

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(2), 150-157(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.2.150>

정지궤도 인공위성 리튬-이온 배터리 성능 해석을 위한 모델링

구자춘*, 나성웅**

A Modeling for Li-Ion Battery Performance Analysis of GEO Satellite

Ja-Chun Koo* and Sung-Woong Ra**

Korea Aerospace Research Institute*, Chung-Nam National University**

ABSTRACT

Li-Ion battery is used in the most satellites now due to advantages such as weight, thermal dissipation and self discharge compared to the previous generations of electrochemical batteries. The performance analysis model of the Li-Ion battery is needed to aid the design of new satellite electrical power subsystem. This paper develops the performance analysis model of the Li-Ion battery to apply to the electrical power subsystem design and energy balance analysis on geostationary orbit. The analysis model receives the satellite bus power, solar array power and battery temperature and gives the battery voltage, charge and discharge currents, taper index, state of charge and power dissipation. The results from the performance analysis are compared and analyzed with the flight data to verify the model. The compared results show satisfactory without significant difference with the flight data.

초 록

리튬-이온 배터리는 이전의 전기 화학 배터리에 비교해 무게, 열 소산 및 자가 방전 등의 장점으로 인해 현재 대부분의 인공위성에서 사용되고 있다. 리튬-이온 배터리의 성능 해석 모델은 새로운 위성 전력계 설계를 지원하기 위해 필요하다. 본 논문은 정지궤도 위성 전력계 설계 및 에너지 밸런스 해석에 활용하기 위해 리튬-이온 배터리 성능 해석 모델을 개발하였다. 해석 모델은 위성체 버스 전력, 태양전지배열기 전력 및 배터리 온도를 입력 받고 배터리 전압, 충전 전류, 테이퍼 지수, 충전 상태 및 소산 전력을 제공한다. 성능 해석 모델의 결과는 모델을 검증하기 위해 정지궤도위성의 비행 데이터와 비교 분석하였다. 비교된 결과는 비행 데이터와 현저한 차이가 없었다.

Key Words : Li-Ion Battery(리튬-이온 배터리), Battery Electrical Model(배터리 전기모델), Battery Resistance Model(배터리 저항모델), Power dissipation(전력 소산)

1. 서 론

리튬-이온(Li-Ion) 배터리는 이전의 니켈-카드

뮴(NiCd)이나 니켈-수소(NiH₂) 배터리에 비해 무게, 열 소산 및 자가 방전 등의 장점으로 인해 현재 대부분의 인공위성에서 사용되고 있다[1-2].

† Received: August 29, 2013 Accepted: January 21, 2014

** Corresponding author, E-mail : swra@cnu.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

리튬-이온 배터리의 성능해석 모델은 새로운 위성 전력계 설계를 지원하기 위해 필요하다[2].

본 논문에서는 정지궤도 위성 전력계 설계 시 배터리의 과도한 사이징을 방지하며 요구조건에 맞는 최적 사이징을 지원하고 에너지 밸런스 해석에 활용하기 위해 리튬-이온 배터리 성능 해석 모델을 개발한다. 성능 해석 모델은 위성체 버스 전력, 태양전지배열기 전력 및 배터리 온도를 입력 받고 배터리 전압, 충전전 전류, 테이퍼 지수 (taper index), 충전 상태(SOC, State Of Charge) 및 소산 전력(power dissipation)을 제공한다. 성능 해석 모델은 배터리로부터 요구되는 전력에 따른 배터리 전류 및 배터리 전압 계산에 사용된다. 배터리 전류는 배터리 충전 상태 및 배터리 소산 전력 계산에 사용된다. 배터리 전압은 셀 모듈 전압, 배터리 저항 및 배터리 전류로 계산한다. 배터리 저항 모델은 배터리 전압 및 소산 전력 계산에 사용된다. 성능 해석 모델의 결과는 모델을 검증하기 위해 정지궤도위성의 비행 데이터와 비교 분석하였다. 이를 위해 성능 해석 모델로 입력되는 위성체 버스 전력, 태양전지배열기 전력 및 배터리 온도는 비행 데이터를 사용하였다. 리튬-이온 배터리 성능 해석 결과로 출력된 소산 전력 값은 열제어계에서 수행하는 배터리 열 설계 및 해석에서 입력 데이터로 활용할 수 있다.

II. 본 론

2.1 정지궤도 위성 전력계 및 배터리 구성

2.1.1 전력계 구성

태양전지배열기는 3중 접합 GaAs 셀을 사용하여 단일 링으로 2장의 태양전지판으로 구성되어 위성에서 요구되는 전력을 생성한다[3-4]. 태양전지배열기에서 생성된 에너지는 단일 리튬-이온 배터리에 저장된다[4-5]. Fig. 1은 전력공급기, 태양전지배열기 및 배터리로 구성된 전력버스 조절도이다[6]. 전력계는 태양기간 및 식기간 상태에서 완전 조절 단일 50V 전력버스를 제공한다. 태양전지배열기는 배터리 충전 동안 최대 전류를 제한할 수 있도록 설계된 전력공급기로 인해 메인섹션(main section)들과 충전섹션(charge section)으로 분리되어 전력공급기의 셉터 스위치(shunt switch)와 연결된다. 태양기간 동안 메인섹션들에 연결된 셉터 스위치의 동작을 통해 버스 전압을 조절하고 충전섹션을 통해 배터리를 충전한다.

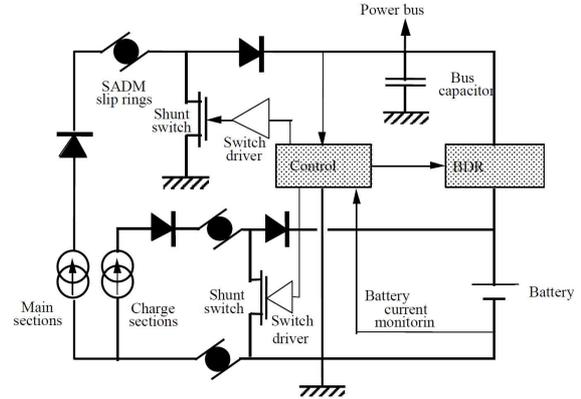


Fig. 1. Power bus regulation

Figure 2는 태양기간 동안 배터리 충전 구성도이다[6-7]. 충전섹션을 통해 입력되는 전류($I_{section}$)는 배터리를 충전하고(I_{charge}) 남은 여분의 전류($I_{section} - I_{charge}$)를 배터리 방전기(BDR, Battery Discharge Regulator)를 통해 전력버스로 전환된다. 이때 충전섹션에 연결된 배터리 방전기는 배터리 충전방전기(BCDR, Battery Charge Discharge Regulator)로 동작한다. 배터리 충전방전기는 태양기간에 배터리 충전전류를 제어하고, 식기간에 배터리 방전기로 동작한다.

Figure 3은 배터리 충전 테이퍼(taper) 원리도이다. 배터리 전압이 충전종료(end of charge) 전압에 도달하면 충전 전류는 한 단계 감소되어 테이퍼 된다. 충전 테이퍼 전류는 Fig. 4와 같이 테이퍼 지수에 따라 18개 전류 레벨로 낮추어진다. 식기간에는 배터리에 연결된 6개의 배터리 방전기가 병렬로 동작하여 버스에서 요구되는 전력을 공급하고 버스 전압을 조절한다[4].

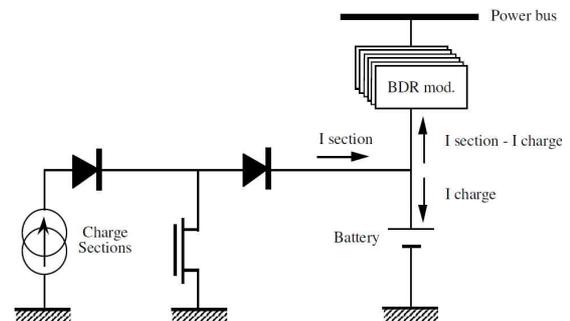


Fig. 2. Battery charge configuration

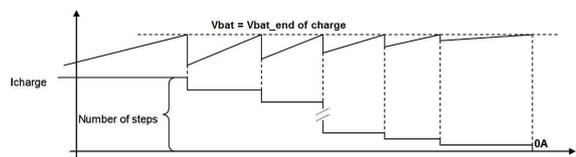


Fig. 3. Battery charge taper principle

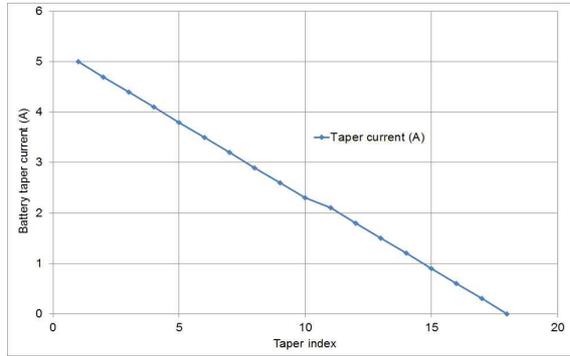


Fig. 4. Battery charge taper current

2.1.2 배터리 구성

Figure 5는 직렬로 연결된 10개의 셀 모듈, 충방전 전류를 측정하기 위한 선터, 낮은 저항의 전력 라인을 제공하는 알루미늄 플랫 케이블(flat cable), 히터 On/Off 및 바이패스 장치의 안전 보호 스위치들로 구성된 릴레이 브래킷(RB 358) 및 컨넥터들로 구성된 배터리 모델이다. 배터리는 요구되는 방전율을 만족하게 설계하기 위해 SAFT사의 38.5Ah 용량의 VES140S[8] 셀 5개가 병렬로 구성되어 192.5Ah (38.5Ah*5) 용량을 갖는다[5]. 배터리는 배터리 방전기에서 요구되는 전압을 제공하기 위해 10개의 셀 모듈이 직렬로 구성되었다.

Figure 6은 일렬로 9개의 셀이 병렬로 연결된 셀 모듈이다. 셀 모듈은 VES140S 셀, 셀을 장착하기 위한 기저판(baseplate), 셀 모듈 전압을 밸런싱하는 밸런싱 모듈(BSM, Balancing System Module), 성능 감소된 셀 모듈을 단락시키기 위한 NEA8043 바이패스 장치, 셀의 양극(positive)을 바이패스 장치와 연결하는 버스바(busbar), 셀의 음극(negative)을 바이패스 장치와 연결하는 케이블 및 서미스터(thermistor) 온도 센서로 구성된다[5].

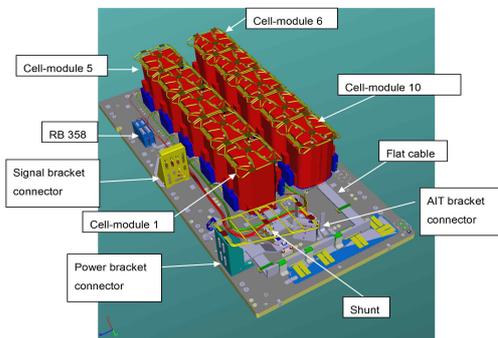


Fig. 5. Battery model overview

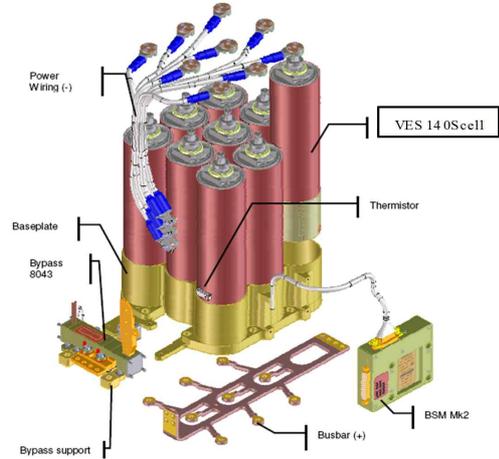


Fig. 6. Cell module layout for 9P configuration

2.2 배터리 성능 해석 모델

Figure 7은 리튬-이온 셀 전압 동작 특성이다[9]. 리튬-이온 셀 전압(V_{cell})은 우선 내부 전압(V_{int})과 관련되며 순간적인 과도상태 전류 동안 초기에 나타나는 영향은 내부 저항(R_{int})으로 기인된다[9]. 방전 동안 전압 감소(DV_d)는 방전 전류(I_d) 및 충전상태의 함수이며, 충전 동안 전압 감소(DV_c)는 충전 전류(I_c) 및 충전상태의 함수이다[9]. 셀 전압은 과도상태 초기에 전류 변화량, 내부 저항 및 화학 확산 현상에 의해 변화되고 과도상태 기간 후에 충방전 전압($V_{dischg2}$, V_{chg1})으로 도달된다[9]. 리튬-이온 배터리 전압 특성을 분석하기 위해서는 셀의 내부 전압, 충방전 전압, 내부 저항, 충방전 전류 및 충전상태가 배터리 성능 해석 모델에 반영되어야 한다.

Figure 8은 리튬-이온 배터리 성능 해석 모델의 블록도이다. 위성체 버스 전력, 배터리 온도

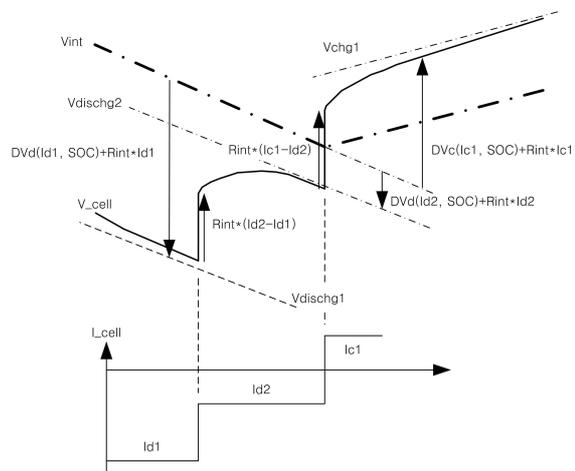


Fig. 7. Li-Ion cell voltage behavior

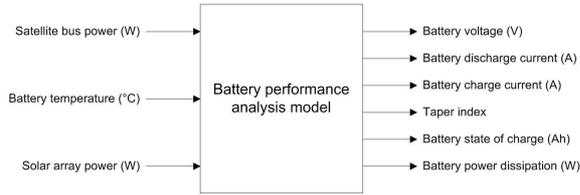


Fig. 8. Block diagram of the Li-Ion battery performance analysis

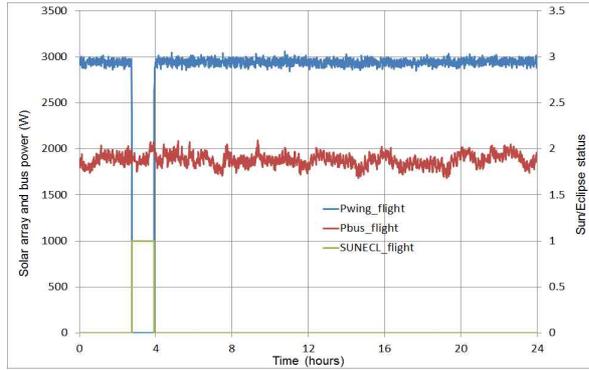


Fig. 9. Solar array and satellite bus power, sun/eclipse status (flight data)

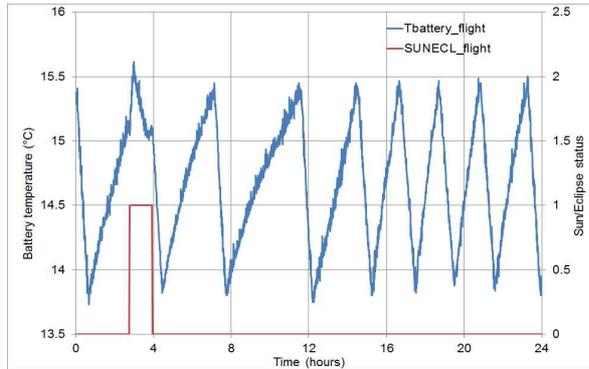


Fig. 10. Battery temperature and sun/eclipse status (flight data)

및 태양전지배열기 전력이 해석 모델로 입력되고, 배터리 전압, 충전 전류, 테이퍼 지수, 충전 상태 및 소산 전력이 해석 모델로부터 출력된다. 리튬-이온 배터리 성능 해석 모델 검증에 위해 해석 모델로 입력되는 위성체 버스 전력 및 태양 전지배열기 전력은 Fig. 9, 배터리 온도는 Fig. 10과 같이 2012년 9월 22일 추분일의 비행 데이터를 사용하였다.

Figure 11은 리튬-이온 배터리 성능 해석 모델의 흐름도이다. 성능 해석 모델은 배터리로부터 요구되는 전력에 따른 배터리 전류 및 배터리 전압 계산에 사용된다. 배터리 전류는 배터리 충전 상태 및 배터리 소산 전력 계산에 사용된다. 배

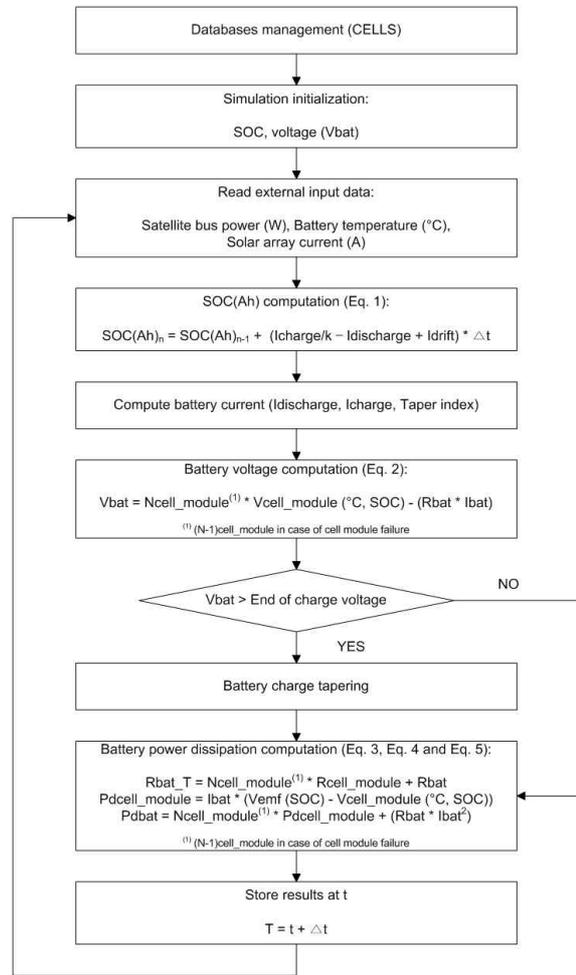


Fig. 11. Flow diagram of the Li-Ion battery performance analysis

터리 전압은 셀 모듈 전압, 배터리 저항 및 배터리 전류로 계산한다. 셀 모듈 전압은 인공위성용 VES140S 셀의 개발 초기에 제조사로부터 제공된 충전상태 및 온도에 따른 값을 이용하여 선형 보간(linear interpolation) 방법을 사용하여 계산한다. 배터리는 일정 전류로 충전하다가 배터리 전압이 충전종료 전압에 도달하면 테이퍼 지수에 따라 규정된 전류 레벨로 낮추어 진다. 충전 상태는 식(1)

$$SOC_n = SOC_{n-1} + \left(\frac{I_c}{k} - I_d - 0.1 \right) \times d_t \quad (1)$$

을 이용해 이전 충전상태(SOC_{n-1}), 충전 전류 (I_c , I_d), 셀 자체의 누설(leakage) 에너지를 보상하기 위해 방전된 에너지 대비 충전하는 에너지를 2% 추가하는 충전 귀환 비(k , 1.02), 셀 및 전기 접속라인에서 누설되는 드리프트(drift) 방전 전류 (-0.1A) 및 시간 증분(d_t)으로 적분하여 계산한다.

배터리 전압은 식(2)

$$V_{bat} = N_s \times V_{cell}(T, SOC) - (R_{bat} \times I_{bat}) \quad (2)$$

를 이용해 직렬 연결된 셀 모듈 수(N_s), 셀 모듈 전압(V_{cell}), 셀 모듈 저항들을 제외한 배터리 저항(R_{bat}) 및 배터리 전류(I_{bat})로 계산한다. 배터리 전체 저항(R_{bat_T})은 식(3)

$$R_{bat_T} = N_s \times R_{cell} + R_{bat} \quad (3)$$

을 이용해 직렬 연결된 셀 모듈 수, 셀 모듈 저항(R_{cell}) 및 셀 모듈 저항들을 제외한 배터리 저항으로 계산한다. 셀 모듈 소산 전력(P_{cell})은 식(4)

$$P_{cell} = I_{bat} \times (V_{emf} - V_{cell}) \quad (4)$$

를 이용해 셀 모듈 기전력(EMF, Electro Motive Force) 전압과 충전 전압 및 배터리 전류로 계산한다. 배터리 소산 전력은 식(5)

$$P_{bat} = N_s \times P_{cell}(T, I_{bat}) + (R_{bat} \times I_{bat}^2) \quad (5)$$

를 이용해 직렬 연결된 셀 모듈 수, 셀 모듈 소산 전력, 셀 모듈 저항들을 제외한 배터리 저항 및 배터리 전류로 계산한다.

Figure 12는 인공위성용 VES140S 셀의 개발 초기에 제조사로부터 제공된 충전상태 및 온도에 따른 셀 전압이다. 개방 회로 전압으로 불리는 셀의 기전력 전압은 양극과 음극의 기전력 차이로 충전상태의 함수이다[10]. 전류가 흐르지 않을 때 셀의 기전력 전압은 평형(equilibrium) 상태로 충전상태 상태에 따라 변화되고, 완전 방전 및 완전 충전 가까이를 제외하고 온도에 따른 변화는 적다[11]. 셀의 전위(potential)는 충전을 시작하면 기전력 전압에 더해져 셀 전압이 상승하고, 방전을 시작하면 기전력 전압에 빠져 셀 전압이 감소된다[11]. 셀의 충전 전압은 온도에 따라 변화량이 적고, 방전 전압은 온도에 따라 변화량이 크게 나타난다. 셀의 기전력 전압은 충전상태에 따라 선형 보간 방법을 사용하여 계산하고, 셀의 충전 전압은 충전상태 및 온도에 따라 선형 보간 방법을 사용하여 계산한다.

배터리 저항 모델은 배터리 전압 및 소산 전력 계산에 사용된다. Fig. 13은 하나의 셀 모듈에 대한 저항 모델이다. 셀 모듈 저항은 셀 저항, 셀의 양극을 바이패스 장치와 연결하는 버스바의 저항(R_{b1} , R_{b2} , R_{b3} , R_{b4}), 셀의 음극을 바이패스 장치와 연결하는 케이블 저항(R_{wire1} , R_{wire2}) 및 바이

패스 장치 저항(R_{bp})으로 구성한다. Fig. 14는 전체 배터리 저항 모델이다. 전체 배터리 저항은 셀 모듈 저항(R_{mod}), 알루미늄 플랫 케이블 저항(R_{cab1} , R_{cab2} , R_{cab3} , R_{cab4} , R_{cab5}), 충전 전류를 측정하기 위한 셉터 저항(R_{sh}) 및 커넥터 핀 저항(R_{pin})으로 구성한다. 셀 모듈 저항은 충전상태, 온도 및 전류 흐름의 방향에 관계된다[12]. 그러나 셀 모듈 저항은 인공위성용 VES140S 셀의 개발 초기에 제조사로부터 제공된 데이터가 전류 및 온도에 따른 값이기 때문에 온도 및 전류의 관계로 계산하였다. Fig. 15는 계산된 전체 배터리 저항이다.

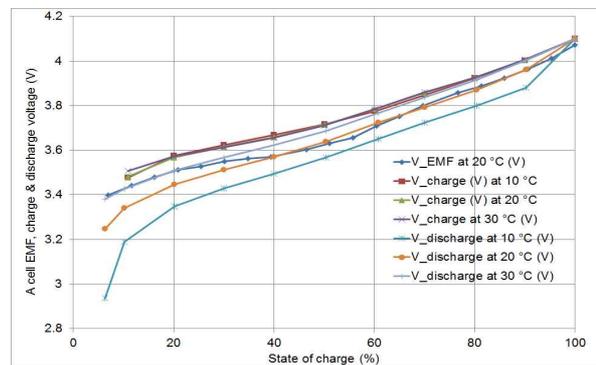


Fig. 12. A cell EMF, charge and discharge voltage

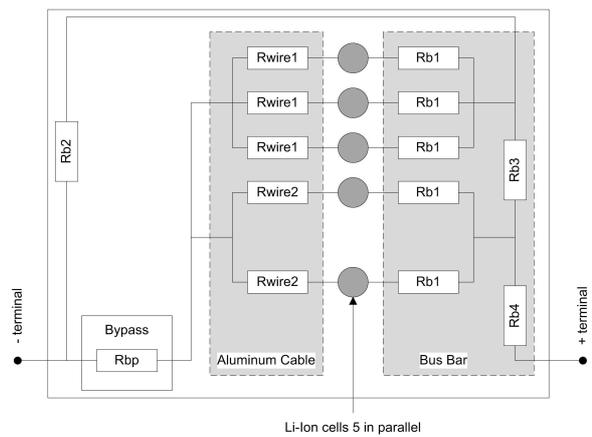


Fig. 13. A cell module resistance model

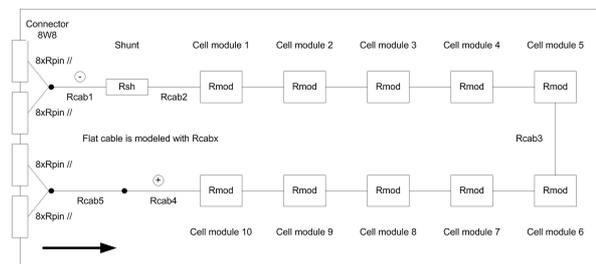


Fig. 14. Battery resistance model

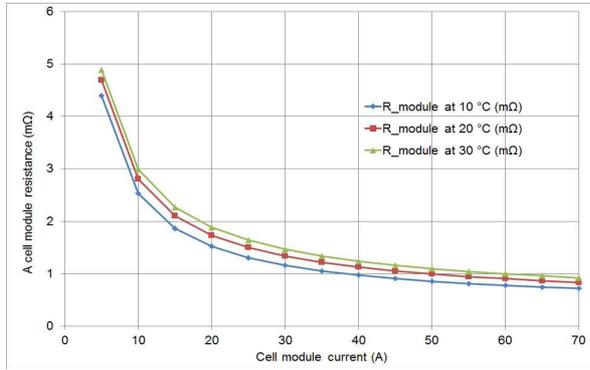


Fig. 15. Battery total resistance

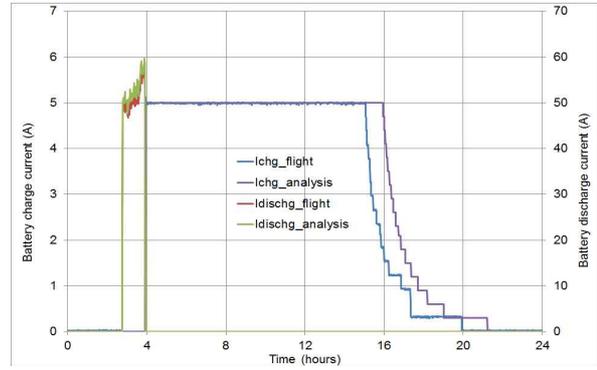


Fig. 17. Battery charge & discharge current

2.3 배터리 성능 해석 결과

리튬-이온 배터리 성능 해석 모델을 검증하기 위해 모델의 결과는 정지궤도위성의 2012년 9월 22일 추분일에서 비행 데이터와 비교 분석하였다. Fig. 16은 배터리 전압에 대해 성능 해석 결과와 비행 데이터를 비교 분석한 것이다. 식기간에서 방전 최소 전압은 비행 데이터에서 36.52V 이고, 해석 결과에서 36.46V로 60mV 정도 차이를 보였다. 해석 모델은 방전에서 충전으로 전환되는 과도상태에서 충전 전압에 대해 점진적인 변화를 모사하지 못하고 충전으로 들어갈 때 순간적으로 도약되고, 방전 때와 충전 전류가 테이퍼 되기 전에 실제 배터리 특성과 차이를 보였다. 이때 배터리 전압 차이는 해석한 결과와 비행 데이터를 비교하였을 때 100mVpp 이내였다. 이 전압 차이는 제조사로부터 제공된 충전상태 및 온도에 따른 셀의 기전력 전압, 충전 전압

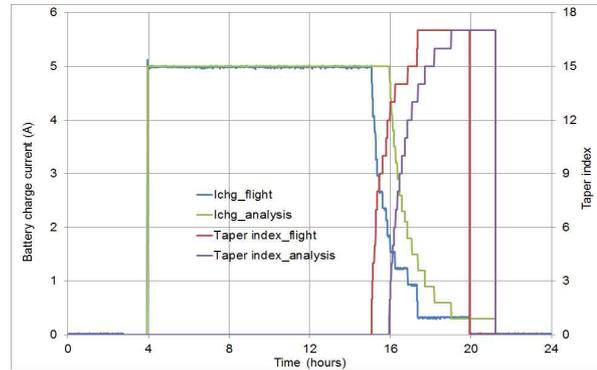


Fig. 18. Battery charge current and taper index

및 모델링 한 셀 모듈 저항이 실제 셀의 특성과 차이로 인해 발생하는 것으로 예측된다.

Figure 17은 배터리 충전 전류에 대해 성능 해석 결과와 비행 데이터를 비교 분석한 것이고, Fig. 18은 배터리 충전 전류 및 테이퍼 지수에 대해 성능 해석 결과와 비행 데이터를 비교 분석한 것이다. 해석 결과는 배터리 충전 종료 전압인 40.75V에 도달되는 시간 차이로 인해 충전 전류가 테이퍼 되는 시간에서 비행 데이터와 차이를 발생하였다.

Figure 19는 배터리 충전상태에 대해 성능 해석 결과와 비행 데이터를 비교 분석한 것이다. 식기간에서 방전 에너지는 비행 데이터에서 59.4Ah이고 해석 결과에서 61.5Ah로 2.1Ah 정도 차이를 보였다. 배터리 용량 192.5Ah에 대해 식기간에서 방전율은 비행 데이터에서 30.9%이고 성능 해석 결과에서 32.0%로 1.1% 정도 차이를 보였다.

Figure 20은 배터리 전체 및 10개 셀 모듈에 대한 소산 전력에 대해 성능 해석 결과이다. 배터리는 식기간에서 70W 이하의 전력을 소산하며, 태양기간에서 5W 이하의 전력을 소산할 것으로 예측된다. 배터리의 소산 전력은 대부분 10

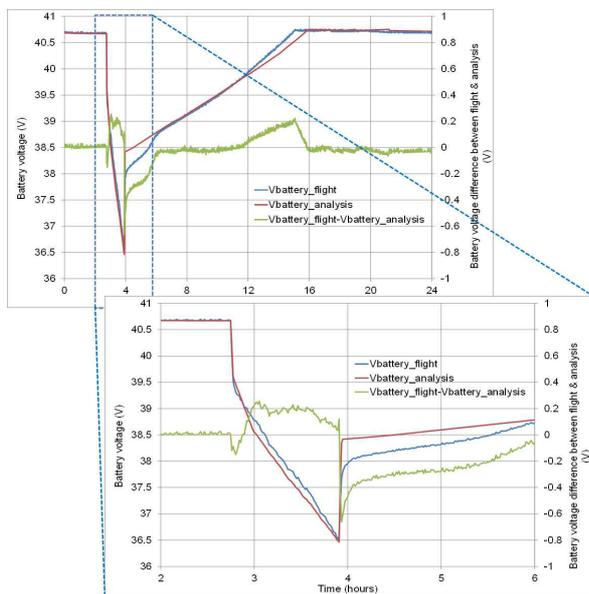


Fig. 16. Battery voltage

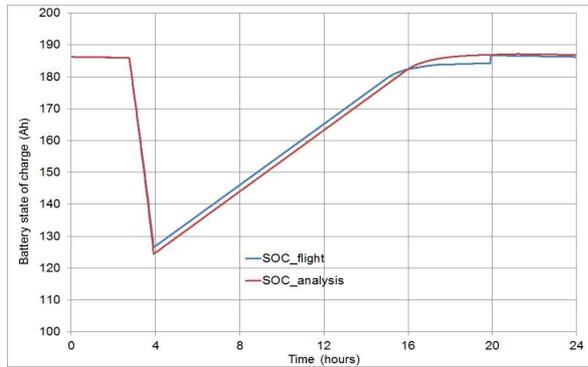


Fig. 19. Battery state of charge

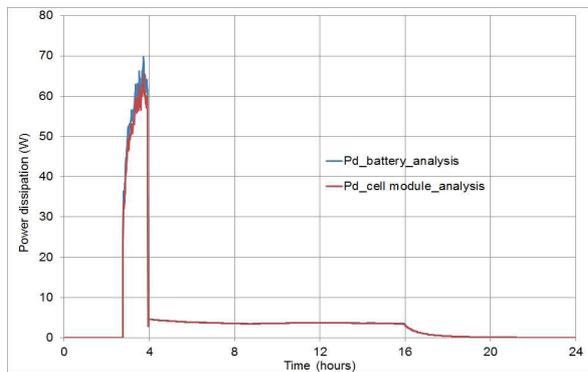


Fig. 20. Battery power dissipation

개 셀 모듈에서 발생함을 알 수 있다. 소산 전력 값은 열제어계에서 수행하는 배터리 열 설계 및 해석의 입력 데이터로 활용할 수 있다.

Table 1은 배터리 성능의 주요 항목들에 대해 성능 해석 결과와 비행 데이터를 비교 분석한 결과를 요약한 것이다. 식기기간에서 방전 최소 전압은 성능 해석 결과에서 비행 데이터보다 60mV 정도 낮았고, 방전 에너지는 성능 해석 결과에서 비행 데이터보다 2.1Ah 정도 많았고, 방전율은 성능 해석 결과에서 비행 데이터보다 1.1% 정도 많았다. 태양기간에서 충전 종료 전압은 성능 해석 결과와 비행 데이터가 같았고, 일정 충전 에너지는 성능 해석 결과에서 비행 데이터보다

Table 1. Summary between flight data on orbit and analysis result

항목	비행 데이터	해석 결과
방전 최소 전압	36.52 V	36.46 V
방전 에너지	59.4 Ah	61.5 Ah
방전율	30.9 %	32.0 %
충전 종료 전압	40.75 V	40.75 V
일정 충전 에너지	53.4 Ah	57.6 Ah
태이퍼 충전 에너지	6.8 Ah	5.0 Ah
충전 완료 시간	16.0 hour	17.3 hour

4.2Ah 정도 많았고, 태이퍼 충전에너지는 성능 해석 결과에서 비행 데이터보다 1.8Ah 정도 적었고, 충전 완료 시간은 성능 해석 결과에서 비행 데이터보다 1.3시간 정도 길었다. 성능 해석 결과와 비행 데이터를 비교 분석한 결과 배터리 성능의 주요 항목들은 큰 차이가 발생하지 않음을 확인할 수 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 정지궤도위성 전력계 설계 시 배터리의 최적 사이징을 지원하고 에너지 밸런스 해석에 활용하기 위해 리튬-이온 배터리 성능 해석 모델을 개발하였다. 개발된 배터리 성능 해석 모델은 위성체 버스 전력, 태양전지배열기 전력 및 배터리 온도를 입력 받고 배터리 전압, 충전 전류, 태이퍼 지수, 충전 상태 및 소산 전력을 제공한다. 성능 해석 모델은 해석 결과와 정지궤도위성의 비행 데이터를 비교 분석하여 검증하였다. 배터리 성능의 주요 항목들은 성능 해석 결과와 비행 데이터를 비교 분석한 결과 큰 차이가 발생하지 않음을 확인하였다. 배터리 셀 제조사로부터 충전상태 및 온도에 따른 셀의 기전력 전압, 충전 전압 및 셀 저항에 대해 비행 배터리와 동일한 특성을 갖는 셀 데이터가 제공되면 정밀한 배터리 성능 해석을 할 수 있을 것이다. 리튬-이온 배터리 성능 해석 결과로 출력된 소산 전력 값은 열제어계에서 수행하는 배터리 열 설계 및 해석에서 입력 데이터로 활용할 수 있다.

References

- 1) Y. Borthomieu and J.P. Planchat, "GEO and LEO Life Test Results on VES140 SAFT Li-Ion," *NASA Aerospace Battery Workshop*, Nov. 14-16, 2000, Huntsville, USA.
- 2) G.J. Dudley, J.D. Roche, F. Tonicello and C. Thwaite, "Electrical/Thermal Model of SONY 18650HC Li-Ion Cell," *Proceedings of the 7th European Space Power Conference*, May 9-13, 2005, Stresa, Italy.
- 3) J.C. Koo, E.C. Kim, S.K. Lee and S.W. Ra, "Electrical Power Subsystem Operation in Launch and Transfer Orbits of the Geostationary Satellite," *Proceeding of the 2010 KSAS Fall Conference*, 2010, pp. 964-967.
- 4) J.C. Koo and E.C. Kim, "COMS EPS

Preliminary Design," *Proceedings of the International Symposium on Remote Sensing*, Nov. 08-10, 2006, Busan, Korea.

5) J.C. Koo, S.K. Lee and S.W. Ra, "Lithium-Ion Battery Design for the Hybrid Satellite in the Geostationary Orbit," *Proceedings of the 31th International Telecommunications Energy Conference*, Oct. 18-22 2009, Incheon, Korea.

6) C. Sabourin, A. Cox and A. Crausaz, "ALPHABUS: Electrical Power Subsystem", *Proceedings of the 8th European Space Power Conference*, Sep. 14-19, 2008, Constance, Germany.

7) P. Mattesco, "EADS-Astrium Lithium Technology Experiences", *Proceedings of the 8th European Space Power Conference*, Sep. 14-19, 2008, Constance, Germany.

8) A.F. Castric, S. Lawson and Y. Borthomieu, "High Energy Lithium-Ion VES Cells and Batteries Performances," *Proceedings of*

the 9th European Space Power Conference, June 6-10, 2011, Saint Raphael, France.

9) D. Loche, "Towards the Use of Lithium-Ion Battery on LEO Applications," *Proceedings of the 6th European Space Power Conference*, May 6-10, 2002, Porto, Portugal.

10) G. Dudley, R. Buckle, B. Hendel, T. Mattle and R. Spurrett, "Ageing of SONY 18650C Cells in LEO Life Tests," *Proceedings of the 9th European Space Power Conference*, June 6-10, 2011, Saint Raphael, France.

11) V. Pop, H.J. Bergveld, P.H.L. Notten and P.P.L. Regtien, "State-of-Charge Indication in Portable Applications," *IEEE ISIE*, June 20-23, 2005, Dubrovnik, Croatia.

12) V.H. Johnson and A.A. Pesaran, "Temperature-Dependent Battery Models for High-Power Lithium-Ion Batteries," *17th Electric Vehicle Symposium*, Oct. 16-18, 2000, Montreal Canada.