

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(4), 351-359(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.4.351>

소형인공위성용 리튬이온 배터리시스템의 신뢰성 확보를 위한 우주인증시험

박경화*, 이강현**

Space Qualification of Small Satellite Li-ion Battery System
for the Secured Reliability

Kyung-Hwa Park* and Kang-Hyun Yi**

Defense Agency for Technology and Quality(DTaQ)*

School of Electronic and Electric Engineering, Dae-gu University**

ABSTRACT

This paper introduces the lithium ion battery system for LEO(Low Earth Orbit) small satellites. This study proves the reliability of lithium ion batteries applying to the space application. The specifications for lithium ion battery unit are proposed to supply power to the satellite and the overall mechanical design including structural simulation to confirm the reliability of the lithium ion BMS(Battery Management System) under the space environment and launching conditions. The results of structural simulation, functional tests, and space environmental tests show the lithium ion battery system is space qualified. Space qualification of the small satellite battery system to secure reliability of BMS and lithium ion batteries lend credibility for using lithium ion batteries in space application.

초 록

본 논문에서는 저궤도 소형인공위성에서 위성의 각 부에 전원을 공급하기 위한 리튬이온 배터리 시스템의 신뢰성 확보를 위해 수행한 우주인증시험들의 결과를 나타내었다. 리튬이온 배터리 시스템의 신뢰성을 검증하기 위하여 구조해적, 성능시험, 우주 및 발사환경에서의 환경시험 등을 수행하였다. 모든 해석 및 시험 결과가 요구조건에 만족함을 보임으로써 리튬이온 배터리를 적용한 소형인공위성의 신뢰성을 검증하고 제고할 수 있었다.

Key Words : Lithium ion battery(리튬이온 배터리), battery management system(배터리 운용 시스템, space qualification(우주 인증)

1. 서 론

현재 국내의 군위성은 통신용 위성인 정지궤도위성과 겸용으로 사용하고 있다. 정지궤도위성의 경우 전력측면에서 항상 같은 지점을 관측하기 위한 목적으로 제작되었기 때문에 수십 kW급

대용량의 전력 시스템이 필요할 뿐만 아니라 36,000km의 궤도상에서 지구를 정찰하고 데이터를 전송하기 위한 카메라와 통신시스템을 탑재해야 하기 때문에 위성의 중량도 500kg 이상이 된다. 또한 이러한 위성을 개발하고 발사하기 위한 비용이 상당하기 때문에 국내에서는 독자적인 군

† Received: October 21, 2013 Accepted: March 14, 2014

* Corresponding author, E-mail : khyi@daegu.ac.kr<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

용 위성의 확보를 위하여 정지궤도 위성을 대신할 만한 대안들이 제시되고 있다. 그 중 하나는 소형, 저궤도 위성을 이용하여 고해상도의 감시 카메라를 탑재하여 지구와 근접한 궤도 운용을 통해 더욱 선명한 감시영상을 확보할 수 있도록 하는 것이다.

또한 다양한 기능 구현을 위한 탑재장비들과 이러한 장비들이 사용하는 소비전력을 충당하기 위해서는 배터리와 태양전지판도 대형화 되어야 한다. 고성능의 정지궤도위성을 확보하기 위해서는 대형위성으로 구현 수밖에 없는 실정인데 대형위성은 복잡도가 증가하면서 신뢰도가 떨어지는 구조적 단점이 있다. 인공위성의 경우 한번 발사되면 고장 시 복구가 쉽지 않기 때문에 이러한 위험부담을 낮추기 위해 각 기능을 여러 개의 소형위성에 분산하여 하나의 위성이 실패하더라도 나머지 위성들이 임무를 수행할 수 있도록 하는 편대구조의 인공위성 군을 구성하여 대형 정찰 위성을 구현하는 것이 최근의 동향이다. 이는 여러 각도에서 목표지점을 관측할 수 있으므로 정밀영상을 확보할 수 있고 SAR(Synthetic Aperture Radar)를 각 위성에 탑재할 경우, 넓은 범위를 감시하게 되는 효과를 얻을 수 있다.

이와 같이, 군용위성 개발에 있어서도 소형의 저궤도 인공위성의 중요도가 높아지고 있는데 위성의 소형화를 위해서는 위성에서 가장 많은 중량 비중을 차지하는 전력계, 그 중에서도 배터리부의 에너지 밀도를 높이는 것이 핵심이다. 본 논문에서는 기존의 니켈 카드뮴(Ni-Cd) 배터리 보다 높은 에너지 밀도와 낮은 자가 방전율, 긴 수명, 그리고 넓은 작동온도 범위의 특성을 가지는 리튬 이온(Li-Ion) 배터리를 소형인공 위성 배터리 시스템에 적용하여 발사체 진동, 충격 및 우주환경과 유사한 온도, 진공 시험 등을 통해 배터리 시스템의 신뢰성을 검증하였다^[1-2].

II. 소형인공위성 배터리시스템

2.1 소형인공위성의 전력계 구조

일반적으로 소형인공위성의 전력계 구조는 다음의 Fig. 1과 같다. 위성은 태양이 있는 Sunlight 기간 동안에는 태양전력조절기(Solar Power Regulator : SPR)를 통해 태양전지판으로부터 생성된 전력을 위성 시스템에 공급한다. 그리고 식(蝕) 기간이나 Sunlight 기간이라도 SPR의 생성전력보다 위성이 소비하는 전력이 더 많은 경우에는 위성의 배터리가 주 전력 공급원이 된다. 그리고 배터리의 부하

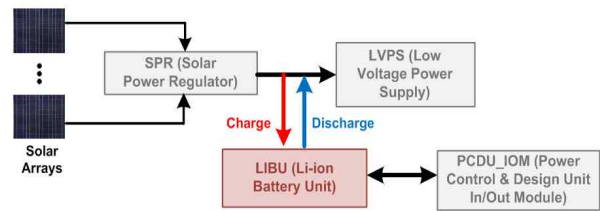


Fig. 1. Block diagram of electrical power system

Table 1. Electrical specifications of Li-ion battery pack

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

인 전력공급장치(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 검침장치(command from Tele-Command and Telemetry Module : TCTM)의 명령에 따라 위성의 각 부와 탑재체에 공급된다.

2.2 리튬이온 배터리 시스템

과거의 소형인공위성은 주로 니켈 카드뮴 배터리를 사용하였으나 최근에는 에너지밀도가 높고 자가 방전율이 낮으며 긴 수명과 넓은 작동온도를 가지는 리튬이온 배터리를 에너지 저장원으로 사용하는 추세이다^[3-4]. 소형 저궤도 인공위성의 리튬이온 배터리 용량은 다음의 식(1)로부터 결정되는데, 본 논문에서는 Table 1과 같은 성능을 가지는 배터리를 설계, 제작, 시험하여 신뢰성을 검증하였다.

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

여기서,

- P_{Eclips} : BOL power for the eclipse (Watt)
- hrs_{Disc} : Eclipse period (Hour)
- $V_{nominal}$: Nominal bus voltage (V)
- $F_{Deg.}$: Degradation factor of cells (%/100)
- DOD : Depth of discharge (%/100)

리튬이온 배터리는 휘발성이 강한 물질을 극성물질로 사용하기 때문에 만약 각 셀의 온도와 전압이 정해진 값을 넘어설 경우 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^[6-11]. 소형인공위성의 배터리 시스템은 크게 리튬이온 배터리 팩과 배터리 운용 시스템으로 구성된다. 배터리 운용 시스템은 Primary와 Redundancy로 이중화된 배터리 제어 모듈(battery control module : BCM)과 셀 전압 안정화 모듈(cell equalization module : CEM)로 구성되도록 설계하였고 그 구조는 Fig. 2와 같다. 설계된 소형인공위성용 리튬이온 배터리는 다음과 같은 작동을 수행하도록 설계하였다.

- 충전과 방전 기간 동안 배터리 팩의 전압과 전류를 측정한다.
- 각 리튬 이온 셀의 온도를 검침한다.
- 각 셀의 Fail 유무를 결정한다.
- 셀 전압 안정화 회로를 제어하고 셀 전압 안정화 회로 스위치의 전류를 검침하여 과전류 시 회로를 보호한다.
- 온보드 컴퓨터와 통신하며 검침된 데이터를 전송한다.

배터리 제어 모듈은 셀 전압 안정화 모듈의 제어 신호를 생성하며 RS-422 통신 프로토콜을 통해 원격 검침 정보를 탑재컴퓨터(on board computers : OBC)로 보내주는 역할을 한다. 셀 전압 안정화 모듈은 각 셀의 전압 균일화 작동을 위하여 8개의 셀 중 최대 전압과 최소 전압의 차이가 SOC $\pm 5\%$ 이상이 되면 작동을 시작하게 된다. 셀 전압 안정화 모듈은 Fig. 2와 같이 능동형 전압 안정화 회로 기법을 사용하며 토폴로지는 Fly-back을 변형하여 사용하였다. 이러한 리튬 이온 배터리를 인공위성의 에너지 저장원으로 사용함으로써 배터리의 Specific Energy가 기존의 Ni-Cd 배터리에 비해 3배 정도 확보되는 효과를 얻을 수 있었다.

III. 신뢰성 확보를 위한 우주인증시험

3.1 리튬이온 셀 선별 시험

직렬 연결한 리튬 이온 배터리의 경우 충전시 각 Cell간 전압차가 크게 생기지 않도록 하는

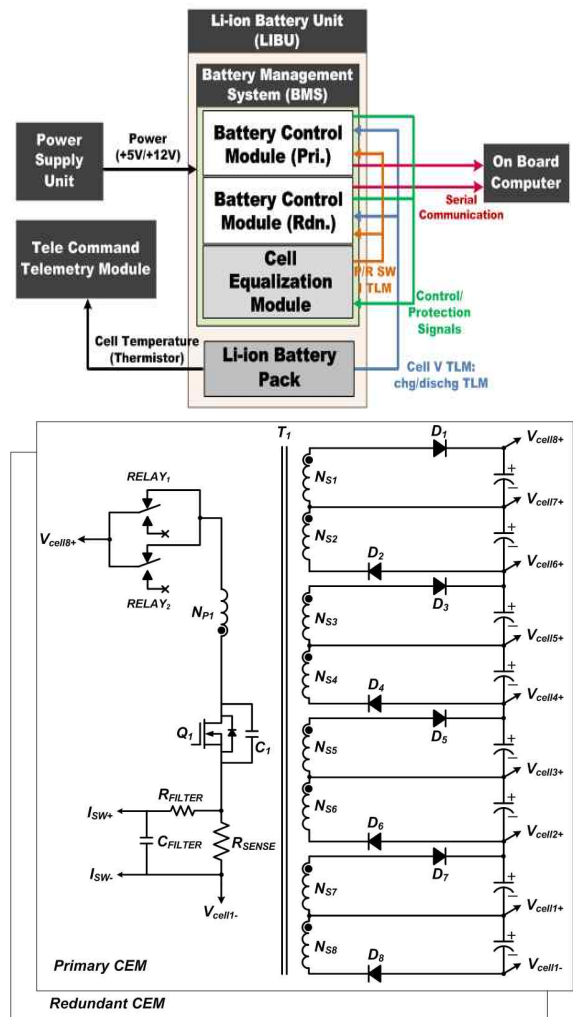


Fig. 2. Configuration of lithium ion battery system and circuit diagram of the cell equalization module

거기 중요하다. 이를 위해서는 비슷한 특성의 배터리를 선별하여 여러 회의 충·방전이 진행된 이후에도 각 셀의 성능이 비슷한 추이를 나타내도록 하는 것이 중요하다. 대량생산에 의해 제조되는 배터리일지라도 화학적·물리적으로 복잡한 공

정을 거치므로, 동일한 모델의 배터리도 그 특성에 미소한 차이가 날 수 있기 때문이다. 이러한 미소한 차이는 만 번 이상의 운용 수명동안 큰 성능의 차이를 초래하기 때문에 초기에 유사한 특성을 가지는 셀 선별을 하는 것이 필수적이다. 또한 배터리 특성 파악뿐 아니라 배터리 불량 여부를 판단하기 위해, 배터리 제조 후 화학적, 물리적, 전기적 방법을 통해 제조된 배터리를 선별 시험한다. 이러한 과정을 보통 배터리 셀 선별 시험(Battery Screening)이라 부른다. 본 연구를 위해 사용된 30Ah의 리튬 이온 배터리는 8

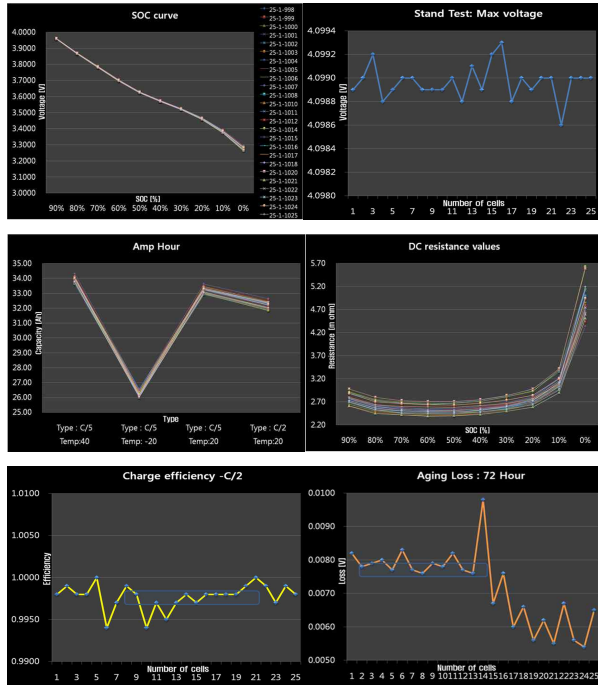


Fig. 3. Battery screening results(SOC, EOCV, Capacity, DC resistance, Efficiency, Self discharge)

개 배터리 셀이 직렬로 사용된다. 이상적으로는 위성에서 배터리가 직렬로 사용될 경우 8개 배터리 셀은 동일한 특성을 가져야 하며, 동일한 환경에서 작동하게 된다. 그러나 실제로는 각 셀 특성이 불균일하고, 작동하는 환경이 제각기 다르기 때문에, 배터리를 운용하는 동안 각각의 셀 특성이 균일하지 않다. 이 현상이 심화 될 경우 특정 셀이 과충전 또는 과방전 될 가능성이 있으므로, 동일한 특성을 갖는 셀이 사용되도록 선별해야 한다. 화학적, 물리적 방법에 의한 셀 선별 시험은 배터리 제조사에 의해 이루어지므로 본 연구에서는 셀 충전추이(Stage of Charge : SOC), 최대 충전 전압, 배터리 총용량, DC 저항 측정, 충·방전 효율, 그리고 자가 방전율을 측정하는 전기적 시험을 수행하였다. 총 25개의 셀 중, 위성용 배터리를 위한 8셀을 선별하였다. 이러한 셀 선별 시험은 SOC 100%부터 0%까지의 개방 회로 전압을 측정하는 방식으로 진행하였고 DC 내부 저항 측정은 수십 Ampere 전류를 일정 시간 동안 배터리에 통과시켜 변화하는 전압 값을 측정하여 산출하였다. 또한 20°C, 0.5C rate의 충·방전 효율 data를 통해 배터리의 충전 또는 방전 특성을 살펴보았다. 리튬 이온 배터리는 자가 방전율이 낮지만, 추가적으로 셀을 72시간 동안 방치 한 뒤 자가 방전율을 측정하여 셀 선별에 참고하였다. 이러한 시험 데이터를 Fig. 3에 나타내었다.

3.2 열 및 기계적 모델 해석

3.2.1 배터리 시스템 구조물

소형인공위성을 위한 배터리 시스템의 구조물은 Fig. 4와 같이 밀면과 배터리가 조립되는 배터리 팩 구조물, 그리고 배터리 운용 시스템 구현을 위한 3장의 PCB용 구조물로 구성된다. 한편, 외부진동을 흡수하는 Damper 역할을 위해 Delrin 재질의 내부 구조물(이하 Push-Cover로 칭함)이 배터리 팩 구조물과 체결된다. 배터리는 Fig. 4와 같이 밀면에 가공된 홈에 끼워지며, Push-Cover는 배터리 팩 구조물에 가공된 리브와 체결되는 형상이다. 따라서 배터리에서 발생한 열은 복사에 의한 열전달은 고려하지 않고 가정할 경우, 밀면과 와 Push-Cover를 통해 위성 구조물을 통해 외부로 방출된다. 배터리와 밀면, Push-Cover는 볼트체결에 의한 직접적인 열교환을 이루지 못하며 간접적인 체결방식으로 열접촉이 발생하기 때문에 접촉면에서 발생하는 접촉열 저항이 상당히 클 것으로 예상된다.

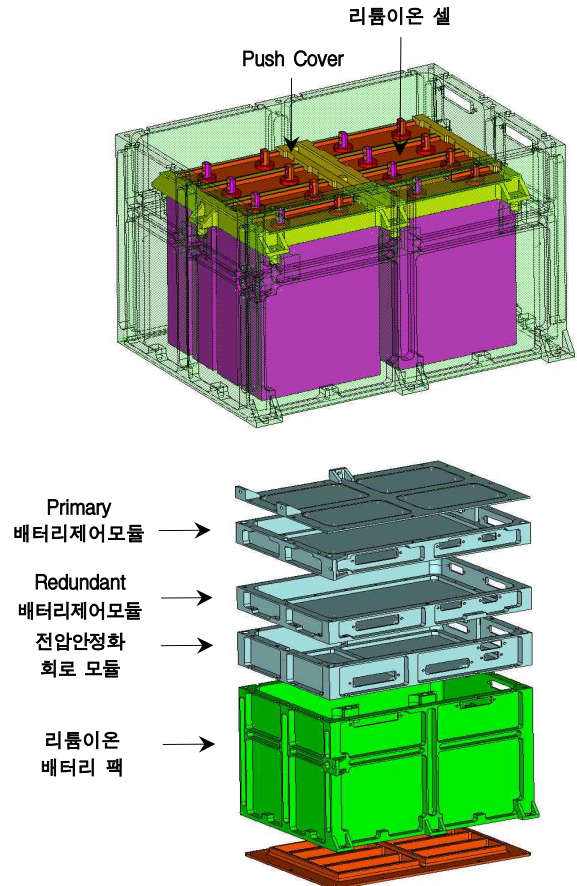


Fig. 4. Structure of lithium ion battery system for small satellite

3.2.2 열해석

3.2.2.1 열해석 모델 작성

소형인공위성의 배터리 시스템은 외부에서 볼 때, 단순한 형태로 구성되어 있으나, 열적인 관점에서 보면 다양한 접촉면이 있으므로 이를 직접적으로 모델링하는 것은 한계가 있다. 따라서, 다음의 가정을 사용하여 모델을 단순화하였다.

- 배터리 운용 시스템 부의 외곽형상은 컨넥터 등이 많아 복잡하나 이를 단순한 육면체 박스(두께 2mm)로 가정한다.
- 이러한 미소한 차이는 만 번 이상의 운용 수명동안 큰 성능의 차이를 초래하기 때문에 초기에 유사한 특성을 가지는 셀 선별을 하는 것이 필수적이다. 배터리 시스템의 열접촉은 밑면과 배터리 팩 구조물 2개의 외벽면에서 이루어진다.
- PCB에 대한 모델링은 수행하지 않는다.
- 내부에서 온도구배가 크지 않을 것으로 예상되므로, 복사열전달은 고려하지 않는다.

열해석 시 고려한 물성치 정보, 열 경계조건, 접촉면 조건은 다음과 같다.

1. 물성치 정보
 - 배터리 : Lithium (열전도도 71 W/mK), Solid
 - Push-Cover : Delrin (열전도도 0.5 W/mK), Solid
 - 구조물 : Aluminium (열전도도 127 W/mK)
2. 열 경계조건
 - PCB 및 배터리 발열량 고려
 - S/C 최대 바닥면 온도 : 25.8°C
3. 접촉면 고려 대상 (Thermal Coupling)
 - Push-Cover와 구조물의 열접촉
 - 배터리와 Bottom Plate의 열접촉
 - 배터리와 Push-Cover의 열접촉
 - 위성 구조체와 배터리 구조물의 열접촉

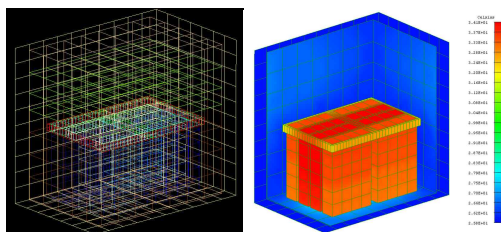


Fig. 5. Finite element analysis model and thermal analysis result

참고로 PCB에 대한 모델링을 배제하면 리튬이온 배터리 시스템의 열원은 배터리 셀뿐이다. 배터리 팩만의 열해석을 위한 유한요소기법(Finite Element Modeling : FEM)을 위한 모델개요 및 결과는 다음의 Fig. 5와 같다.

3.2.2.2 열해석 결과

배터리의 동작은 고온과 저온에서 모두 안정적으로 충방전 특성을 보임을 확인했다. 온도 해석 결과는 케도 열해석 결과 배터리가 놓이는 지점의 최저 온도는 2.7°C, 최대온도는 25.8°C이므로 최대 온도인 25.8°C의 경우 발생한 배터리의 온도 상승이 위성 운용 시의 최대 온도가 된다. 위성체 구조물의 최대 온도 25.8°C에 대한 열해석을 수행한 결과 Fig. 5와 같이 8개의 셀에 의한 발열량은 총 19.8W 정도였고 이에 의한 배터리 온도 상승은 최대 8.3°C임을 알 수 있었다. 따라서 배터리 시스템은 최대 34.1°C 정도까지 온도가 상승할 것이므로 구조물이 열적으로 안정적임을 확인할 수 있었다. 또한 배터리 시스템의 최대 온도가 34.1°C로 배터리의 작동온도 범위인 -20°C~+50°C에 비해 15°C 이상의 마진이 있다.

3.2.3 구조물의 기계적 해석

우주 환경과 발사 환경에서 발생하는 주변 진동이나 내부 진동 또는 인가되는 구조물의 응력은 설계된 구조물에 악영향을 미친다. 외부 또는 내부 진동수가 구조물의 고유 진동수와 일치하면 공진 현상에 의해 변형을 일으키게 되며 이를 구조물 재질이 견디지 못할 경우, 구조물에 치명적인 변형이 발생할 수도 있다. 따라서 구조물의 기계적 해석을 통해 설계된 구조물의 고유 진동수를 찾고, 고유 진동수에서 다른 구조물과의 coupling 여부와 구조물에 가해지는 응력을 해석하여 보았다.

3.2.3.1 고유 진동수 해석

구조물의 고유 진동수는 구조물의 고유 성질이며 주기적으로 나타난다. 이 중 첫 번째 나타나는 고유 진동수 값이 구조물에 가장 큰 영향을 주게 되므로 첫 번째 발생하는 고유 진동수 값 해석이 중요하다. 유한요소기법으로 1stmode부터 4thmode까지 해석을 수행하였고 각각의 고유 진동수 값을 Table 2에 나타내었다. 또한 첫 번째 고유 진동수 시뮬레이션 결과를 Fig. 6에 나타내었다. 대체적으로 위성의 부품단위 설계요구 최소 고유 진동수는 수십~수백 Hz 임에 반해, 설계된 구조물의 경우 1837.9 Hz로 최소 진동수가 10~100배 이상 높게 해석되어, 외부 또는 내부 진동에 안전함을 알 수 있었고 위성체 구조

Table 2. Natural frequency of the lithium ion battery system

Mode	고유진동수
1 st mode	1837.9Hz
2 nd mode	1928.1Hz
3 rd mode	2260.0Hz
4 th mode	2312.9Hz

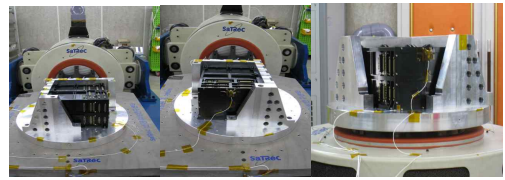
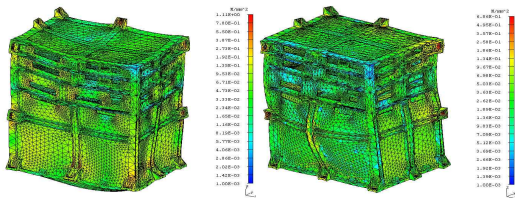
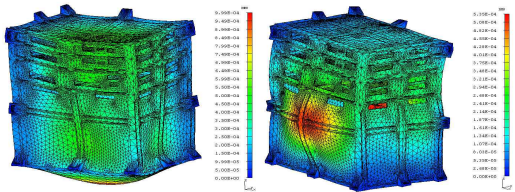


Fig. 7. Lithium ion battery system vibration test for small satellite(X, Y, Z axis)



(a) Von Mises Stress contour under vertical 10g and 4g (MPa)



(b) Displacement contour under vertical 10g and 4g (mm)

Fig. 6. Stress and displacement analysis for lithium ion battery structure

에서 다른 구조물과 영향을 줄만한 변형이 일어나지 않음을 확인할 수 있었다.

3.2.3.2 응력 및 변위 해석

일반적인 소형인공위성의 준적정 하중 요구조건인 Vertical 10g, Lateral 4g를 가하여 응력과 변위 해석을 수행 하였다. 응력 및 변위 해석의 결과를 Fig. 6에 나타내었는데 전반적인 응력의 수준은 1~0.6 Mpa 정도로 매우 낮았으며, 변위 또한 10⁻⁴ 정도 매우 낮아서, 구조물 원소재(AL 7075) 항복 응력에 비해 매우 작은 수치임을 확인하였고 설계요구조건하에서의 응력 및 변형 수준이 안전한 정도임을 입증하였다.

3.3 환경 시험

3.3.1 진동 시험

소형인공위성의 리튬이온 배터리 팩의 신뢰도 확보를 위해 진동 시험은 X, Y, Z의 축에 대하여 각각 실시하였다. 진동시험은 Fig. 7과 같이 세팅하였고 각 축에 대해 1grms 정도의 가 진동을 가하여 이때의 공진 주파수를 측정하고 Fig. 8과 같이 14.4grms의 주 진동시험을 수행한 후에 다

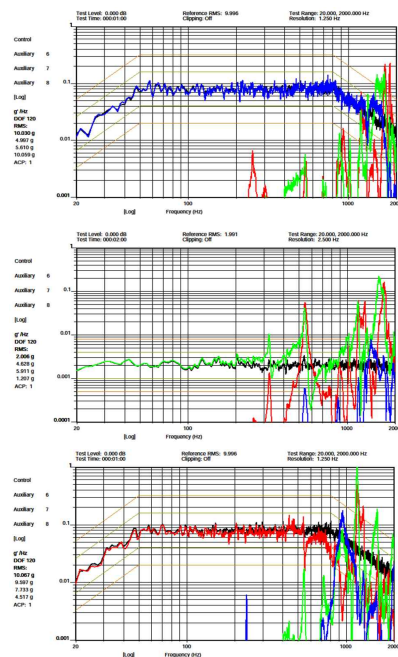


Fig. 8. Profile of main vibration test (X, Y, Z axis)

Table 3. Profile of main vibration test (X, Y, Z axis)

1st Natural frequency (Hz)	X Axis	Y Axis	Z Axis
Low level pre-vibration test	1672	1632	965
Main vibration test	1660	1610	947
Low level post-vibration test	1672	1632	965

시 1grms 정도의 가 진동을 가하여 공진 주파수를 측정하였는데 그 결과는 Table 3과 같다. 주 진동전·후 공진 주파수가 동일함을 확인함으로써 주 진동에 의한 배터리 시스템의 구조적 변화가 없고 안정적임을 검증하였다. 또한 시험 전·후에 배터리 각부에 대한 기능시험을 수행하여 배터리 팩의 전기적 기능면에도 이상이 없음을 검증하였다.

3.3.2 열진공 시험

소형인공위성의 열진공시험을 위해 다음의 Fig. 9와 같이 시험 시설과 장비를 세팅하였다.

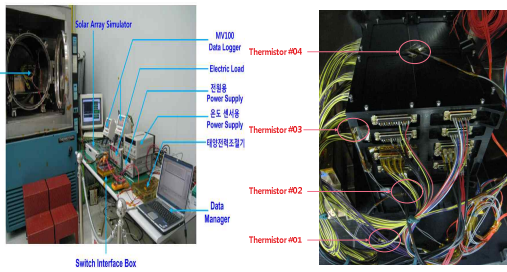


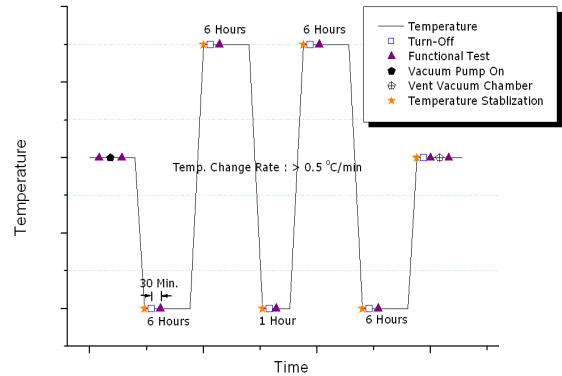
Fig. 9. Lithium ion battery system thermal vacuum test for small satellite

Table 4. Thermal vacuum test conditions and tolerance

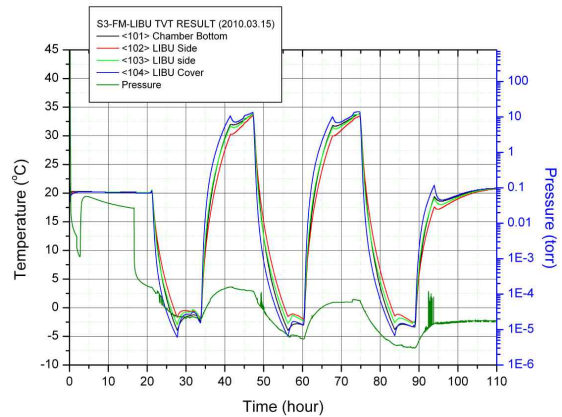
Test Item		Test Condition
Temp.	High	31°C
	Low	-2°C
Number of Cycles		25
Temperature Change Rates		0.5 deg/min or greater
Pressure		10-5Torr or less
Dwell Time	First and Last	6 hours or greater
	Inter medium	1 hours or greater

* Unless otherwise specified, environmental conditions shall be controlled within the following tolerances.
 - Temperature : High: +2°C / Low: -2°C
 - Time : +5%, -0%

진공 챔버 내에 온도변화가 가능한 챔버를 설치하여 열진공 조건을 구현하였고 챔버에 위치한 커넥터를 통해 외부의 시험장비들과 배터리 시스템을 연결하였다. 배터리 시스템에 대한 온도 및 압력에 대한 시험 조건은 Table 4와 같다. 열진공 시험 중 배터리 시스템 및 챔버의 온도를 모니터링하기 위해 Fig. 9와 같이 모두 4개의 온도 센서를 부착하였다. 4개의 센서에서 모니터링된 온도가 모두 안정화 되었을 때 각각의 Soak에서의 기능시험을 수행하였다. Fig. 10-(a)의 열진공시험의 온도 Profile에 나타난 기능시험 수행시점에 시험을 수행하였고 열진공시험 동안 실측된 온도 및 압력 Profile을 Fig. 10-(b)에 나타내었다. 열진공시험 동안 수행한 기능시험의 결과는 오류 없이 정상적으로 이루어 졌고 시험 중 측정된 배터리 시스템의 Telemetry도 모두 정상상태를 표시하였다. 열진공시험 동안 전압안정화 작동도 수행하였는데 이의 결과를 다음의 Fig. 11에 제시하였다. 총 9번의 기능시험 중 전압안정화 작동이 수행되었고 전압안정화 회로가 작동한 시간은 총 180여분 정도였다. 초기의 가장 낮은 Cell 전압은 3.657V이었는데 3시간 정도의 전압안정화 작동으로 3.684V까지 약 0.027V 가량 전압이 상승하였음을 확인하였다.



(a) Thermal vacuum test temperature profile



(b) Temperatures and pressure profile

Fig. 10. Temperatures and pressure profile of thermal vacuum test temperature profile

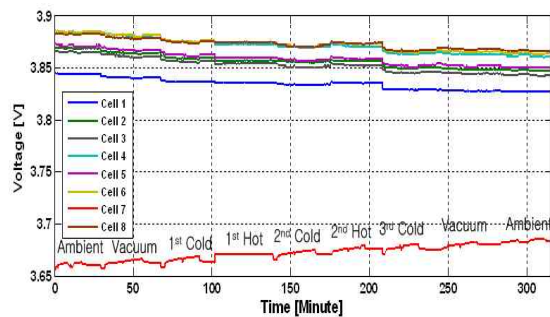


Fig. 11. Cell balancing operation during thermal vacuum test

3.3.3 충격 시험

셀의 안전성에 대한 제조사의 보증은 있었지만 리튬 이온 셀을 소형위성에 적용함에 있어서 국내에서 제작된 배터리 구조물을 적용하는 데에 Heritage가 없다. 소형인공위성 발사 시에 위성체의 충격이 자체 제작된 구조물을 통해 리튬이온 셀로 전달되기 때문에, 구조물의 안정성에 대해서 검증할 수 있는 구체적 시험 데이터들

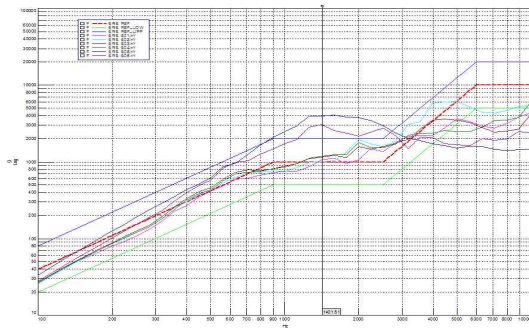


Fig. 12. Shock test configuration & shock response spectrum of the lithium ion battery pack

확보할 목적으로 리튬 이온 배터리 팩에 대한 충격시험을 수행하였다. 시험은 Fig. 12와 같이 3축 센서 및 충격센서를 부착하여 각 축에 대한 충격량을 측정하였는데 nominal 1000g를 가하여 배터리 팩의 충격 응답 스펙트럼(shock response spectrum : SRS)을 측정한 결과 Fig. 12와 같은 결과를 얻을 수 있었다. 또한 시험 후 Reconditioning을 수행하여 3cycle의 배터리 충·방전 시험 및 72시간 동안의 셀 용량 변화량을 측정한 결과 충격에 의한 배터리 팩의 내부적 손상이 없음을 간접적으로 확인할 수 있었다.

IV. 결 론

시뮬레이션을 통해 간접적으로 입증된 리튬이온 배터리 시스템의 구조적, 기능적 견고성을 발사체의 발사환경 및 위성운용 환경 하에서 열진공시험, 진동시험, 충격시험을 각각 수행하였다. 또한 소형인공위성을 위한 리튬 이온 배터리 시스템의 신뢰성을 확보시키기 위해 동일한 셀을 선별하였다. 본 연구를 통하여 국내의 소형위성에 주로 사용되던 Ni-Cd 배터리 대신 전력 밀도가 높고 우수한 성능의 리튬이온 배터리 셀을 적용하여 배터리 팩을 제작하고 고온, 충격의 환경 조건에서 손상을 입을 확률이 비교적 큰 리튬이온 배터리의 발사환경 및 우주환경 시험을 통한 우주인증을 수행하여 국내 소형위성용 배터리 팩을 자체 제작할 수 있음을 입증하였다. 본 연구는 소형위성에 국한되지 않고 중, 대형 및 정지궤도 위성에 적용가능한 대용량 리튬 이온 배터리 시스템 개발의 초석을 마련하고 인공위성 발사를 추진 중인 외국의 위성용 배터리 시장을 겨냥한 사업으로의 발전도 가능하다는데 의의가 있다. 또한 소형인공위성을 군용으로 적용할 경우

고효율, 경량의 리튬 이온 배터리 적용 측면에서 군위성용 리튬 이온 배터리 시스템의 신뢰도 검증의 선행 연구적 의의를 가지기도 한다.

References

- 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) R. Bugga, M. Smart, J. Whitacre, and W. West, "Lithium ion aerospace batteries," Aerospace Conference, 2007 IEEE, 3-10, March 2007, pp. 1~7.
- 3) 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.
- 4) 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.
- 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) 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.
- 7) J. M. Andrews and R. H. Johnes, "A VRLA battery management system," Proc. INTELEC, 1996, pp. 507~513.
- 8) 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.
- 9) 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.

10) 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.

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