하나의 MOSFET 스위치를 사용하여 간소화되었고 변압기는 모두 8개의 출력이 감겨있는 형태를 가진다. 그리고 컨버터의 2차측은 변압기 제작을 위해 사용되는 보빈의 핀 수를 줄이기 위해서 정류기가 컨버터의 low side에 위치하도록 기존의 구조를 변형하였다. CEM도 BCM과 유사하게 주 회로의 고장 시 이를 대체할 보조 CEM 회로가 존재한다. 검증 모델을 제작하기 위해 설계된 CEM의 주요 파라미터들이 표 3에 나타나있다.

표 3. 과학기술위성3호 LIBU의 회로 설계 사양

Item	Value
VIN	28.8V (24V~32.8V)
Vout	4V
Iout,RMS	1A
Lm	105uH
Turn ratio	NP: NS =17 : 3
Wiring	NP:0.4φ/1string NS:0.4φ/2string

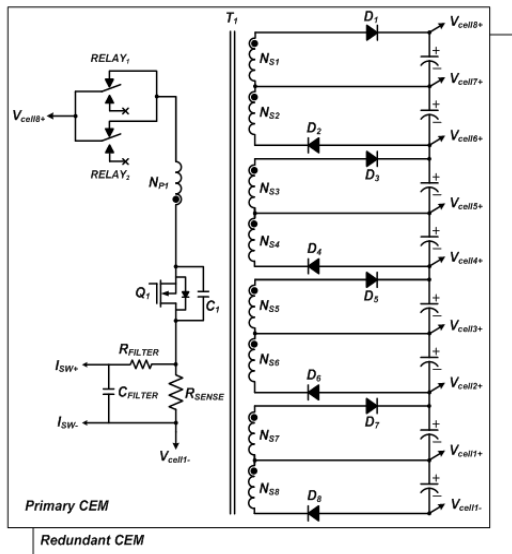


그림 8. CEM의 회로도

각 cell 밸런싱 회로의 동작은 기존의 fly-back 컨버터와 유사하므로 설명은 생략하였다.

BCM은 CEM의 1차 측 스위치 전류를 모니터링 하여 스위치에 과전류가 감지되면 연결되어 있는 릴레이의 차단하여 전류의 흐름을 끊고 PWM IC도 동작하여 중지하도록 한다. BCM은 8 cell 중의 최대 전압과 최소 전압의 차이가 SOC ±5% 정도가 되었을 때 CEM이 동작하도록 하는 제어 명령을 보낸다. 또한 배터리팩의 과도한 전류 용량이 전압 안정화 회로의 동작 전류에 영향을 줄 수 있으므로 전압 안정화 동작은 배터리팩이 taper charge 모드로 충전할 때에만 동작한다. BCM의 CEM 제어 상태를 그림 9에 나타내었다.

BCM은 CEM의 제어를 위해 여러 모드를 가진다. 각 모드에 대하여 아래에 설명 하였다.

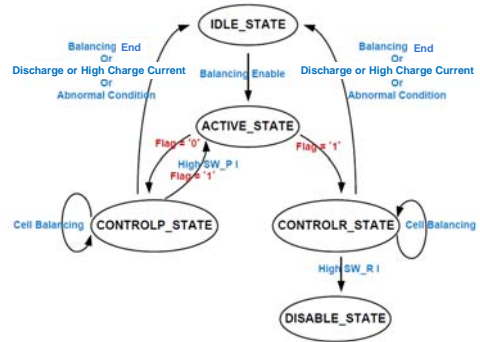


그림 9. BCM의 제어 상태도

- IDLE_STATE: 이 모드는 control을 하지 않는 초기상태이다. 8 cell 중의 최대 전압과 최소 전압의 차이가 SOC ±5% 정도가 되지 않으면 BCM은 CEM에 아무런 명령을 주지 않는다. 이 상태에서는 릴레이나 PWM IC의 동작을 위한 command는 모두 동작을 하지 않는 상태로 초기화 되어 있다.
- ACTIVE_STATE: cell중 최대 전압과 최소 전압의 차가 SOC ±5%가 되면 CEM 동작을 위해 이 모드로 전환된다. 초기에 CEM이 동작할 경우에는 주 CEM이 동작하게 되는데 주 CEM이 동작 하게 될 경우 flag 값이 '0'이 되도록 세팅된다. 그러다가 주 CEM에 과도한 전류가 흐르는 등의 비정상적인 동작이 감지되면 주 CEM은 동작이 중지되고 보조 CEM이 동작하게 되는데 보조 CEM이 동작할 경우에는 flag 값이 '1'로 세팅된다. 'ACTIVE_STATE'에서는 BCM은 바로 전 전압 안정화 회로의 동작시의 flag 값을 참조하여 이전 flag 값이 '0'이었다면 주 flag를 동작시키고 '1'이었다면 보조 CEM을 동작시킨다.
- CONTROLP_STATE: 주 CEM에 의해 본격적으로 cell 전압 안정화 동작이 이루어지는 모드이다. 이 상태에서는 만약 cell 간의 전압 격차가 SOC ±2.5%로 감소하여 전압 안정화 동작을 완료하였거나 배터리가 방전 모드 일 경우, 또는 최대 전력점 추종 모드로 충전 하고 있을 경우에는 밸런싱을 중지하고 'IDLE_STATE'로 돌아간다. 또한 CEM이 이러한 경우를 제외하고서라도 미리 정의되지 않은 비정상적인 동작을 보일 경우에도 'IDLE_STATE'로 돌아가게 된다.
- CONTROLR_STATE: 보조 CEM에 의해 본격적으로 cell 전압 안정화 동작이 이루어지는 모드이다. 'IDLE_STATE'로 전환되는 방식은 'CONTROLP_STATE'와 동일하다. 그러나 보조 CEM에서 과 전류 등의 비정상적인 동작이 감

지되면 두 개의 CEM이 모두 고장이라 판단하여 cell의 전압 안정화 동작을 중지하고 'DISABLE_STATE'로 전환한다.

- **DISABLE_STATE:** 이 상태에서는 BCM이 주 CEM과 보조 CEM 모두 고장이라 판단한다. 이러한 경우 BMS의 동작이 전체 시스템에 악영향을 줄 수 있으므로 모든 릴레이와 PWM IC의 동작을 중지하여 CEM의 동작을 완전히 중단한다.

위에서 설명한 각 모드에서 BCM의 CEM 제어 신호들을 아래의 그림 10에 나타내었다.

그림 11은 CEM 회로의 동작을 테스트한 결과를 보여주고 있다. cell 전압 안정화 테스트를 수행하기 위하여 임의로 일곱 번째 cell을 방전하여 가장 높은 cell 전압과 120mV 정도의 격차가 생기도록 하였다. 과학기술위성 3호의 CEM은 타 위성의 BMS와 달리 위성 배터리의 안정성을 위하여 각 셀의 충전 정도에 관계없이 각 cell의 전압을 모니터링하다가 최대 cell과 최소 cell의 전압 차이가 SOC ±5%가 벌어질 경우 전압 안정화 동작을 시작하게 된다. 전압 안정화 동작을 시작하여 가장 높은 전압과 낮은 전압 사이의 격차가 SOC±2.5%에 도달하면 CEM은 동작을 종료하게 된다. 배터리 전압의 선형성을 가정할 때 SOC ±2.5% (50mV)로 Cell간 gap을 줄이기 위해서는 SOC ±5% (100mV)에서 CEM 동작을 시작한 이후로 5시간 정도 (4cycle)의 시간이 소요되도록 CEM을 설계하였다. 과학기술위성 3호에 사용된 Yardney사의 데이터에 따르면 6000cycle의 총 방전 동안 100mV의 gap이 발생한다는 자료가 있으므로 이러한 전압 안정화 시간은 충/방전에 따른 Battery gap의 dispersion 속도보다 매우 빠른 값이다.

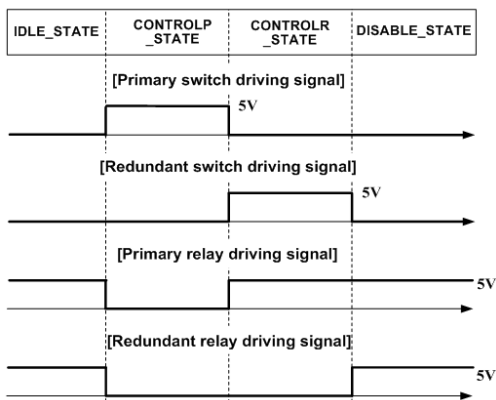


그림 10. 각 모드별 BCM의 CEM 제어 신호

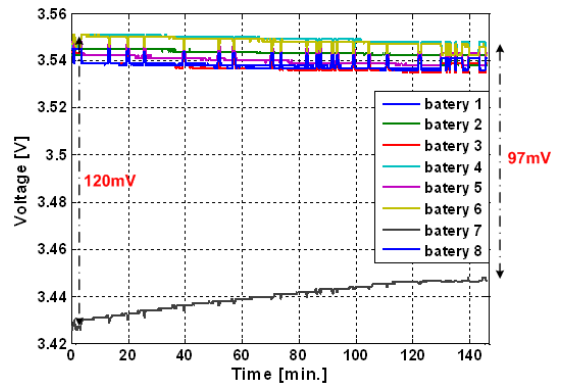


그림 11. CEM의 전압 안정화 동작

그림 11에서 2시간 동안 20mV의 gap이 감소하였으므로 이는 설계된 CEM의 동작시간과 유사한 추이를 가짐을 알 수 있다.

IV. 결 론

본 논문에서는 과학기술위성 3호의 리튬 이온 배터리를 소개하였다. 리튬 이온 배터리를 위성의 에너지 저장원으로 사용함으로써 specific energy가 증가하였고 같은 전압을 생성하기 위해 사용된 cell의 개수가 Ni-Cd 배터리의 3분의 1 정도로 감소하였다. 리튬 이온 배터리는 과 충전에 민감한 특성을 가지기 때문에 이를 보완하고 배터리의 수명을 연장시키기 위해서 제작한 BMS의 설계방법을 소개하였다. 그리고 설계된 BMS의 동작을 입증하기 위해서 검증모델을 제작하여 테스트 하였다. 이러한 장점과 테스트 결과 들은 리튬 이온 배터리를 인공위성에 사용하는 것에 대한 신빙성과 타당성을 뒷받침 해준다.

후 기

본 연구는 KAIST 인공위성연구센터(SaTReC)의 과학기술위성 3호 본체개발 연구과제의 지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

1) T. Gonai, T. Kiyokawa, H. Yamazaki, and M. Goto, "Development of the lithium ion battery system for space: report on the result of development of the lithium ion battery system for space", *Telecommunications Energy*

Conference, 2003. *INTELEC '03. The 25th International*, 19-23, Oct.2003, pp. 234~240.

2) V. L. Teofilo, M. J. Isaacson, R. L. Higgins, and E. A. Cuellar, "Advanced lithium ion solid polymer electrolyte battery development", *IEEE Aerospace and Electronic Magazine*, Vol. 14, Issue 11, Nov. 1999, pp. 43~47.

3) M.J. Isaacson, V.L. Teofilo, "Lithium ion aerospace batteries", *Battery Conference on Applications and Advances, 2002. The Seventeenth Annual*, 15-18, Jan. 2002, pp. 119~122.

4) R. Bugga, M. Smart, J. Whitacre, and W. West, "Lithium ion aerospace batteries", *Aerospace Conference, 2007 IEEE*, 3-10, March 2007, pp. 1~7.

5) A. Jossen, V. path, H Doring, and J Garche, "Battery management systems (BMS) for increasing battery life time", *21st 1999 International Telecommunications Energy Conference (INTELEC99)*, 6 - 9, June 1999, Dresden, Germany, pp. 3~1.

6) J. Chatzakis, K. Kalaitzakis, N. C. Voulgaris, and S. N. Manias, "Designing a new generalized battery management system", *IEEE Transactions in Industrial Electronics*, Vol. 50, No.

5, October 2003, pp. 990~ 999.

7) K. Shimitzu, N. Shirai, and M. Nihei, "On-board battery management system with SOC indicator", *Proc. Int. Electric Vehicle Symp.*, Vol. 2, 1996, pp. 99~104.

8) J. M. Andrews and R. H. Johnes, "A VRLA battery management system", *Proc. INTELEC*, 1996, pp. 507~513.

9) J. A. Asumadu, and M. Haque, H. Vogel, and C. Willards, "Precision battery management system", *Instrumentation and Measurement Technology Conference*, Volume 2, 16-19 May 2005, pp. 1317~1320.

10) J. Alzieu, P. Gangol, and H. Smimite, "Development of an on-board charge and discharge management system for electric-vehicle batteries", *J. Power Sources*, Vol. 53, 1995 pp. 327~ 333.

11) W. Retzlaff, "On-board battery diagnostic and charge equalizing system (BADICHEQ)", *Proc. 11th Int. Electric Vehicle Symp.*, Vol. 2, Sept. 1992, pp. 20.03/1~20.30/12.

12) Z. Noworolski and J.M. Noworolski, A microcomputer-based UPS battery management system", *Proc. IEEE APEC'91*, 1991, pp. 475~479.