

## 우주용 정지궤도위성 배터리 기술동향

■ 구자춘 / 한국항공우주연구원

### 1. 서 론

우주에서 낮 기간(sunlight) 동안 태양전지(solar cell)로 구성된 태양전지어레이(solar array)는 위성에 필요한 전력을 공급하며 배터리를 충전한다. 식 기간(eclipse) 동안은 태양전지어레이로 전력을 생성할 수 없다. 그래서 식 기간 동안 위성에 필요한 전력은 배터리에 충전된 에너지로만 공급된다. 정지궤도 위성용 배터리는 발사모드(launch mode), 천이궤도(transfer orbit) 및 운용궤도(on orbit)에서 태양전지어레이로부터 전력을 생성할 수 없을 경우 위성체에 전력을 공급

해야 한다. 정지궤도(GEO, Geostationary Earth Orbit)의 운용궤도에서 위성체는 춘분과 추분 시기에 최대 72분 동안의 식 기간을 경험한다.

배터리는 화학물질(활물질)의 화학에너지를 전기화학적 산화-환원반응에 의해 전기에너지로 변환하는 장치로 1차 전지의 경우 단지 한 번의 전기에너지 변환이 가능하여 사용된 후에는 재충전이 불가능하다. 그러나 2차 전지의 경우 수천회 이상 재충전이 가능하여 위성체의 배터리에 사용되어 왔다. 위성에 탑재되는 배터리는 위성의 수명과 밀접한 관계가 있기 때문에 우주공간에서의 위성 운용 시 배터리에 스트레스를 가하지 않

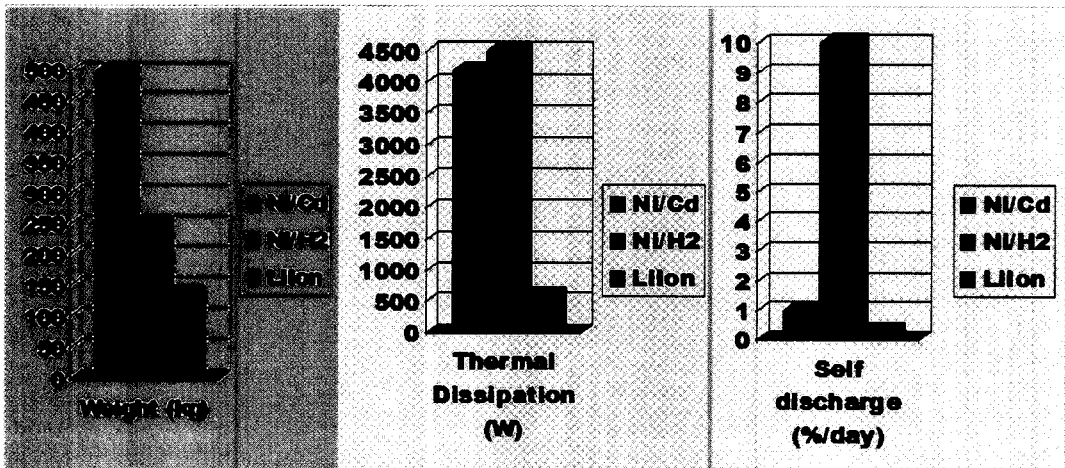


그림 1 리튬-이온 배터리 대 니켈-카드뮴 및 니켈-하이드로진 배터리 비교 (8 kW 위성의 일예, SAFT (프))

고 효율적으로 운용하는 것이 매우 중요하다고 볼 수 있다. 특히 우주용으로서 사용되기 위해서는 각 배터리의 셀은 사용자와 공급자의 배터리 시험규격을 통과해야 하며, 이전의 우주 프로그램에서의 사용된 경험(heritage)를 가지고 있어야 한다.

그림 1은 우주용으로 사용되고 있는 리튬-이온 배터리(Li-Ion) 대 니켈-카드뮴(NiCd) 및 니켈-하이드로진(NiH<sub>2</sub>) 배터리 비교 (8 kW 위성의 일예)를 나타내고 있다. 리튬-이온 배터리는 니켈-하이드로진 배터리에 비해 무게를 50% 절약할 수 있으며, 열 방출이 적어 방열판 사이즈를 감소를 감소시켜 추가적으로 무게 절약 효과를 제공하며 자기 방전이 적어 지상에서 조립통합 시험(AIT, Assembly and Integration Tests) 기간 동안, 배터리 보관 기간 동안이나 발사체 pad에서 취급, 보관 및 운용이 용이하다. 우주용 배터리의 변화가 알카라인계의 니켈-카드뮴 및 니켈-하이드로진에서 리튬계의 리튬-이온 배터리로 전환되고 있음을 나타내고 있다. 리튬-이온 배터리는 향후 위성 임무에 폭넓게 사용될 것이다.

지금까지 가장 일반적이고 오래 동안 사용된 우주용 배터리는 니켈-카드뮴으로 근사적으로 25 Whr/kg의 에너지 용량을 갖는다. 이러한 니켈카드뮴 배터리의 수명은 저궤도(LEO, Low Earth Orbit)용은 3~4년 정도이고 정지궤도용은 10년까지 가능하다.

1990년대 초에 니켈-수소축전지가 우주용으로 실용화 되면서 니켈-하이드로진 배터리는 지난 몇 년간 배터리 설계 엔지니어의 새로운 선택이 되었다. 니켈-하이드로진 배터리의 경우 35 Whr/kg의 용량을 갖는 IPV(Individual Pressure Vessel)와 70 Whr/kg의 용량을 낼 수 있는 CPV(Common Pressure Vessel)배터리가 있다. 이러한 하이드로진의 경우 배터리 무게에 비해 니켈 카드뮴보다 0.4배에서 최고 2.8배까지 높은 성능을 갖는다.

그러나 이러한 니켈-하이드로진 배터리의 경우도 실제로 위성체에서 차지하는 무게비율이 높아 최근 보다 가볍고 보다 높은 효율을 갖는 리튬-이온 배터리가 실용화 되었다. 정지궤도 위성용 리튬-이온 배터리는

2000년대에 지상에서 인증을 거쳐 2002년 말에 실험용 STENTOR(Satellite de Telecommunications pour Experimenter les Nouvelles Technologies en Orbite) 위성체 처음으로 탑재되었고 2004년 초에 상용 정지궤도 위성인 Eutelsat W3A에 탑재되어 처음으로 상용화되었다. 리튬-이온 배터리는 100 Whr/kg이상의 지정된 배터리 용량을 가지며 정지궤도에서 18년 이상의 수명을 견딜 수 있다.

## 2. 니켈-카드뮴 배터리

니켈-카드뮴 배터리는 70년대 이래로 가장 일반적인 우주용 배터리가 되었으며 상용 위성, 지구관측 위성, 그리고 일부 우주 관측용에 사용되어 왔다. 이 배터리는 매우 밀집된 형태로 위성체에 탑재할 수 있게 되었고 우주에서의 수명이 10년에서 20년까지 지속되는 것으로 알려져 왔다. 이와 같은 니켈 카드뮴은 저궤도 위성에서 가장 일반적으로 사용되는 배터리이었다. 국내에서도 우리별 위성 및 다목적실용위성에서 니켈-카드뮴 배터리가 사용되어 졌다.

위성의 수명과 밀접한 관계가 있는 배터리의 수명은 배터리의 수명은 배터리 제조 과정에서 제조 장소의 주위 환경 온도, 배터리의 Separator 재료, 음극 및 양극의 재료, 전해액의 농도 및 양, 배터리 시험 과정에서의 충방전을 및 사이클 횟수 등으로부터 큰 영향을 받는다.

그림 2와 그림 3은 열주기 챔버에서 온도 10 °C에서 충전율 C와 방전을 C/2의 배터리 온도특성을 시험한 결과이다. 그림 2는 배터리는 충전과정에서는 온도에 변화가 없지만 일단 배터리가 과 충전(overcharging) 상태가 되면 온도가 급증하는 것을 보여주고 있다. 그림 3은 배터리를 1시간 정도 개방-회로 상태로 유지하다가 방전을 시작하였으며, 방전과정에서 온도 증가를 보여주고 있다. 방전과정에서 배터리는 방전 전력의 일부를 열로 발생시키며, 과 충전상태에서는 대부분의 과 충전 전력을 열로 발생한다.

그림 4는 우주용 니켈-카드뮴 배터리 외양을 보여주고 있다.

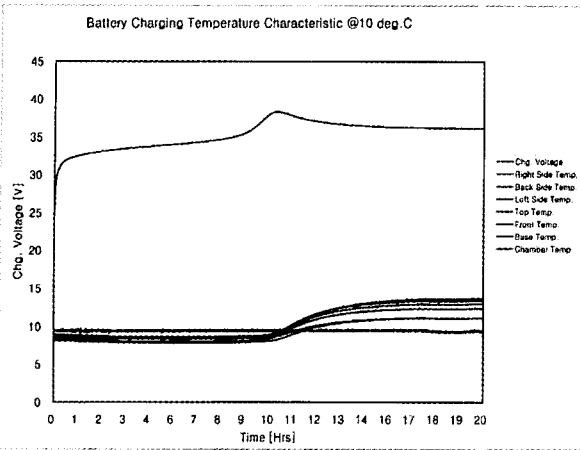


그림 2 충전 모드에서의 배터리 온도 특성

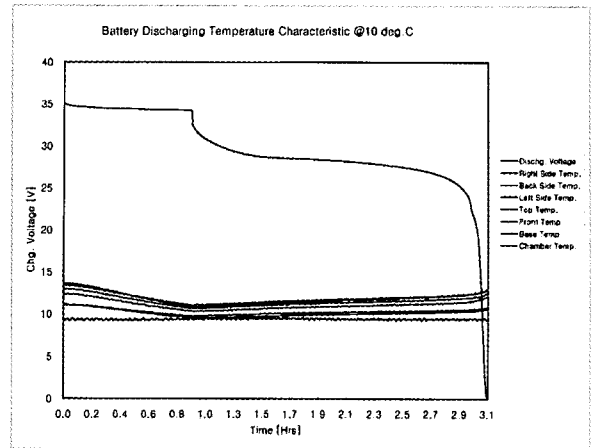


그림 3 방전 모드에서의 배터리 온도 특성

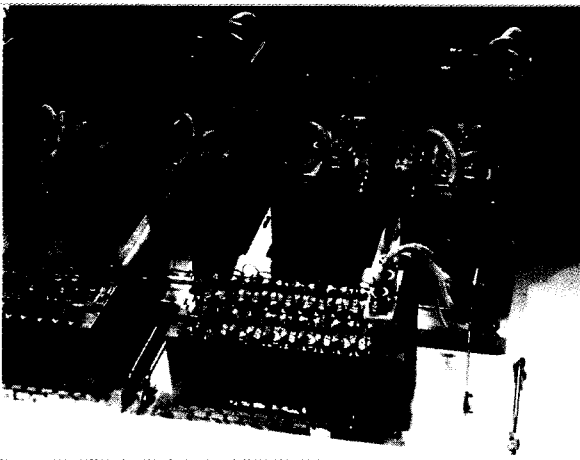


그림 4 우주용 니켈-카드뮴 배터리 외양

표 1은 우주용과 상업용 니켈-카드뮴 셀들 사이의 차이점을 요약한 것이다. 그러나 모든 위성용 니켈-카드뮴 배터리에 적용될 수는 없으며 일부에 따라서는 차이가 있을 수도 있다.

### 3. 니켈-하이드로진 배터리

니켈-하이드로진 배터리는 90년대에 정지궤도에서 가장 널리 사용되었던 우주용 배터리이다. 이것은 니켈-카드뮴 배터리와 연료전지 사이의 하이브리드로서 생각할 수 있다. 니켈-하이드로진 배터리는 압력용기로 구성되

표 1 우주용 셀과 상업용 셀의 차이점 분석

항목	상업용 니켈-카드뮴 배터리	우주용 니켈-카드뮴 배터리
Configuration	Cylindrical	Rectangular
Capacity	0.5-6.0 Ahr	2.0-50.0 Ahr
Closure	Crimped Seal	Ceramic to Metal
Material Quality Control	Minimal	Extensive
Chemical Analysis	None	Plate and System Level
Testing	30-60 Minutes	Extensive 3-6 Months
Failure	Open Circuit	Short Circuit
Life Time	No Data Available	Minimum 3 Years in LEO
Weights	132-157 g/cell	212 g/cell
Volume	3 in.3/cell	5 in.3/cell
Lead Time	8 Weeks	45-50 Weeks

표 2 무궁화위성 3호 니켈-하이드로진 배터리의 특성 데이터

항목	특성
Battery quantity	2 per spacecraft
Cell per battery	26 IPV
Cell type	100 Ah Mantech (114Ah actual)
Max battery voltage (end of charge)	41.5V at 100% SOC Ibc=10A
(beginning of discharge)	33.8V at 100% SOC Ibc=10A
Min battery voltage (end of discharge)	27.5V at 20% SOC Ibc=100A
Cell pressure	950psi maximum
Battery temperature	-10 to +35 degC
C/D ratio	1.3 on-orbit

어있어 외양적으로도 니켈-카드뮴 배터리와는 상당한 차이가 있다. 니켈-하이드로진 배터리는 위성 응용을 위

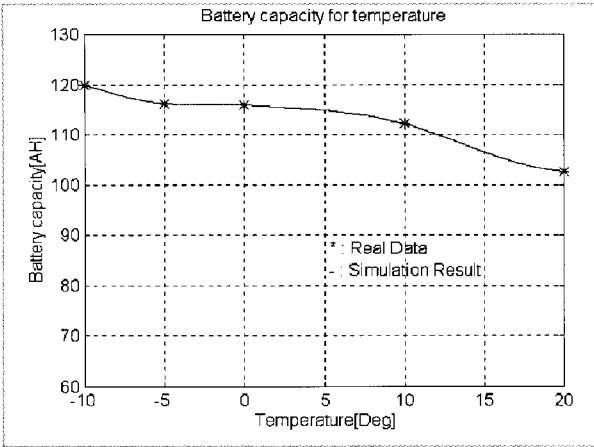


그림 5 온도변화에 대한 배터리 용량 모델링



그림 6 니켈-하이드로진 셀 (Eagle-Picture (미))

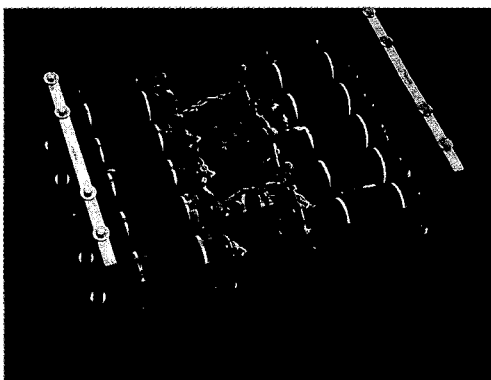


그림 7 CHAMP 위성의 니켈-하이드로진 배터리 (Eagle-Picture (미))

해 니켈-카드뮴 배터리보다 높은 에너지 밀도, 긴 수명, 그리고 과 충전과 회복에 더욱 강한 특성을 제공한다.

이와 같은 니켈-하이드로진 배터리는 니켈-카드뮴 배터리에 비해 가격이 비싸 수명이 긴 정지케도 상업용

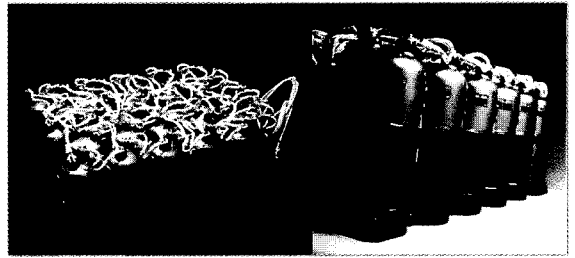


그림 8 3.5" 및 4.5" 셀 크기의 니켈-하이드로진 배터리 (SAFT (프))

위성에 많이 사용되었다. 국내의 경우 무궁화위성 1, 2, 3호 모두 이 배터리가 사용되었다. 표 2는 무궁화위성 3호에 사용된 배터리 특성 데이터이며, 그림 5는 특성 데이터를 이용하여 실제 위성에서 사용되는 니켈-하이드로진 배터리의 주변온도 변화에 따른 용량변화를 보여주고 있다. 그림 6은 니켈-하이드로진 배터리 셀로 용량에 따른 셀 크기 변화를 보여준다. 그림 7은 CAMP(CHALLENGING Mini-satellite Payload for geophysical research & application) 위성의 니켈-하이드로진 16Ah 용량의 배터리를 보여준다. 그림 8은 프랑스 SAFT사의 3.5" 및 4.5" 셀 크기의 니켈-하이드로진 배터리를 보여준다.

#### 4. 리튬-이온 배터리

리튬-이온 배터리는 현재 가장 인기 있는 우주용 배터리이다. 이전의 니켈-카드뮴과 니켈-하이드로진 배터리에 비해 2~4배의 무게와 부피를 줄일 수 있는 장점이 있다.

우주용 리튬-이온 셀의 양극 단자의 소재는 셀의 충전 전압 제한의 함수로서 직접적으로 용량과의 관계를 보여준다. 셀 충전 전위가 높으면 높을수록 용량이 높아진다. 이러한 특성은 셀의 용량에 거의 선형적인 관계로 개방회로 전압(OCV, Open Circuit Voltage)으로 전이된다. 그림 9는 SAFT사의 G4(Generation 4) 리튬-이온 셀의 양극 단자의 개방회로 전압이다.[1] 리튬-이온 셀들은 용량의 연속성을 가짐에도 불구하고 셀들은 일반적으로 4.1V에서 4.2V로 발란스(balance) 된다. 물론 4.1V로 발란스 된 셀들은 낮은 전위로 충전될 수 있

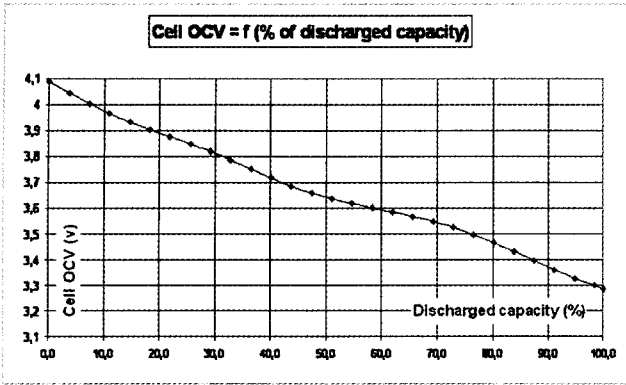


그림 9 리튬-이온 셀의 기전력(FEM) 전압과 충전상태(SOC)의 관계 (SAFT (프))

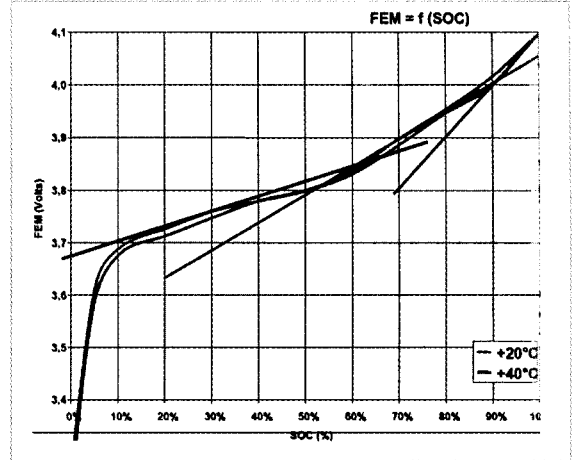


그림 11 리튬-이온 셀의 기전력(FEM) 전압과 충전상태(SOC)의 관계(SAFT(프))

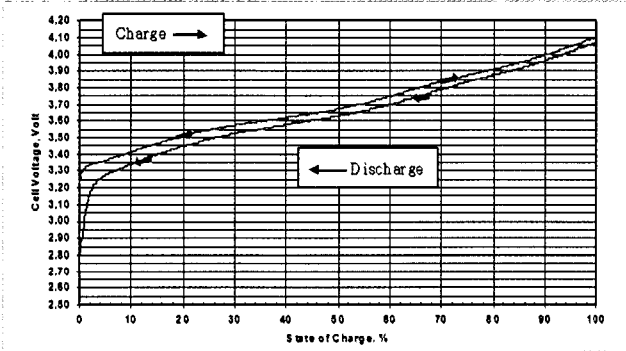


그림 10 STENTOR 위성의 리튬-이온 배터리 (SAFT (프))

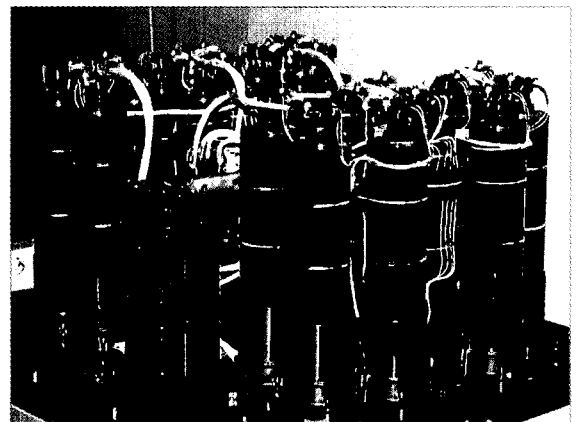


그림 12 STENTOR 위성의 리튬-이온 배터리( SAFT(프))

으며 이는 결과적으로 낮은 용량으로 귀결된다. 만약 4.1V로 발란스 된 셀들이 3.9V에서 3V로 방전될 때보다 3.9V로 재 발란스 된 셀들은 3.9V로부터 3V까지 방전 용량이 조금 높게 나타난다.

리튬-이온 셀의 노화(aging)의 상세한 매커니즘의 이해는 각각의 셀들에 대해 제한적이며 어려울 수 있다. 시험 경험을 바탕으로 리튬-이온 셀의 노화 특성에 대해 몇 개의 간소화 된 가정들은 다음과 같다.[3]

- Cell wearout manifests itself mainly in loss of capacity and increase in internal resistance.
- Wearout occurs whether or not cells are cycling.
- Wearout rate during storage (i.e. non-cycling) increases with ambient temperature and cell state of charge.

- Wearout rate during cycling increases with ambient temperature, depth of discharge and number of cycles.
- In a complex mission profile, total cell wearout can be estimated as the sum of the various storage and cycling contributions.

그림 10은 리튬-이온 셀의 충전 상태 대 셀 모듈 개방 회로 전압을 나타낸다. 동일한 충전 상태에서 충전 시 셀 모듈의 개방 회로 전압은 방전 시 개방 회로 전압보다 높게 나타난다.

표 1 STNTOR 위성의 리튬-이온 배터리 인증 시험결과 요약

항목	척도	결과
Standard capacity	≥ 44 Ah	≥ 45 Ah
Internal resistance	≤ 3 mOhm	≤ 2.75 mOhm
Leackage current	≤ 10 mA	≤ 5 mA
Hermetricity before filling	≥ 1.10-7 atm cm <sup>3</sup> /s	≥ 8.10-8 atm cm <sup>3</sup> /s
Diameter	≤ 54.2 mm	OK
Length	≤ 248.5 mm	≤ 247.7 mm
Weight	≤ 1164 g	≤ 1143 g
Insulation before filling	> 10+3 MOhm	> 10+3 MOhm
Capacity @ 0℃ ≥ 28 Ah	≥ 38 Ah	
Capacity @ 10℃	≥ 40 Ah	≥ 42 Ah
Capacity @ 40℃	≥ 40 Ah	≥ 48 Ah
Internal resistance (5s, 60% DOD)	≤ 3 mOhm	≤ 2.84 mOhm
Leackage current	≤ 10 mA	≤ 5 mA
Hermeticity	No electrolyte leak	OK
Resonance research	Natural Frequency > 140 Hz	Natural Frequency > 660 Hz
Sine & Random: voltage noise	≤ 10 mA	≤ 10 mA
Mechanical integrity	Visual & X Rays	OK
Electrical health @ 10℃	C ≤ 40 Ah	C ≤ 41 Ah
Overcharge Ufc=4.2V	C ≤ 40 Ah	C ≤ 41 Ah
Overcharge Ufc=4.5V	No electrolyte leak	OK
Overdischarge Ufc=2.4V	C ≤ 40 Ah	C ≤ 43.9 Ah
Overdischarge Ufc=0.8V	No electrolyte leak	OK
Short-circuit	No electrolyte leak	OK
Hermeticity	No electrolyte leak	OK
Leackage current	≤ 10 mA	≤ 5 mA
Internal resistance	≤ 3 mOhm	≤ 2.77 mOhm
Capacity @ 10℃	≥ 40 Ah	≥ 41 Ah
Hermeticity	Leak ≤ 1.10-9 g/s	OK
Autopsy	No damages	OK

그림 11은 SAFT사의 리튬-이온 셀의 기전력(FEM, Electromotive Force) 전압과 충전상태(SOC, State Of Charge)의 관계를 나타낸다.[1] 셀의 기전력 전압이 4.00V와 4.1V 사이에서는 기전력 전압 100mV 당 충전상태는 10%에 해당한다. 셀의 기전력 전압이 3.85V와 4.00V 사이에서는 기전력 전압 60mV 당 충전상태는 10%에 해당한다. 셀의 기전력 전압이 3.70V와 3.85V

사이에서는 기전력 전압 15mV 당 충전상태는 10%에 해당한다. 또한 셀의 기전력 전압은 온도에 영향을 받지 않는다.

그림 12는 STENTOR 위성의 리튬-이온 배터리를 보여준다. STENTOR 위성의 배터리는 2개의 배터리 팩으로 구성되어 있다. 한 개의 배터리 팩은 2개의 40Ah 셀이 병렬로 연결되고 셀 모듈이 직렬로 11개 연결되어 팩 전압은 45V를 형성하고 팩 용량은 80Ah를 제공한다. STENTOR 위성의 배터리는 160Ah 용량을 제공한다.

표 3은 STNTOR 위성의 리튬-이온 배터리의 인증 시험결과를 요약하였다.

그림 13는 프랑스 SAFT사의 VES140 리튬-이온 셀에 대해 정지케도 환경에서 50 시즌동안 최대 방전율 80%로 가속된 사이클 수명 시험 동안의 방전 종료 전압 추세를 나타낸다.[4] 정지케도에서 15년을 모사한 30 시즌에서 에너지는 초기보다 감소된 에너지는 2% 이하였다.

그림 14는 프랑스 SAFT사의 VES140 리튬-이온 셀에 대해 정지케도 환경에서 셀 전압 4V와 3.9V에서 최대 방전율 60%와 70%로 가속된 사이클 시험 동안의 방전 종료

전압 추세를 나타낸다.[4] 모사된 정지케도의 30 시즌에서 4.0V에서 에너지는 60% 방전율에 대해 2% 에너지 감소를 보였으며, 70% 방전율에 대해 2.9% 에너지 감소를 보였다.

그림 14는 10S5P(10개 셀 모듈이 직렬 연결, 각 셀 모듈은 5개 셀이 병렬 연결) 리튬-이온 배터리의 전기적 구성을 나타낸다. 각 셀 모듈은 개방 회로 실패(failure)

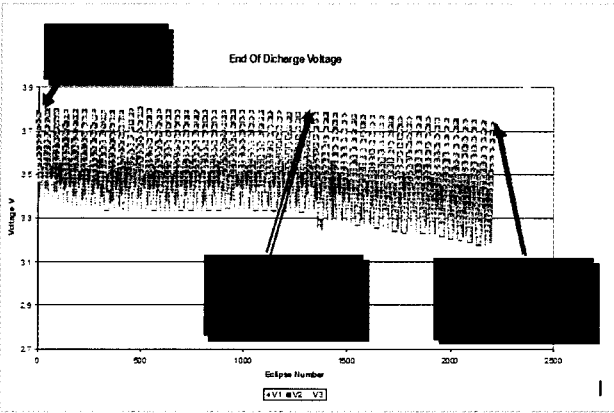


그림 13 리튬-이온 배터리의 전기적 구성의 일예 (10S5P 배터리)

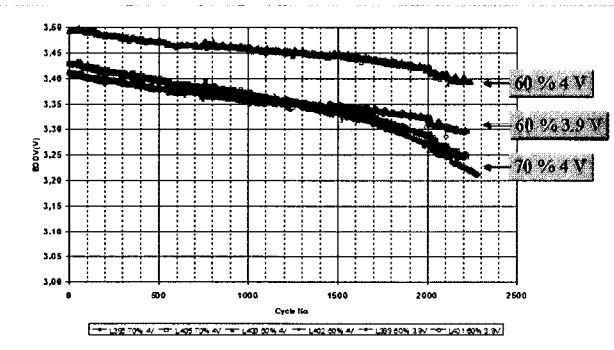


그림 14 일정 충전 모드에서 충전 점감

에 대비하여 바이패스 소자가 연결되어야 한다.

그림 15는 리튬-이온 배터리의 전기적 구성의 일예 (10S5P 배터리)를 나타낸다.

그림 16은 미국 NEA사의 100, 250 및 400 Amps 용량의 배터리 셀 바이패스 소자 및 바이패스 활성화 단계를 나타낸다.[5] NEA사의 바이패스 소자는 셀 모듈은 개방 회로 실패 시 make before break로 동작하여 위성 버스 전압에 단절을 발생시키지 않는다.

그림 17은 일정 충전 모드에서 충전 점감을 나타낸다. 리튬-이온 배터리의 충전 관리는 배터리 전압이나 셀 모듈 전압으로 제어된다. 셀 모듈 전압이 정의된 충전 제한 전압에 도달하면 충전 전류를 단계적으로 줄여 셀에 스트레스를 줄인다.

그림 18은 리튬-이온 배터리에 널리 사용되고 있는

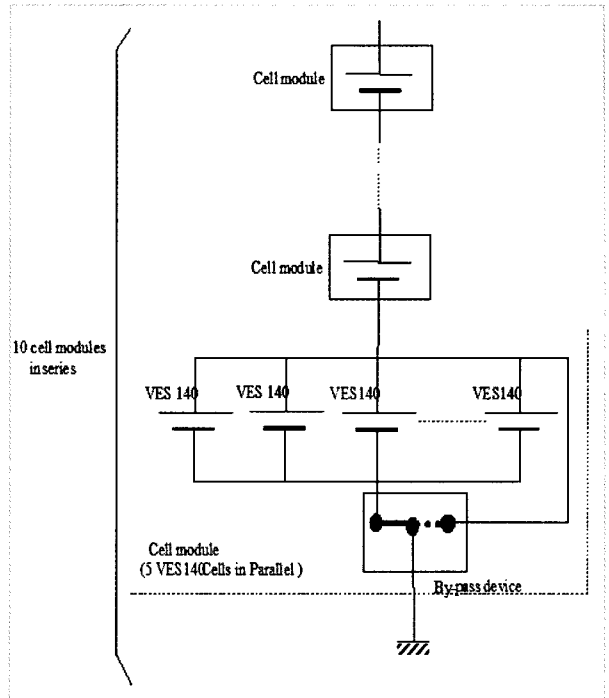


그림 15 100, 250 및 400 Amps 용량의 배터리 셀 바이패스 소자 및 바이패스 활성화 단계 (NEA (미))

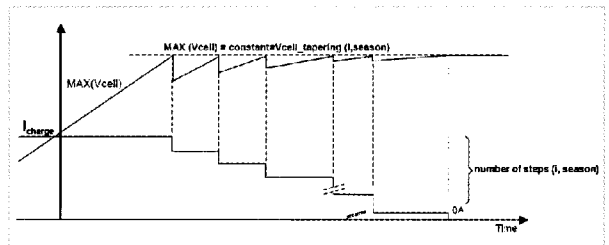


그림 16 충전 선터 방식의 발란싱

충전 선터 방식의 셀 모듈 발란싱(balancing)을 나타낸다. 각 셀 모듈은 병렬로 선터 저항 회로를 갖추어져 있다. 정지궤도에서는 위성이 연간 식 기간이 존재하는 춘분 및 추분 시점에 들어가기 전에 각 셀 모듈 전압을 동일하게 발란싱 한다. 이를 통해 배터리는 용량을 회복하고 수명을 연장할 수 있다. 저궤도에서는 미리 정의된 셀 모듈 전압들의 차이가 발생하면 발란싱을 수행한다.

그림 19는 프랑스 Astrium사의 Eurostar3000 위성의 12

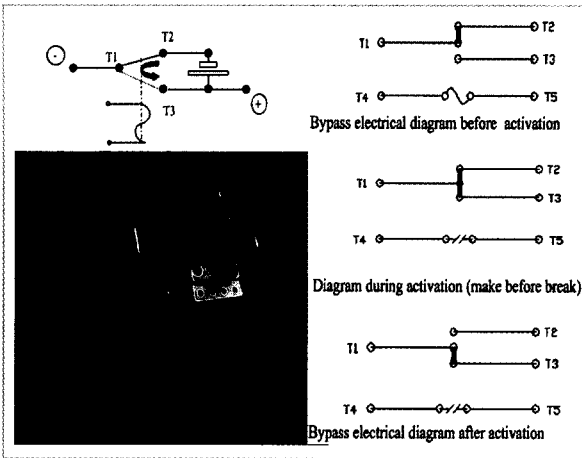


그림 17 100, 250 및 400 Amps 용량의 배터리 셀 바이패스 소자 및 바이패스 활성화 단계(NEA(미))

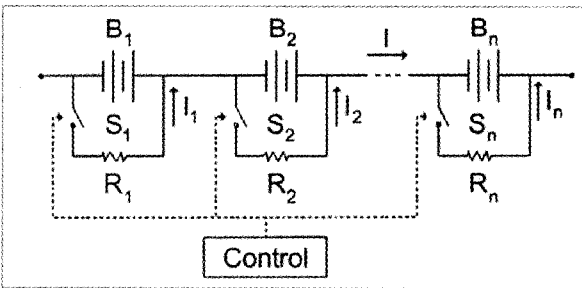


그림 18 충전 센터 방식의 발란싱

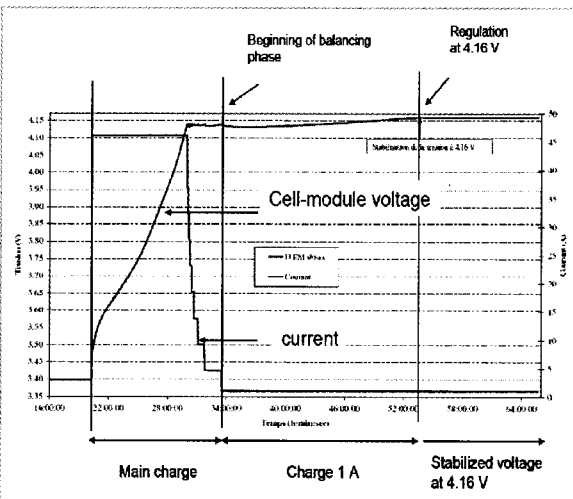


그림 19 Eurostar3000 위성의 12P 리튬-이온 셀 모듈에 대한 전형적인 충전 후 발란싱 단계(Astrium(프))

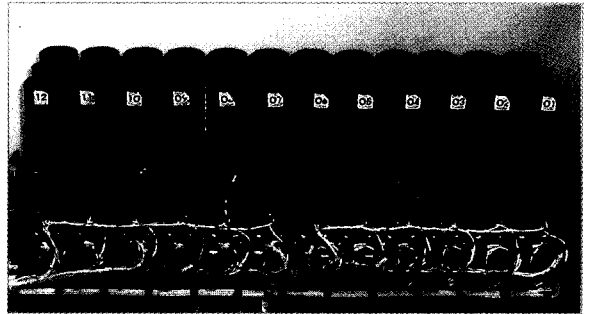


그림 20 SAFT사의 3P12S 리튬-이온 배터리 (SAFT(프))



그림 21 통신해양기상위성의 리튬-이온 배터리

개의 리튬-이온 셀이 병렬로 연결된 모듈에 대한 전형적인 충전 후 발란싱 단계를 나타낸다. 먼저 배터리는 충전을 완료 후 충전 전류를 1A로 줄이고 셀 발란싱을 시작한다. 동일한 배터리의 모든 셀 모듈 전압들이 4.16V에 도달하면 발란싱을 종료한다. 각 셀 모듈에 갖추어진 발란싱 회로에 의해 발란싱을 종료하면 모든 셀 모듈들의 전압 차이는 +/-20mV 범위 내에 유지하게 된다.

그림 20은 프랑스 SAFT사의 3P12S 구성의 리튬-이온 배터리를 나타낸다.

그림 21은 프랑스 SAFT사의 VES140 리튬-이온 셀을 사용하여 프랑스 Astrium사가 설계하고 프랑스 BTS사가 제작한 통신해양기상위성의 리튬-이온 배터리를 나타낸다.

## 5. 결 론

리튬-이온 배터리는 니켈-하이드로진 배터리에 비해 무게를 50% 절약할 수 있으며, 열 방출이 적어 방열판



사이즈를 감소를 감소시켜 추가적으로 무게 절약 효과를 제공하며 자기 방전이 적어 지상에서 조립통합시험 기간 동안, 배터리 보관 기간 동안이나 발사체 pad에서 취급, 보관 및 운용이 용이하다. 우주용 배터리의 변화가 알카라인계의 니켈-카드뮴 및 니켈-하이드로진에서 리튬계의 리튬-이온 배터리로 전환되고 있음을 나타내고 있다. 리튬-이온 배터리는 향후 위성 임무에 폭넓게 사용될 것이다.

또한 국내의 경우에 다목적 3호 및 5호에서 프랑스 SAFT사의 26Ah 용량의 VES100 리튬-이온 셀을 사용하며, 통신해양기상위성에서 프랑스 SAFT사의 38.5Ah 용량의 VES140 리튬-이온 셀을 사용한다.

리튬이온 배터리는 낮은 무게와 부피, 높은 저장된 에너지 밀도 그리고 높은 열효율의 조합을 통해 당분간 우주분야에 가장 적절하게 사용될 배터리이다.

#### 참고문헌

1. R.J. Staniewicz, "How to Rate the Capacity of Lithium Cells for LEO Applications ?," 2006 NASA Aerospace Battery Workshop, Nov. 2006.
2. J.P. Semerie, "Lithium-Ion Batteries for Geosynchronous Satellites. Qualification Test

Results of the STENTOR Battery.," Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, Vol. 1, 2000, pp. 621-628.

3. G.Dudley, "High Temperature Testing of Lithium-Ion Batteries for BepiColombo Orbiters (February 2005 update)," ESA BepiColombo TDA Presentations, Feb. 2005.
4. Y. Borthomieu, M. Broussely and JP. Planchat, "VES140 S Li-Ion Cell GEO Life Test Results," 6th European Space Power Conference (ESPC), May 2002.
5. E. Rudoy, JP. Semerie E. Pasquier and Y. Dohan, "High Capacity Battery Cell By-pass Switches Surge/Short-Circuit Current Testing Results," 6th European Space Power Conference (ESPC), May 2002.

#### 후 기

본 연구는 교육과학기술부에서 지원하는 "통신해양기상위성 시스템 및 본체 개발사업" 과제로 수행되었습니다.