

저궤도 위성의 에너지 균형 분석을 위한 전력 시뮬레이터의 구현

전문진*, 이나영**, 김대영***, 김규선****

Implementation of a Power Simulator for Energy Balance Analysis of a LEO Satellite

Moon-Jin Jeon*, Na-Young Lee**, Day-Young Kim***, Gyu-Sun Kim****

Abstract

The power simulator for a LEO satellite is a useful tool to analyze mission validity and energy balance for various mission scenarios by estimating power generation, power consumption, depth of discharge, bus voltage, charging/discharging current, etc. In this paper, it is described the calculation algorithm of the solar array (SA) power, the satellite load power and the battery modeling method to develop a satellite power simulation. To simulate the SA power generation, three different operation modes (DET, MPPT, CV) of SAR (Solar Array Regulator) are considered with a SA model. The satellite load power is estimated using the satellite unit power database, the unit on/off configuration at some satellite operation modes. The bus voltage and battery charging/discharging current at the specific DoD (Depth of Discharge) are calculated based on the battery characteristics. By this satellite power simulator, it can be conveniently analyzed the energy balance and the validity of a planned mission of a LEO satellite.

초 록

지구 저궤도 위성의 임무 운용 시 전력 시스템을 안전하고 운용하고 에너지 균형을 만족하는 임무를 설계하기 위해 계획된 임무에 대한 전력 파라미터를 예측해야 한다. 이 논문에서는 다양한 미션 프로파일에 대해 위성의 생성 전력, 소모 전력, 배터리 방전 정도(Depth of Discharge, 이하 DoD), 버스 전압, 충/방전 전류 등을 예측함으로써 미션의 유효성 및 에너지 균형을 검증하기 위한 전력 시뮬레이터를 제안한다. 제안된 전력 시뮬레이터에는 인공위성의 생성 전력을 모사하기 위해 태양전지판(Solar Array, 이하 SA)의 모델, SAR (Solar Array Regulator)의 3가지 동작 모드를 구현하였다. 또한 소모 전력을 모사하기 위해 버스 및 탑재체의 각 유닛 별 소모 전력, Unit on/off configuration, 탑재체 운용 모드 등을 고려하였다. 버스 전압 및 충/방전 전류를 예측하기 위해 배터리 및 주변 회로를 모델링하고 임의의 DoD, 충방전 전류에 대해 배터리 전압 및 버스 전압을 예측한다. 구현된 전력 시뮬레이터를 이용해 에너지 균형을 분석하고 임무 계획의 적합성을 쉽게 판단할 수 있다.

키워드 : 인공위성 (satellite), 전력 시스템(power system), 전력 시뮬레이터(power simulator), 에너지 균형(energy balance), 전력조절기(Solar Array Regulator), 임무 설계(Mission Planning)

접수일(2010년 1월 11일), 수정일(1차 : 2010년 4월 20일, 2차 : 2010년 6월 15일, 게재 확정일 : 2010년 10월 1일)

* 다목적 3호체계팀/mjjeon@kari.re.kr ** 다목적 3호체계팀/nylee@kari.re.kr

다목적 3호체계팀/dykim@kari.re.kr * 다목적 3호체계팀/gskim@kari.re.kr

1. 서 론

지구 저궤도 위성의 버스 전압은 배터리의 상태 및 임무 가능성을 판단할 수 있는 매우 중요한 척도이다. 임무 시나리오에 대한 정확한 전력 분석이 필요한 이유는 크게 두 가지로 나누어 볼 수 있다.

첫째, 배터리 상태의 신뢰성 있는 예측을 통해 배터리를 보호하기 위함이다. 배터리 전압이 일정 수준 이하로 감소할 경우 배터리 셀에 손상을 입힐 수 있기 때문에 PCDU(Power Control and Distribution Unit)[1] 및 FSW(Flight Software)[2]에는 DNEL(Disconnect Non-Essential Load) Logic을 이용한 안전 조치 방안이 구현되어 있다[3]. 또한 배터리 셀의 전압이 과도하게 상승하는 것을 방지하기 위해 정의된 특정 전압에 도달할 경우 충전 전류를 제한해 배터리 전압을 일정하게 유지하도록 하는 회로가 구현되어 있다[4].

둘째, 계획된 임무 시나리오의 에너지 균형을 판단하기 위함이다[5]. 인공위성의 지속적이고 신뢰성 있는 임무 운용을 위해 시스템 측면에서는 에너지 균형을 요구조건으로 정의하고 있다. 하루 중 첫 번째 궤도의 식 진입(Entrance of Eclipse) 시점에서 배터리 만충전 상태로 임무를 시작할 경우 마지막 궤도의 태양 탈출 시점에서의 DoD는 정의된 기준 값보다 작아야 한다는 조건이다. 이러한 에너지 균형 조건은 위성체 설계 초기에 태양 전지판, 배터리 용량 등을 선정하는 시점에서 분석하며, 임무 운용 시에도 계획된 임무의 타당성 판단을 위해 분석한다.

대부분의 전력시스템 분석은 에너지 균형에 초점을 맞춰 수행되었기 때문에 다양한 전력 파라미터의 정확한 예측보다는 최악 조건(Worst case analysis)에 기반을 둔 대략적인 DoD 예측이 주로 수행되었다[6]. 그러나 인공위성의 Agility가 증가하고 초 단위의 빠른 임무가 계획되면서 대략적인 분석을 통해서만 순간적 전력 소모에 의한 버스 전압 예측이 불가능하게 된다.

본 논문에서는 전력 시스템의 정확한 모델링을 통해 주어진 임무에 대해 다양한 전력 파라미

터를 예측하는 전력 시뮬레이터를 구현했고 이를 이용해 저궤도 위성의 에너지 균형을 분석하였다. 2장에서는 생성 전력 계산을 위한 태양 전지판 모델링, 소모 전력 계산을 위한 위성체 및 탑재체 전력 모델, 전력 저장 및 제어를 위한 배터리 및 전력 조절기 모델을 통해 실제 PCDU 동작과 유사한 전력 시스템을 모델링한다. 3장에서는 전력 시뮬레이터의 인터페이스를 설명하며, 4장에서는 전력 시뮬레이션을 통한 임무 분석 결과에 대해 설명한다. 5장에서는 결론 및 추후 과제에 대해 설명한다.

2. 전력 시뮬레이터 설계

2.1 전력 생성부 모델링

인공위성의 전력은 태양 전지판을 통해 생성된다. 특정 시점의 태양 전지판으로부터 생성 가능한 최대 전력(SA Capacity)을 결정하는 조건은 다음과 같다[7].

- Sun/Eclipse
- Solar Array 온도
- Solar Array 태양 지향 각도
- Solar Array Degradation (Calendar effect)
- Solar Array String Fail 여부
- 계절에 따른 Solar intensity 특성 (Seasonal variation)

2.1.1 Solar Array 온도 특성

인공위성이 식(Eclipse)을 빠져나오는 시점부터 Sun 종료 시점까지 SA 온도는 그림 1과 같이 약 $-60^{\circ}\text{C} \sim 90^{\circ}\text{C}$ 범위에서 변하게 된다. SA 온도가 낮을수록 SA 생성 가능 전력은 증가하며 이를 나타내는 SA 온도 계수는 그림 2와 같다.

2.1.2 Solar Array 태양 지향 각

태양 전지판이 생성할 수 있는 전력은 태양 전지판이 태양을 수직으로 지향할 때 가장 큰 값을 갖는다. 그림 3과 같이 위성의 기동에 의해 위성체의 태양 지향 각(θ)이 변화하는 경우 생성 전력도 $\cos(\theta)$ 에 비례해 변화하게 된다.

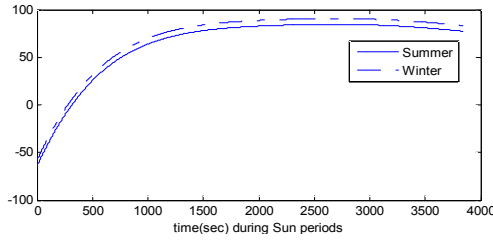


그림 1. SA temperature profile

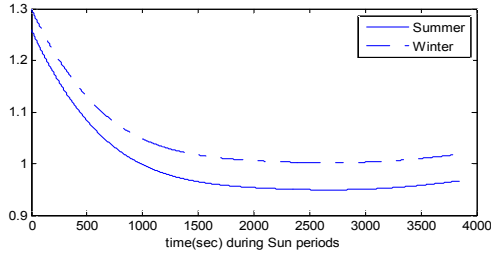


그림 2. SA temperature coefficient

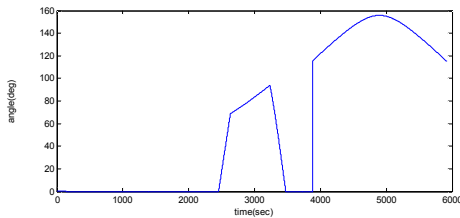


그림 3. SA angle profile (10 min imaging mission)

2.1.3 Degradation 및 String failure 조건

임무 기간 중에 태양전지판에서 생성할 수 있는 전력은 점차적으로 감소하게 된다. 이러한 특성(Calendar effect)은 Degradation factor로 생성 전력 계산에 적용된다. 초기 설계 단계에서 태양 전지판의 용량을 선정할 때 String failure 발생 시에도 임무 운용에 충분한 전력을 생성할 수 있도록 선정하게 된다. 전력 시뮬레이션에서도 String failure를 고려해 생성 전력을 계산한다.

위와 같은 태양전지판의 특성을 고려해 특정 시점에 생성 가능한 최대 전력을 계산하면 다음과 같다.

$$P_{SM} = P_{SB} \cdot \frac{(N_{TS} - N_{FS})}{N_{TS}} \cdot D_{SA} \cdot C_{SA} \cdot \cos(A_{SA}), \quad (1)$$

P_{SM} : SA capacity (maximum power, W),

P_{SB} : SA average power at BOL (W),

N_{TS} : Number of total strings,

N_{FS} : Number of failed strings,

D_{SA} : Degradation factor,

C_{SA} : SA temperature coefficient,

A_{SA} : SA angle (rad)

2.2 전력 소모부 모델링

인공위성의 전체 소모 전력은 각 부분체 장치들의 소모 전력을 합산해 계산한다. 소모 전력을 결정하는 조건은 다음과 같다.

- 각 장치 별 소모 전력
- 위성 모드 별 Unit On/Off configuration
- Duty cycle
- Efficiency
- Payload Operation
- Maneuver

부분체의 각 장치는 대기 중의 소모 전력 (Standby power), 최대 구동 시의 소모 전력 (Peak Power) 값을 제공한다. 위성 운용 모드에 따라 각 장치의 on/off 상태 및 standby/full operation 등을 정의할 수 있다. 일정한 duty cycle로 on/off 구간을 갖는 유닛의 소모 전력은 duty cycle을 고려한 Orbit average power를 적용하며, 임무 운용에 따라 소모 전력이 달라지는 유닛(RWA, Payload 등)은 Standby/Peak power를 적용한다. 히터와 같이 위성 온도에 따라 소모 전력이 달라지는 장치는 Sun/Eclipse 여부도 적용된다. 각 유닛의 소모 전력 계산에는 Conversion efficiency도 고려해야 한다. 위의 사항을 고려해 전체 소모 전력을 계산하면 식 (2)와 같다.

$$P_C = \sum_{unit} P_{unit} (mode) \cdot E_{C,unit} \quad (2)$$

P_C : Power Consumption of loads(W),

$P_{unit} (mode)$: Power Consumption of each unit in the mode(W),

$E_{C,unit}$: Conversion Efficiency of each unit

2.3 배터리 모델

태양전지판에서 생성된 전력 중 위성 소모 전력을 제외한 나머지는 배터리 충전에 사용된다. 만약 생성 전력이 소모 전력보다 작은 경우(임무, 기동 및 식 구간 등)는 배터리의 에너지를 사용하므로 배터리는 방전 모드로 동작하게 된다. 배터리 주변 회로의 등가 모델은 그림 4와 같으며 충전방전 모델은 식 (3)으로 표현된다.

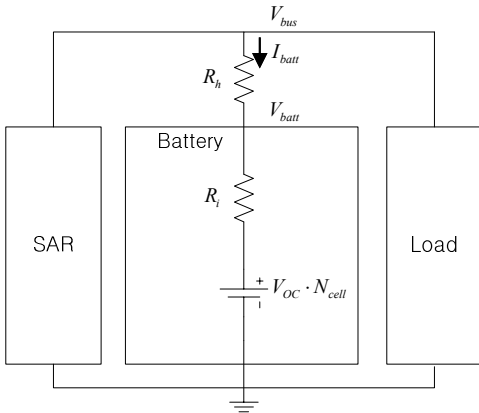


그림 4. Battery Model

$$V_{batt} = V_{OC}(SoC) \cdot N_{cell} + R_i(T_{batt}) \cdot I_{batt} \quad (3)$$

V_{batt} : Battery Voltage (V),

V_{OC} : Open Circuit voltage of Battery Cell (V),

N_{cell} : Number of battery cells utilized,

R_i : Battery Internal Resistance (Ω),

I_{batt} : Battery Current (A),

T_{batt} : Battery Temperature ($^{\circ}\text{C}$),

SoC : State of Charge (%)를 나타내며 식 (4)와 같이 계산된다.

$$SoC = \frac{E_R}{E_A} \times 100 \quad (4)$$

E_R : Battery Remained Energy (Wh),

E_A : Battery Available Energy (Wh)

배터리의 Open circuit voltage는 배터리의 충전 상태에 따라 결정되며 그림 5와 같은 특성을 갖는다.

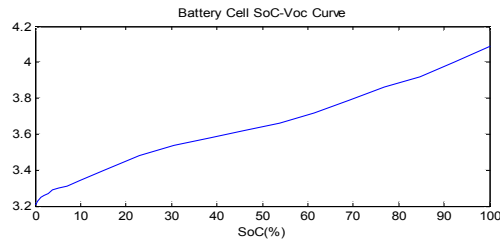


그림 5. Battery Cell SoC-Voc Curve

배터리 내부 저항은 배터리 온도에 의해 결정되며, 그림 6에 나타나 있듯이 온도가 증가할수록 저항 값이 감소한다. 또한 시간이 지남에 따라 내부 저항도 증가하게 된다. 내부 저항은 4년 임무 기간이 지난 후에 초기 보다 약 2배 가까이 증가할 것으로 예상된다.

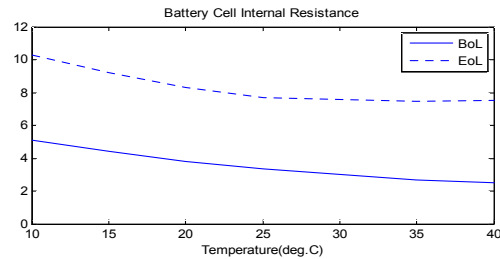


그림 6. Battery Cell Internal Resistance

2.4 전력 조절부 모델링

PCDU는 리튬 이온 배터리의 특성을 고려해 배터리 전압에 따라 충전량을 조절함으로써 배터리를 안전하게 운용한다[2]. 또한 SAR(Solar Array Regulator)의 변환 가능 용량을 고려해 태양 전지판으로부터 생성 가능한 전력이 일정 수준 이상일 때 DET(Direct Energy Transfer) 모드로 생성 전력을 조절한다[2]. 배터리 및 Load에 공급되는 전력은 태양 전지판에서 생성된 전력에 SAR 변환 효율, Harness loss 등을 고려해 계산한다. 전력 시뮬레이터에는 PCDU SAR의 3가지 모드를 다음과 같이 적용하였다.

2.4.1 MPPT mode

MPPT 모드에서는 태양 전지판에서 생성 가능한 최대 전력을 생성하며 식 (5)와 같이 계산된다. 생성된 전력에서 소모 전력을 제외한 잉여 전력(Surplus Power)은 식 (6)과 같이 계산되며 배터리 충전에 사용된다.

$$P_{SO} = P_{SM} \cdot E_{SC} \cdot E_h, \quad (5)$$

P_{SO} : Solar Array Output Power (W),

E_{SC} : SAR Conversion Efficiency,

E_h : Harness Efficiency

$$P_{batt} = P_{SO} - P_C, \quad (6)$$

P_{batt} : Surplus Power to battery (W),

배터리 전압 및 전류는 배터리 전압이 일정한 값에 수렴할 때 까지 식 (7)~(9)를 반복해 계산함으로써 구한다.

$$V_{batt} = V_{OC}(SoC) \cdot N_{cell} + R_i(T_{batt}) \cdot I_{batt} \quad (7)$$

$$I_{batt} = \frac{P_{batt}}{V_{batt}} \quad (8)$$

$$P_{batt} = P_{SO} - P_C - R_h \cdot I_{batt}^2 \quad (9)$$

R_h : Harness Resistance (Ω)

배터리 전압과 배터리 전류를 이용해 식 (10)과 같이 버스 전압을 구하고 잉여 전력을 이용해

식 (11)~(12)와 같이 배터리 에너지 및 SoC를 업데이트 한다.

$$V_{bus} = V_{batt} + R_h \cdot I_{batt} \quad (10)$$

$$E_R(t) = E_R(t-1) + \frac{P_{batt}}{3600} \quad (11)$$

$$SoC = \frac{E_R}{E_A} \quad (12)$$

버스 전압이 정의된 CV Reference voltage보다 높아지면 CV mode로 전환한다.

2.4.2 CV mode

PCDU는 버스 전압이 CV Reference voltage보다 높아지면 리튬 이온 배터리를 과충전에서 보호하기 위해 CV mode로 동작한다. CV mode에서는 버스 전압이 CV Reference voltage로 유지되도록 충전 전류를 감소시킨다. 이 때의 충전 전류는 식 (13)을 통해 결정된다.

$$I_{batt} = \frac{V_{CV} - V_{OC}(SoC) \cdot N_{cell}}{R_i + R_h}, \quad (13)$$

V_{CV} : CV Reference voltage (V)

$$V_{batt} = V_{OC}(SoC) \cdot N_{cell} + R_i(T_{batt}) \cdot I_{batt} \quad (14)$$

$$P_{batt} = V_{batt} \cdot I_{batt} \quad (15)$$

$$P_{SO} = P_C + P_{net} + R_h \cdot I_{batt}^2 \quad (16)$$

식 (14)~(16)에서 알 수 있듯이 CV mode에서는 MPPT mode에서와는 다르게 버스 전압을 고정한 상태에서 배터리 전류 및 태양 전지판 생성 전력을 구한다. 위 계산이 끝나면 식 (10)~(12)을 이용해 버스 전압, 배터리 에너지, SoC를 업데이트 한다.

버스 전압이 CV Reference voltage보다 낮아지면 SAR 모드를 MPPT 모드로 변경한다.

2.4.3 DET mode

PCDU는 SAR에서 변환 가능한 최대 전력을 초과하는 전력이 태양 전지판으로부터 생성되면 SAR에서 해당 전력을 변환하지 않고 배터리 및

Load 쪽으로 직접 전달할 수 있도록 DET(Direct Energy Transfer) 모드로 운용하게 된다. 태양 전지판에서 생성 가능한 최대 전력은 태양 전지판의 온도에 의해 결정되므로 태양 전지판의 특정 온도보다 낮은 온도에서는 DET 모드로 운용하게 된다. DET 모드에서 SAR는 태양 전지판의 I-V 특성이 버스 전압에서 동작하도록 생성 전력을 조절한다. 그림 7은 태양 전지판의 온도에 따른 SAR 출력 전류 특성을 나타낸다.

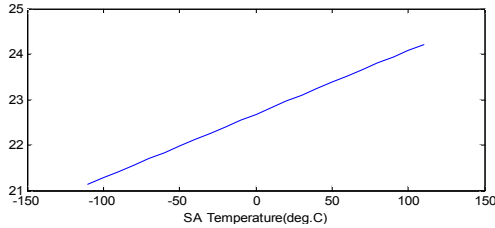


그림 7. 온도에 따른 SAR 출력 전류 특성

DET 모드에서의 전력 파라미터는 식 (17)~(19)를 통해 구할 수 있다.

$$I_{SO} = f(T_{SA}), \tag{17}$$

I_{SO} : SAR Output Current,

T_{SA} : SA Temperature

$$I_{bus} = \frac{P_C}{V_{bus}}, \tag{18}$$

I_{bus} : Bus Current

$$I_{batt} = I_{SO} - I_{bus} \tag{19}$$

위 과정을 통해 배터리 전류를 구한 후 식 (15), (16)을 이용해 태양 전지판 생성 전력을 구한다. 그 후 MPPT 모드의 (7)~(12)와 같은 방법

으로 전력 파라미터를 업데이트 한다. DET 모드 운용 중 태양 전지판 온도가 DET 기준 온도보다 높아지면 버스 전압을 CV reference voltage와 비교해 SAR 모드를 MPPT 모드 또는 CV 모드로 변경한다.

3. 전력 시뮬레이터 인터페이스

3.1 입력 파일

전력 시뮬레이터의 입력 파일은 database 파일, mission profile 등이 있다.

3.1.1 Database 파일

Database 파일은 위성의 각 장치의 전력 특성 및 위성 운용 모드 별 on/off configuration이 기술된 파일이다. 표 1은 Database 파일의 일부를 나타낸다. 전력 시뮬레이터는 Database 파일을 읽어 들여 각 장치의 on/off 상태를 고려한 Orbit average power, Peak power, Standby power 등을 계산한다.

3.1.2 Mission profile

Mission profile은 초단위로 설정된 시간 구간 동안 위성의 운용 모드, 기동, Sun/Eclipse 정보를 나타낸다. 표 2는 Mission profile의 형식을 나타내고 있다.

표 2. Mission profile

| Time(sec) | Operation | Wheel | Sun/Eclipse |
|------------|-------------|-------------------|-------------|
| Duration 1 | Operation 1 | Wheel operation 1 | Sun |
| Duration 2 | Operation 2 | Wheel operation 2 | Sun |
| : | : | : | : |
| Duration N | Operation N | Wheel operation N | Eclipse |

표 1. Database file

| 특성/모드 유닛 | Quantity | ActiveOn | Conversion Efficiency | Peak Power | Standby Power | Duty Cycle | Contin- gency | Launch | TSH | WSH | TOC | ... | ... |
|-------------|----------|----------|--------------------------|---------------|------------------|---------------|------------------|--------|-----|-----|-----|-----|-----|
| PLM-A | 2 | 1 | 0.95 | 170 | 0 | 0.1 | 0.02 | 0 | 0 | 0 | 0 | ... | ... |
| PLM-B | 2 | 1 | 1 | 320 | 37.33 | 0.1 | 0.02 | 0 | 0 | 0 | 1 | ... | ... |
| BUS-A | 2 | 1 | 1 | 34.16 | 3 | 0.1 | 0.02 | 0 | 0 | 0 | 0 | ... | ... |
| BUS-B | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... |
| ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... |

표 3. result file

| Time | Mode | AOCS status | Sun Status | Charge Mode | Power Consumption | Battery Remained Energy | DoD | Battery Voltage | Battery Current | Bus Voltage | Bus Current | SAR Output Current | SA Output Power | Surplus Power | SA Angle |
|------|------|-------------|------------|-------------|-------------------|-------------------------|-------|-----------------|-----------------|-------------|-------------|--------------------|-----------------|---------------|----------|
| 0 | 7 | 0 | 0 | 0 | 546.02 | 4353.59 | 9.993 | 47.824 | 21.863 | 48.043 | 0 | 21.784 | 1596.41 | 1045.61 | 0.001 |
| 1 | 7 | 0 | 0 | 0 | 546.02 | 4353.72 | 9.991 | 47.569 | 10.478 | 47.674 | 11.365 | 21.787 | 1045.57 | 498.45 | 0.001 |
| 2 | 7 | 0 | 0 | 0 | 546.02 | 4353.86 | 9.988 | 47.566 | 10.338 | 47.669 | 11.453 | 21.791 | 1038.87 | 491.78 | 0.001 |
| 3 | 7 | 0 | 0 | 0 | 546.02 | 4354.00 | 9.985 | 47.566 | 10.340 | 47.670 | 11.454 | 21.794 | 1038.96 | 491.87 | 0.001 |
| ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... | ... |
| 5911 | 7 | 1 | 1 | 1 | 1656.5 | 4325.28 | 10.57 | 46.464 | -35.65 | 46.107 | 35.928 | 0 | 0 | -1669.29 | 115.72 |

Operation 항목에는 Database file에 포함된 운용모드를 기입하며, Wheel 동작의 경우 Acceleration/Standby로 구분된다.

3.2 출력 파일

전력 시뮬레이터의 출력 파일은 입력된 mission profile에 대한 전력 분석 결과이다.

3.2.1 전력 분석 결과 파일

표 3은 1궤도 mission profile에 대한 결과 파일을 나타낸다. 이 파일에는 1초 간격으로 주요 전력 파라미터가 저장된다.

3.2.2 DoD Summary

표 4는 One day mission 수행 시 각 궤도에서의 Eclipse 진입 및 탈출 시, imaging mission 전후 시점에서의 DoD를 나타낸다. 이 결과를 이용해 에너지 균형을 판단할 수 있다.

표 4. DoD Summary

| Orbit | Mission Profile | Checked point | DoD |
|----------|--------------------------|--------------------|----------|
| 1 orbit | mission_winter_10min | DoD_Start_time | 9.993995 |
| 1 orbit | mission_winter_10min | DoD_before_imaging | 1.460372 |
| 1 orbit | mission_winter_10min | DoD_after_imaging | 5.246307 |
| 1 orbit | mission_winter_10min | DoD_end_of_suntime | 3.864378 |
| 1 orbit | mission_winter_10min | DoD_end_of_eclipse | 10.5695 |
| 2 orbit | mission_winter_10min | DoD_before_imaging | 4.272379 |
| : | : | : | : |
| 14 orbit | mission_winter_5minwoTX | DoD_end_of_eclipse | 8.115848 |
| 15 orbit | mission_winter_nomission | DoD_end_of_suntime | 0.342044 |
| 15 orbit | mission_winter_nomission | DoD_end_of_eclipse | 6.912632 |

3.3 전력 시뮬레이터 UI

전력시뮬레이터는 2가지의 UI를 제공한다. 그림 8은 한 시점의 전력을 분석하기 위한 화면이다. 위성의 운용 모드, 기동, Sun/Eclipse, Cell Failure 여부, DoD, SA output power 등을 입력하면 각 장치의 전력 소모량, on/off status, 배터리 및 버스 전압 등을 출력한다.

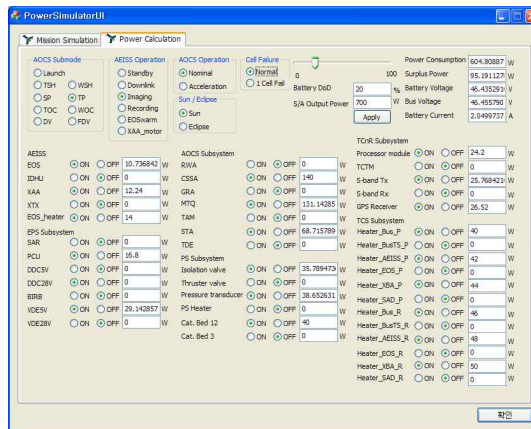


그림 8. Power Simulator UI - Power Calculation

그림 9는 임무 시뮬레이션 인터페이스이다. DoD, Battery Energy 등의 초기 값을 입력하고 시뮬레이션을 수행하면 3.2절의 결과 파일이 생성된다.

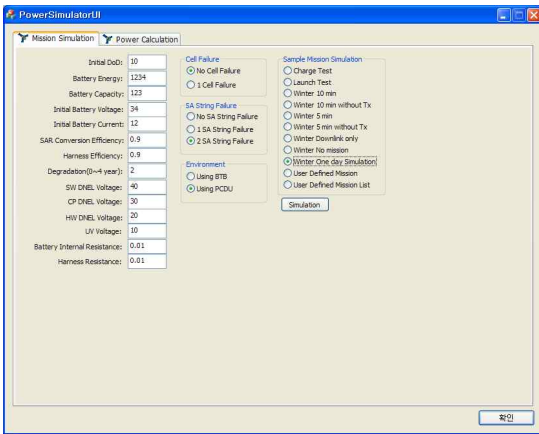


그림 9. Power Simulator UI - Mission Simulation

4. 임무 분석 결과

4.1 배터리 충전 특성 비교

전력 시뮬레이터의 신뢰성을 검증하기 위해 EQM 배터리의 충전 테스트 결과와 동일한 조건에서 전력 시뮬레이션을 수행하였다. 그림 10은 배터리 충전 전류를, 그림 11은 배터리 전압을 나타낸다. 전력 시뮬레이션 결과는 EQM 배터리 충전 테스트 결과와 유사함을 확인할 수 있다.

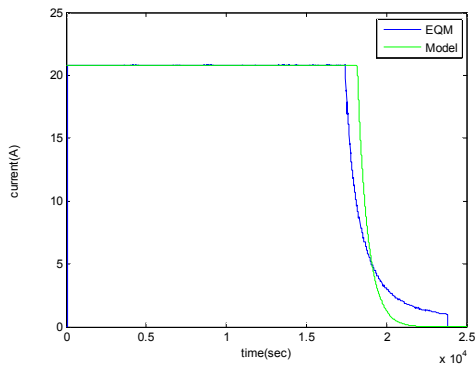


그림 10. Charging Simulation - Battery Current

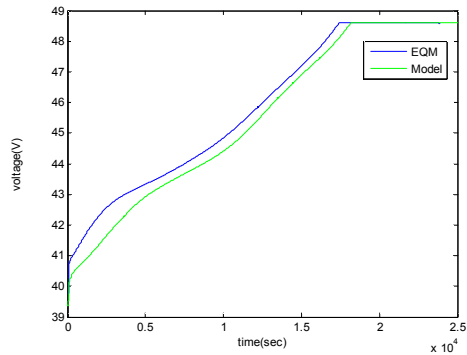


그림 11. Charging Simulation - Battery Voltage

4.2 1일 임무 분석 결과

전력 시뮬레이터는 주어진 임무 계획에 대해 전력 파라미터를 예측한다. 궤도 별 mission profile을 정의하고 하루(15 궤도)의 임무에 대해 시뮬레이션을 수행한 결과는 그림 12와 같다.

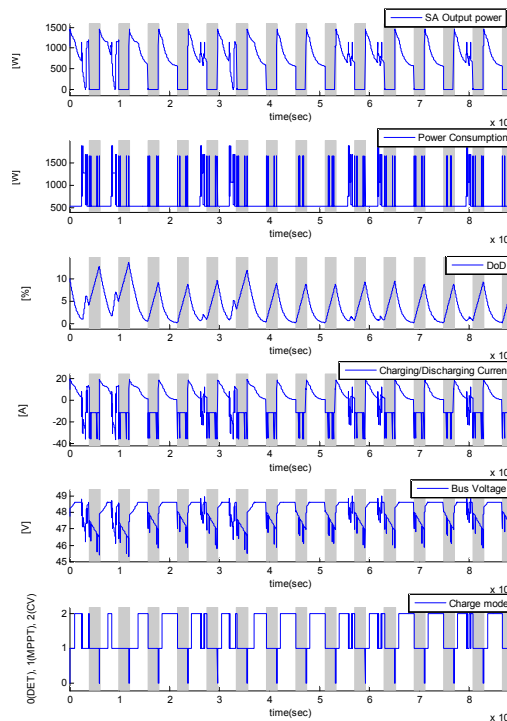


그림 12. One day mission simulation results

Eclipse를 탈출한 후 SAR는 DET mode(0)에서 동작하며, SA output power는 잠시 동안 제한됨을 확인할 수 있다. DET mode 종료 후 Sunlight 초반에는 버스 전압이 CV reference voltage보다 낮으므로 SAR는 MPPT mode(1)에서 동작하며, DoD가 일정 수준 이하로 감소하고 버스 전압이 CV reference voltage에 도달하면 Charge mode가 CV mode(2)로 변경됨을 확인할 수 있다. 1번 궤도의 경우 CV mode 운용 중 임무에 의해 소모 전력이 급격히 증가한 시점부터 다시 MPPT mode로 변경해 운용하게 된다.

DoD 항목을 통해 주어진 임무 수행 시 10% DoD에서 시작한 DoD가 15궤도 임무 수행 후 10% 미만의 DoD로 종료하므로 에너지 균형 조건을 만족하는 것을 확인할 수 있다. 또한 Bus voltage 항목을 통해 모든 시점의 버스 전압이 정의된 DNEL 기준을 만족하는지 확인할 수 있다.

5. 결 론

이 논문에서는 에너지 균형 분석, 임무 계획의 타당성 분석을 위한 전력 시뮬레이터를 설계하였다. 또한 전력 시뮬레이터의 충전 시뮬레이션 결과와 EQM 배터리의 BTB(Battery Test Bench) 충전 실험 결과를 비교함으로써 전력 시뮬레이터의 성능을 검증하였고, 1 day mission scenario에 대한 시뮬레이션 결과를 통해 다양한 전력 파라미터를 1초 단위로 예측하였다. 이 논문에서 제안된 전력 시뮬레이터를 사용해 시스템 설계 초기 단계에서 배터리 용량 선정, 태양 전지판 용량 선정, 히터 용량 선정 등에 활용할 수 있으며, 임무 운용 단계에서 임무 계획의 타당성을 검증하는데 활용할 수 있다. 또한 최악 조건의 임무 분석을 통해 DNEL 전압을 선정하는 경우에도 활용할 수 있다.

참 고 문 헌

1. 박희성, 박성우, 장진백, 장성수, 이상곤, “저궤도 인공위성을 위한 전력 분배 모듈 설계”, 2008 하계 전력전자학술대회 논문집, pp. 169-170
2. 이종인, 차성덕, “인공위성 소프트웨어 개발 동향”, 정보과학회지 25권 2호, pp. 43-48
3. 전문진, 권동영, 이나영, 김대영, “지구 저궤도 위성의 전력 고장 관리”, 2010 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, pp. 525-528
4. 박성우, 박희성, 장진백, 장성수, 이상곤, “태양전력조절기의 동작 모드 분석”, 2008 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, pp. 1601-1604
5. 이상곤, 나성웅, “저궤도 인공위성 전력 요구조건 설정에 관한 연구”, 2007 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집
6. Sung-Soo Jang and Jaeho Choi, “Energy Balance Analysis of Small Satellite in Low Earth Orbit (LEO)”, Proceedings of 2nd IEEE International Conference on Power and Energy, pp. 967-971
7. 박희성, 장성수, 박성우, 장진백, 이상곤, “1.8KW급 저궤도 인공위성용 태양전지 배열기 설계”, 2008 전력전자학술대회 논문집, pp. 167-168