

우주발사체 탑재용 기동배터리 개발

김명환, 마근수, 임유철, 이재득
한국항공우주연구원

Development of Activation Battery for Space Launch Vehicle

Myung-Hwan Kim, Keun-Su Ma, You-Chol Lim, Jae-Deuk Lee
Korean Aerospace Research Institute

Abstract - Activation battery that are required to deliver short pulses to power, for instance, pyrotechnic devices required during jettison payload separation. Activation battery contains 24 Sony US18650 cells configured as 3 strings in parallel, with each string containing 8 series connected cells. This allows to meet voltage and capacity requirements specified for the mission. In this paper design description and specifications of Activation battery are presented. Qualification test flow and results are also shown to make sure the performance in the predicted space environment. Electrical performance was proven on real equipment load assembly.

1. 서 론

100kg급 위성을 지구 저궤도에 올리는 KSLV-I 발사체에 탑재된 기동배터리는 페어링 분리 및 위성 분리와 같은 특정 이벤트 시에 짧은 시간동안 대전류를 부하에 공급하는 역할을 한다. 기동배터리는 리튬이온 배터리 셀을 이용해 제작되었다. 리튬이온 배터리 셀은 높은 중량에너지밀도로 배터리 무게를 줄일 수 있는 장점을 갖고 있으며, 중량이 중요한 관심사인 많은 항공우주 응용분야에서 빠른 속도로 기존 Ni-Cd, Ni-H₂ 등의 배터리를 대체하고 있다. 24개의 소니(Sony) US18650 리튬이온 셀을 사용해 제작된 기동배터리는 셀을 8개씩 직렬로 구성한 후 각 열을 병렬로 3개 연결하여 요구되는 전압과 용량을 공급한다.

본 논문에서는 기동배터리의 제작 및 특성에 대해 소개하며, 배터리가 발사체 발사과정 중에 노출될 환경에서 신뢰성 있게 동작하는지를 검증하는 환경시험 프로그램을 소개하고 그 결과를 보인다. 그리고 제작된 기동배터리를 실제 발사체 상단부에 조립하여 부하들과의 연계 시험을 실시한 결과를 보인다.

2. 본 론

2.1 제작 및 특성

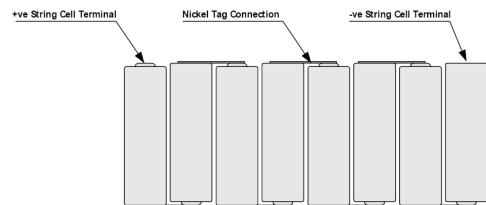
기동배터리는 고전압구동장치, 위성분리, 킥모터 점화 및 추력기 밸브 구동 전원으로 사용된다. 부여된 임무를 수행하기 위해 28V의 공전전압, 4.5Ah의 용량을 갖도록 설계되었다. 배터리 제작에 사용된 US18650 리튬이온 2차 전지 셀은 LiMO₂(M=Ni, Co, Mn 등)형 산화재 양극물질과 소니에서 개발된 음극(Layered Carbon anode)기술이 결합되어 내부구조를 형성하며, 직경이 18mm이고 높이가 65mm인 원통형의 외형을 갖는다. 셀 특성을 정리하면 표 1과 같다. 배터리 셀에 적용된 보호회로에는 과충전 차단회로, 압력 배출구, 단락전류를 방지하는 PTC(Positive Temperature Coefficient) 소자가 있다.

총 24개의 US18650 배터리 셀을 이용해 제작된 기동배터리는 8개의 셀을 직렬로 구성한 후 그 열을 3개 병렬로 연결하여 제작하였다. 직렬로 연결된 셀들은 니켈(Nickel) 연결 태그(Tag)를 사용하여 연결되었으며 그림 1과 같다. 니켈 태그는 열을 확산시키는 동시에 구조적으로 배터리 모듈을 지지하는 역할을 한다. 직렬로 구성된 스트링의 병렬연결은 버스바(Bus Bar)를 사용한다. 배터리 모듈을 감싸는 구조물은 셀이 발산하는 열을 잘 전도하는 특성을 갖도록 알루미늄을 사용하였다. 리튬이온 셀 간의 온도차는 각 셀의 성능에 직접적으로 영향을 미치기 때문에 배터리 모듈에 열이 고르게 분산되도록 하는 것은 중요한 요소이다.

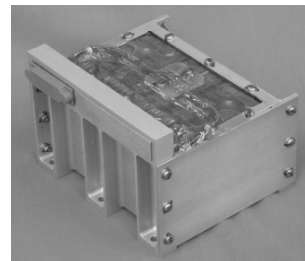
제작된 배터리의 전기적 인터페이스는 1개의 커넥터를 통해 이루어진다. 15핀 D-sub 커넥터를 통해 전력 출력, 접지(Ground), 전압 모니터링, 써미스터 연결 인터페이스를 제공한다. 전압 모니터링 단자와 배터리의 양극 버스 사이에는 보호 저항이 있어 측정 라인의 오류가 배터리에 미치는 영향을 차단한다. 배터리 셀 사이에 삽입되어 온도를 측정하는 써미스터는 온도가 올라갈수록 저항값이 감소하는 NTC(Negative Temperature Coefficient)형이다. 제작된 배터리의 기계적 형상 및 치수는 그림 2와 표2에 나타나 있다.

〈표 1〉 배터리 셀 특성

	Sony US18650
Total Capacity	1500mAh
Nameplate Energy	5.4Wh
Cell Energy Density	133Wh/Kg
Maximum Voltage	4.2V
Nominal Voltage	3.6V
Minimum Voltage	2.5V
Cell Mass	40.5g



〈그림 1〉 직렬 스트링 구성



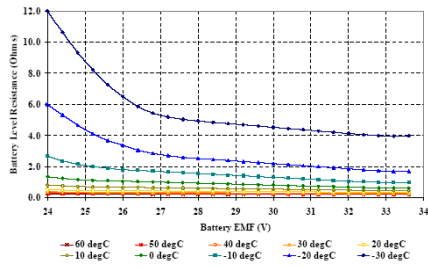
〈그림 2〉 기동배터리 형상

〈표 2〉 기동배터리 형상 치수

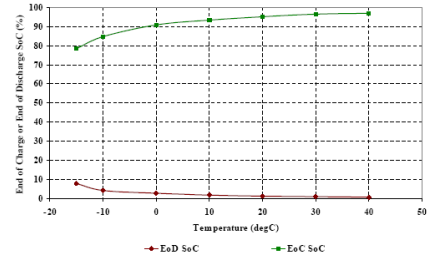
Parameter	Max Value
Length(mm)	113
Height(mm)	95
Width(mm)	129
Mass(Kg)	1.32

제작된 기동배터리의 셀 내부 저항특성은 온도와 충전 상태(SoC: State of Charge)에 따라 달라진다. 배터리에서 측정된 저항값은 그림 3과 같다. 충전상태가 높을수록 그리고 온도가 높을수록 배터리 내부 저항이 낮음을 알 수 있다. 그림 4는 0.1C 충전율로 충·방전 완료시 온도에 따른 배터리 용량 상태를 나타낸다. 단자 전압이 33.6V 또는 20V에 다다랐을 경우 용량을 나타낸 것으로 온도가 낮아짐에 따라 운용할 수 있는 배터리 용량이 감소함을 알 수 있다. 탑재배터리의 온도에 따른 특성, 방전에 따른 온도 상승, PTC 소자 동작 그리고 배터리 셀의 안전을 고려하여 선정된 발사전 운용상태에서의 배터리 인터페이스 온도는 10~30℃가 적당하다.

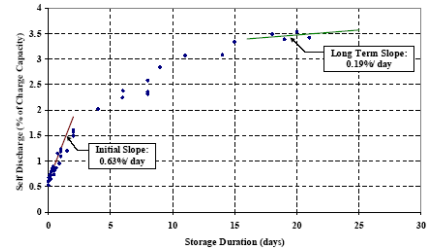
탑재배터리의 자가 방전(Self Discharge) 특성은 초기에 높다가 시간이 지남에 따라 점진적으로 감소하는 경향을 갖는다. 초기 방전율이 높은 것은 충전 후에 따르는 셀 안정화 작용과 화학반응 때문이다. 그림 5



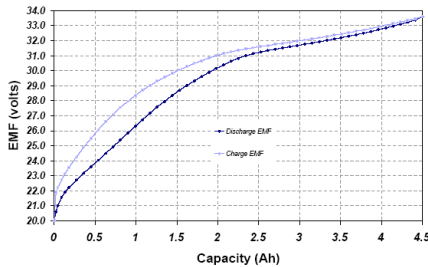
〈그림 3〉 배터리 내부 저항변화



〈그림 4〉 온도에 따른 충방전 배터리 용량



〈그림 5〉 배터리 자가방전을



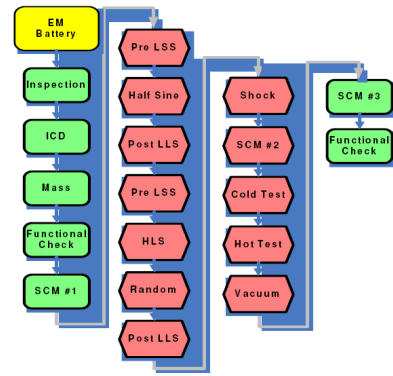
〈그림 6〉 배터리 기전력과 용량 비교

는 완전 충전된 배터리의 자가방전 그래프를 보여준다. 보관 초기의 0.63%/day의 높은 자가 방전율로 인해 보관 기간이 15일이 되면 충전 용량의 약 3%가 손실되며 후반부에는 자가 방전율이 0.19%/day로 줄어든다. 30일이 더 지나면 자가 방전율은 0.10%/day로 떨어진다. 배터리 보관은 습도, 온도, 충전상태와 민감한 관련이 있는데, 리튬이온 셀의 낮은 자가 방전율은 장기간 보관에 있어 배터리 전압 모니터링이나 재충전 작업등의 필요성을 줄여준다.

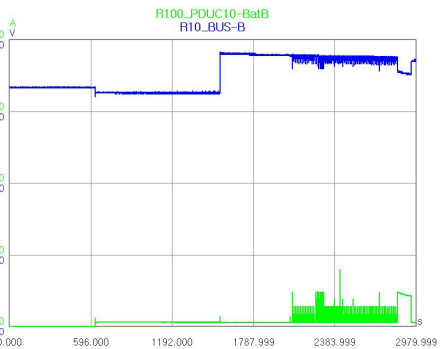
다른 종류의 배터리와 달리 리튬이온 배터리는 용량에 대한 관측성(Observability)이 우수하다. 따라서, 용량이 출력 전압의 형태로 정확하게 나타나기 때문에 용량 상태를 측정하는 파라미터로 전압을 사용한다. 그림 6은 탑재배터리를 0.1C rate로 충·방전시 기전력에 따른 용량을 비교한 것이다.

2.2 환경시험

발사체가 이륙에서부터 지구 궤도에 위성을 투입하기까지 겪게 되는 극한 환경에서 배터리가 성능을 유지할 수 있는지를 판단하기 위해 모델에 따라 QT (Qualification Test) 및 AT(Acceptance Test) 레벨의 환경시험을 수행하였다. 탑재배터리는 발사체 이륙 전·후의 진동과 페어링 분리에 따른 충격 그리고 대기권을 지나 진공상태인 우주환경을 겪게 된다. 이런 환경 하에서 요구되는 성능을 발휘하는 가를 검증하기 위해 정현진동, 랜덤진동, 파이로 충격, 방전현과 충격, 온도시험 그리고 진공시험을 실시하였으며, 이와 같은 QT시험은 그림 7의 절차에 따라 수행



〈그림 7〉 환경시험 절차



〈그림 8〉 비행시험시 시험 시 기동배터리 전압 및 전류

되었다. 시험결과 기동배터리는 각각의 환경에서 정상적으로 전력을 공급할 수 있음을 보였다.

2.3 성능시험

기동배터리를 발사체 상단부에 조립한 후 실제 전담물과 연계해 시험한 결과는 그림 8과 같다. 배터리 전압이 급격히 상승한 부분이 외부 전원에서 기동배터리로 전원스위칭이 일어난 지점이며, 이후 구간은 배터리 전력을 사용하였다. 미션이 종료될 때까지 기동배터리 전압은 28V 이상을 유지하며 안정적인 전원공급 능력을 보여주었다. 그림을 통해 추력기 밸브 구동, 킥모터 점화, 위성분리 등의 이벤트가 발생했을 때 배터리가 안정적으로 전력을 공급했음을 확인할 수 있다.

3. 결 론

리튬이온 배터리 셀을 이용해 제작된 기동배터리는 KSLV-I 상단에서 페어링 분리, 위성 분리 및 추력기 밸브 구동 등의 특정 이벤트 시에 짧은 시간동안 대전류를 부하에 공급한다. 본 논문에서는 에너지 밀도가 높아 중량 및 크기를 줄일 수 있는 장점을 가진 리튬이온 셀을 사용하여 제작된 기동배터리의 제작과 배터리 특성에 대해 기술하였다. 배터리 내부저항, 자가방전을 그리고 용량 등의 특성을 설명한 후 기동배터리의 동작 신뢰성 검증을 위한 환경시험과 성능 시험 결과를 보였다. 실제 부하들과의 연계시험을 통해 제작된 기동배터리가 발사과정 및 우주에서 겪게될 환경에서 신뢰성있게 동작할 수 있음을 확인하였고, 임무 수행을 위한 용량도 만족함을 알 수 있다.

[참 고 문 헌]

- [1] 김명환, 마근수, 임유철, 이재득, "우주발사체 탑재용 리튬이온 배터리 개발", 한국항공우주학회지, 제35권 4호, pp.363-368, 2007
- [2] 김명환, 마근수, 임유철, 이재득, "KSLV-I 배터리 개발 및 검증", 항공우주기술, 제5권 1호, pp.166-174, 2006
- [3] "User Manual and Design Description for 8s3p Activation Module", ABSL Space Products, 2006
- [4] "KSLV1 BTP EM Batteries Test Summary Report", ABSL Space Products, 2006