

진동 및 충격 환경에 따른 배터리 전기적 모델링 및 열해석 연구

윤창오*, 이평연*, 한동호*, 임철우**, 장민호***, 김종훈*
충남대학교*, KAIST 인공위성연구센터**, 한국항공우주연구원***

A study on battery electrical modeling and thermal analysis by vibration and shock environment

C.O. Yoon*, P.Y. Lee*, D.H. Han*, C.W. Lim**, M.H. Jang***, J.H. Kim*
Chungnam National University*, KAIST Satellite Technology Research Center**,
Korea Aerospace Research Institute***

ABSTRACT

발사체 및 인공위성에서 발사시부터 우주까지 도달하는데 다양한 환경이 주어진다. 본 논문에서는 발사체의 단분리 및 페어링 분리시 생기는 충격 환경과 대기가 발사체 표면에 충돌하여 생기는 진동 환경에 대한 배터리 내부 변화를 분석한다. 환경시험을 반영한 전기적 모델링을 설계하고 전기적 파라미터를 기반으로 배터리 열해석과 실제 배터리팩 내부 열을 측정하여 비교 및 분석한다.

1. 서론

에너지 저장 장치는 물리적 에너지 저장 장치와 화학적 에너지 저장 장치로 나눌 수 있다. 화학적 에너지 저장 장치는 전기화학적 반응을 통해 에너지를 저장 및 방출하는 것으로 리튬이온 배터리, 납축전지 등을 예로 들 수 있다. 리튬이온 배터리는 다른 에너지 저장 장치보다 수명이 길고 높은 에너지 밀도 및 자가 방전에 있어 많은 장점을 가져 다양한 분야에 이용된다. 우주 발사체 및 발사체에 탑재되는 인공위성은 발사 시 발사체에 부과되는 환경과 우주의 다양한 환경을 겪게 된다. 가혹한 환경 조건 속에서 우주 어플리케이션 내부 장비들은 높은 신뢰성과 안정성이 요구된다. 배터리팩의 효율적인 관리와 안정성을 확보하기 위해서는 배터리관리시스템(BMS, Battery Management System) 뿐만 아니라 열관리시스템(TMS, Thermal Management System)의 중요성도 높다.^[1]

2. 환경시험

다양한 어플리케이션 중에서 우주 발사체와 인공위성은 발사 시 부과되는 환경을 겪게 된다. 우주 발사체가 지구의 대기층을 통과하여 최종적으로 인공위성을 분리할 때까지 온도 변화, 충격, 진동, 소음, 기압의 변화, 방사선, 무중력, 태양풍 등의 다양한 환경에 처해진다. 배터리팩이 이러한 환경에 노출되었을 때 정상동작을 하는 지에 대한 시험이 필요하다. 실제 환경과 동일하게 시험을 진행하기에는 장시간과 고비용이 소요되며 결과에 따른 보완이 어렵다. 이러한 문제점을 해결하기 위해 발사체가 지상부터 임무가 완료되는 지점까지의 환경을 모사하여 성능을 보장할 수 있는지 검증한다. 환경시험의 종류로는 진동, 충격, 열진공, 진공, 감압 등의 시험이 있다. 본 논문

에서는 발사체의 주요 성능 저하 요인으로 진동과 충격을 선정하고 공인되어 있는 인증 기준으로 나타낸 국제 인증 기준과 우주 항공 산업체의 인증 기준을 선정하여 실험을 진행한다.

모든 환경시험은 동일한 환경 조건에서 그림 1처럼 원통형 셀과 배터리팩의 3축을 모두 고려하여 종합적인 영향을 분석한다. 축에 대한 시험 순서는 X Y Z로 회전하여 진행한다.^[2]

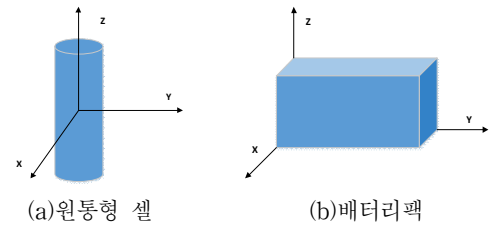


그림 1 배터리 셀과 배터리팩의 3축 (X,Y,Z)

Fig. 1 The three designed directions of the cell and battery pack (X,Y,Z)

2.1 충격 시험

UL 2054, UL 1642, IEC 62133의 국제 인증 기준을 참고하여 175g, 3ms의 반정현파 충격으로 실험을 진행하였다. 충격 시험기에 정육면체 배터리팩을 탑재하여 배터리의 우주 발사체 및 발사체의 단분리 및 페어링 분리를 고려하여 각 축(X,Y,Z)마다 3회의 충격 시험을 진행한다. 그림 2는 실제 충격 시험 시 응답 파형이다.

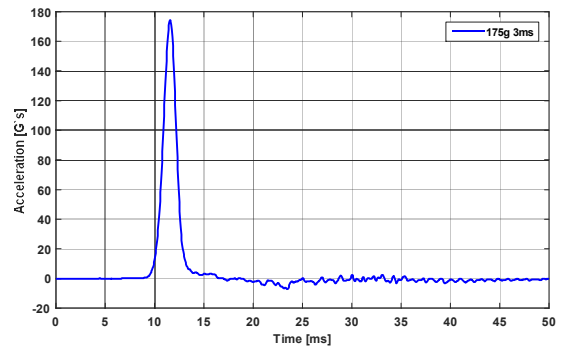


그림 2 반정현파 충격 응답 파형

Fig. 2 Response waveform of half sine shock

2.2 진동 시험

발사체의 진동 시험은 크게 정현파 진동과 랜덤 진동으로 나눌 수 있다. 진동 시험기에 배터리팩을 탑재하여 정현파 진동과 랜덤 진동 프로파일에 따라 진동을 주어 배터리팩 내부 파라미터 변화를 확인한다. 진동 프로파일의 경우 발사체가 지상부터 우주에 도달하는 시간인 4분으로 시험을 진행한다. 정현파 진동 시험은 ISO 17546의 프로파일을 참고하여 5~100Hz의 주파수 영역에서 시험을 진행하며, 랜덤 진동 시험은 NASA 'guidelines on lithium ion battery use in space applications'의 프로파일을 참고하여 20~2000Hz의 영역에서 9.58G_{rms}의 힘으로 시험을 진행한다. 정현파 진동과 랜덤 진동의 응답 파형을 그림 3과 그림 4에 나타내었다.

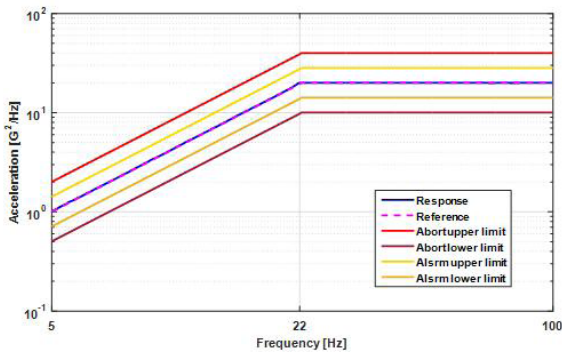


그림 3 정현파 진동 응답 파형

Fig. 3 Response waveform of sine vibration

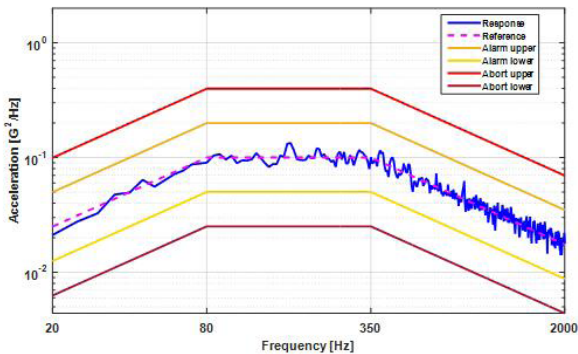


그림 4 랜덤 진동 응답 파형

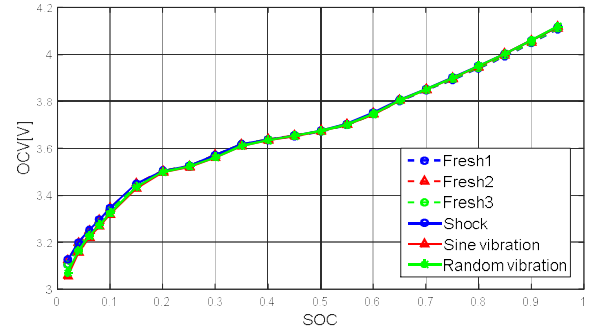
Fig. 4 Response waveform of random vibration

3. 배터리 등가회로 모델링

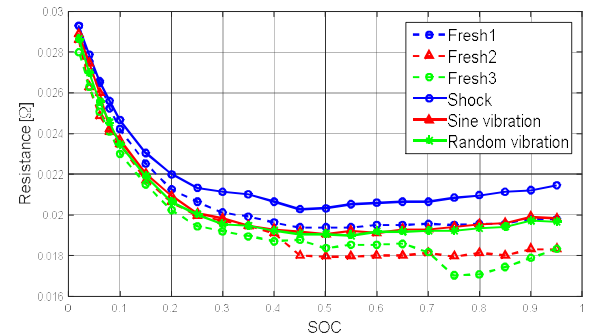
3.1 전기적 실험

우주 발사체는 고출력을 요구하므로 고출력 배터리 셀인 NCA($LiNiCoAlO_2$) 계열의 18650 HE4를 사용하였고 진동 및 충격 시험을 통해 배터리 내부 파라미터를 분석하였다. 배터리 팩은 정육면체 형태로 4S4P의 직병렬 조합을 통해 설계하였다. 배터리 셀 및 배터리팩의 내부 파라미터 분석을 위한 전기적 실험은 크게 방전 용량과 OCV 프로파일로 나눌 수 있다. 방전 용량을 측정하기 위해 CC CV(Constant Current Constant Voltage) 충전 방식으로 만충 후 1C rate의 전류로 방전하여 측정한다. OCV 프로파일은 측정된 방전용량을 기반으로 CC CV로 만충 후 1C rate의 방전 전류로 3분 방전 및 1시간의 휴지 기간을 주며 SOC(State of Charge) 100~10%에서 SOC 5%별로 수행하여 OCV 및 방전저항을 구한다. 리튬이온

배터리는 낮은 SOC 영역(10~0%)에서 저항의 크기가 급격하게 커지므로 낮은 SOC 영역에서는 SOC 2%별로 방전하여 파라미터를 추출한다. 그림 5처럼 환경시험 전후 배터리 내부 파라미터 변화는 OCV, R_{diff} , C_{diff} , R_i 에서 R_i 와 R_{diff} 를 제외한 나머지 파라미터에서 변화가 적다. 환경시험을 반영한 모델링은 3.2절에서 표현하였다.



(a) SOC-OCV



(b) SOC- R_i

그림 5 배터리 내부 파라미터

Fig. 5 Battery internal parameter

3.2 배터리 등가회로 모델링

그림 1과 같이 리튬이온 배터리의 전기적 등가회로 모델링할 수 있다. 배터리 모델링은 RC ladder의 수가 많을수록 배터리의 다이내믹 특성을 세밀하게 표현할 수 있지만 RC ladder의 증가에 따른 알고리즘의 복잡성과 부하가 커질 수 있으므로 1개의 RC ladder로 모델링을 설계한다. 환경시험으로 내부 파라미터의 변화가 R_i 와 R_{diff} 에서 증가하므로 단순화된 배터리 전기적 모델링에 환경시험을 반영하여 그림 1처럼 모델링을 설계할 수 있다. 환경시험을 반영한 배터리 전기적 모델링을 통해 BMS 및 TMS에 적용하여 신뢰성과 안정성을 높일 수 있다.

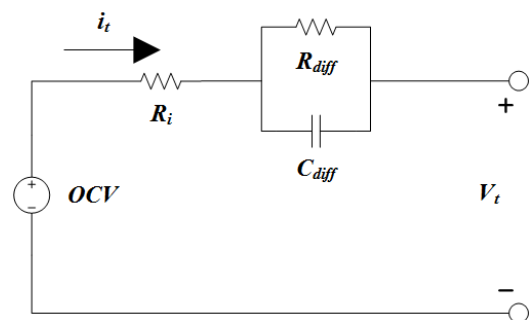


그림 6 단순화된 배터리 전기적 모델링

Fig. 6 Simplified battery electrical modeling

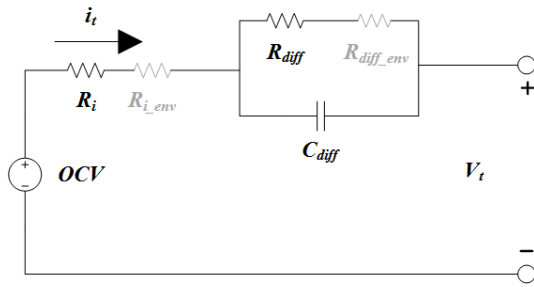


그림 7 환경시험을 반영한 배터리 전기적 모델링
Fig. 7 Battery electrical modeling with environmental test

4. 배터리 열해석

전기적 실험 전 항온항습 챔버 내부에 배터리를 넣어 6시간 동안 25℃로 유지하여 배터리 내부 온도 안정화를 이룬다. 온도 측정은 그림 8과 같이 배터리팩 내부에 5개의 온도 센서를 부착하여 측정한다.

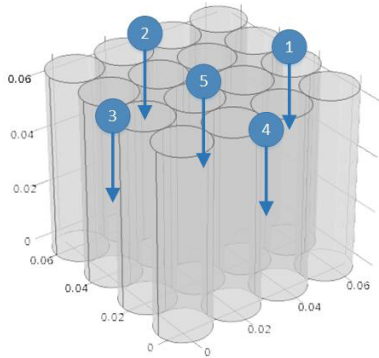
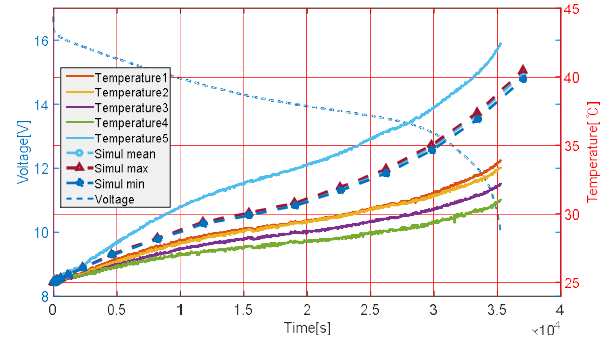


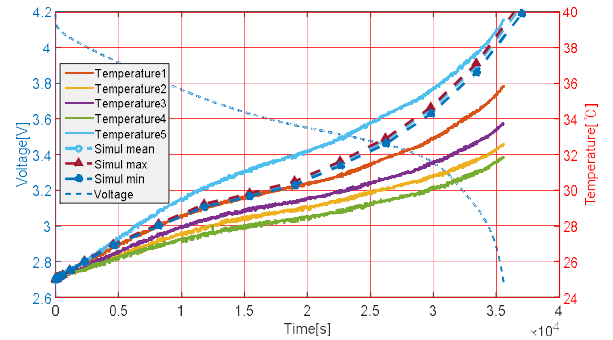
그림 8 배터리팩 내부 5개 온도 센서 위치
Fig. 8 Five temperature-sensor positions in the battery pack

그림 9와 같이 만충에서 만방까지의 방전구간에서 방전 끝단으로 갈수록 발열의 축적으로 온도가 높아진다. 배터리의 열해석을 위해서는 기본적으로 충방전시 배터리의 열 방출과 열 흡수의 관계를 보아야 한다. 배터리의 열해석 측면에서 크게 4가지로 볼 수 있다. 외기적으로 태양열로 인한 열 흡수와 대류 현상 및 바람의 영향으로 인한 열 방출이 있다. 배터리 내부적으로 화학 반응에 의한 발열과 흡열이 발생한다. 배터리 내부 흡열은 가역적 반응으로 낮은 C rate의 조건에서는 이를 무시할 수 없다. 본 논문에서는 고출력의 조건으로 운용되는 발사체 내부 배터리팩 해석을 진행하므로 식 (1)처럼 1C rate의 전류 조건에서는 가역적 반응으로 인한 내부 흡열 반응은 무시할 수 있다. 환경시험으로 인한 배터리팩 내부 열변화와 Comsol 기반 열해석을 그림 9에 표기하였다. 동일한 환경시험을 통해 추출된 배터리셀 내부 파라미터를 열해석에 대입하여 진행하였다. 화학적 접근법으로 배터리 열해석을 하는게 정밀하지만 장시간과 고비용의 단점이 있다. 배터리 내부 저항은 단시간에 파라미터를 추출할 수 있으며, 열해석 측면에서도 비교적 높은 추정을 기대할 수 있다

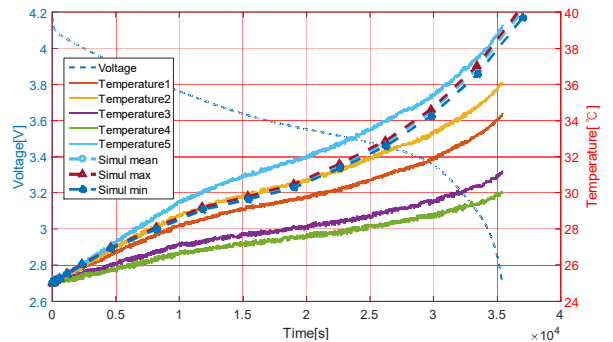
$$C_p \frac{dT}{dt} = Q_p + I^2 R \quad (1)$$



(a)shock



(b)sine vibration



(c)random vibration

그림 9 시뮬레이션과 실제 온도 비교
Fig. 9 Simulation vs. actual temperature

5. 결론

본 논문은 화학적 접근법이 아닌 전기적 접근법으로 배터리 내부 저항을 통해 열해석을 진행하였고, 비교적 높은 추정의 열해석을 기대할 수 있다. 이러한 열해석을 통해 배터리 내부 발열 특성에 대한 안정성을 확보할 수 있다.

이 논문은 2017년 한국연구재단의 우주핵심기술사업의 지원을 받아 수정된 연구임 (NRF 2017M1A3A3A03016056)

참고 문헌

- [1] J.M. Hooper, J. Marco, G.H. Chouchelamane, J.S. Chevalier, D. Williams, "Multiaxis vibration durability testing of lithium ion 18650 NCA cylindrical cells", Journal of energy storage, 103 123, 2018, February.
- [2] X. Tang, B. Liu, Z. LV, F. GAO, "Observer based battery SOC estimation : using multi gain switching approach", Applied energy, 1275 1283, 2017, October.