

## 저궤도 인공위성 탑재체 구동에 따른 버스 전압 강하 해석

박희성\*, 장진백\*\*, 박성우\*\*\*, 이상곤\*\*\*\*

### Bus Voltage Drop Analysis Caused by Payload Operation of LEO Satellite

Hee-Sung Park\*, Jin-Baek Jang\*\*, Sung-Woo Park\*\*\*, Sang-Kon Lee\*\*\*\*

#### Abstract

SAR payload of LEO satellite will consume about 150A current. This high current makes the voltage drop between battery, satellite main bus and payload interface, which cannot guarantee the input voltage level of the satellite electrical unit and payload. So, it is necessary to predict the main bus and payload input voltage level when the payload works.

In this paper, the worst case analysis of the harness and contact resistance was executed and predicted the voltage drop when the payload works.

#### 초 록

저궤도 인공위성에서 SAR 위성 탑재체의 전류 소모량이 약 150A로 예측된다. 이러한 높은 전류 소모는 배터리-위성버스-탑재체로 이루어진 인터페이스에서 전압 강하를 유발하여 위성 본체의 전장품과 탑재체의 동작 전압을 낮추게 되어 정상 동작을 보장하지 못하게 된다. 따라서, 탑재체 동작에 따른 버스 전압과 탑재체 입력 전압 강하의 예측이 반드시 필요하다.

본 해석에서는 전압강하의 요인이 될 수 있는 하니스 및 접촉 저항에 대한 worst case analysis를 수행하여 탑재체 동작시 발생할 수 있는 전압 강하를 예측한다.

키워드 : Bus Voltage, LEO(Low Earth Orbit), Satellite, Harness, Battery Voltage, Voltage Drop, Resistance

#### 1. 서 론

저궤도 인공위성에서 버스 전압은 전장품의

동작 전압 설정과 배터리의 설계 및 태양전지 배열기의 설계 등과 같이 위성의 모든 전기전자 장치의 설계와 직접적인 관계가 있으므로, 비조절

접수일(2010년 1월 5일), 수정일(1차 : 2010년 4월 9일, 2차 : 2010년 6월 16일, 게재 확정일 : 2010년 10월 1일)

\* 위성전자팀/hspark74@kari.re.kr

\*\* 위성전자팀/jjb@kari.re.kr

\*\*\* 위성전자팀/swpark@kari.re.kr

\*\*\*\* 위성전자팀/sklee@kari.re.kr

형 버스를 사용하는 저궤도 위성에서 버스 전압의 변화폭은 임수수행 말기에도 탑재체를 포함한 모든 전장품의 정상 동작을 보장할 수 있도록 설계되어야 한다.

비교적 적은 전류를 소모하는 위성 본체 버스 시스템에서는 전력의 소모가 버스 전압에 미치는 영향이 미미하지만, SAR 탑재체의 경우 임무 수행을 위한 동작시 약 150A의 고전류 사용이 예측되며, 이러한 전력소모는 배터리와 연결된 버스 전압의 강하를 유기시킨다. 이러한 전압 강하는 SAR 탑재체의 동작 뿐만 아니라 본체 전장품의 입력 전압에도 영향을 미치므로 버스 전압 강하에 대한 해석이 필요하다.

본 문서에서는 배터리-전력분배조절장치-탑재체로 구성되는 버스 시스템에서 하니스, 접촉 저항, 내부 릴레이 등에서 예측되는 기생 저항 성분 대한 worst case analysis를 적용하여, 위성 버스의 안정성이 확보되는 버스 전압의 강하를 예측하였다.

## 2. 버스의 구성 및 등가회로

저궤도 인공위성에서 버스 전압의 강하는 탑재체와 같은 고전류를 사용하는 전장품이 동작할 경우 버스 구성에 사용되는 하니스, 접촉 저항 및 내부 소자 등에 존재하는 기생 저항 성분에서의 전압 강하 때문이다. 이러한 기생 저항의 크기를 예측하면 전장품 동작에 따른 전압 강하의 정도를 확인할 수 있으며, 이를 통하여 위성 버스 전압 및 배터리 전압에 대한 동작 범위 설정이 가능하다.

기생 저항에 의하여 발생하는 전압 강하는 기생 저항이 포함되는 회로에서 전류의 증가에 따라 비례적으로 증가한다. 즉, 전류를 최대한 많이 소모하는 전장품의 동작에 의하여 버스 전압이 최대한 낮아질 수 있다. 이러한 이유로 본 해석을 위하여 SAR 탑재체 동작시 최대의 전압 강하가 발생될 것을 가정하였으며, 해석을 위하여 그림 1과 같은 구성으로 위성 버스 시스템을 간략화 하였다.

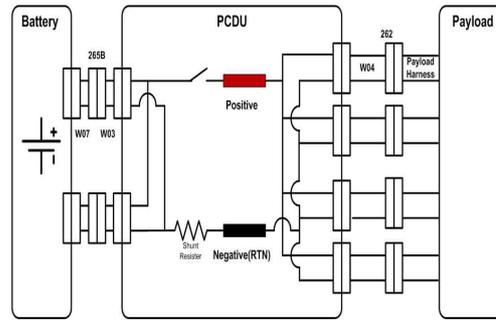


그림 1. Battery-PCDU-Payload Interface

그림 1은 배터리, 전력조절분배장치(PCDU, Power Control & Distribution Unit) 및 탑재체로 연결되는 비조절형 버스의 인터페이스이며, 본 해석에서는 전압 강하가 최대가 이루어질 경우를 고려하여 전력을 생성하는 태양전지 배열기는 포함시키지 않았다.

비조절형 버스의 전압 강하를 해석하기 위하여 HK(House Keeping) 모듈이 존재하는 PCDU를 기준으로 전력의 저장과 공급을 담당하는 배터리, 전력의 순수한 소비만 이루어지는 탑재체로 구분하였다. HK에서 측정되는 전압에 의하여 인공위성의 안정 모드로의 전환과 같은 위성 운용에 관한 동작이 이루어지므로, HK의 측정 위치를 기준으로 버스 전압을 해석하는 방법은 타당하다.

### 2.1 배터리 인터페이스 등가회로

배터리와 PCDU의 인터페이스를 등가화 하면 그림 2와 같다. 배터리는 W07 하니스를 통하여 브라켓에 연결되며, 브라켓에서 W03 하니스를 통하여 PCDU에 연결된다.

커넥터 및 하니스는 positive와 negative에 각각 50핀이 20AWG의 wire로 연결된다.

배터리와 PCDU의 인터페이스 사이에는 3 지점의 clamping에 의한 저항, 3 지점의 pin to socket 저항, 그리고, W07/W03 하니스에 의한 wire 저항이 병렬로 50개씩 인터페이스 된 것으로 등가화 된다.

배터리 출력 핀에서부터 배터리 셀 및 회로의 구성이 존재하나, 이는 전체 구성에서 볼 때 아주 적은 요소이므로 생략 할 수 있으며, 배터리 제조사의 측정 위치 또한 출력 핀에서 이루어지므로 고려 대상이 될 수 없다.

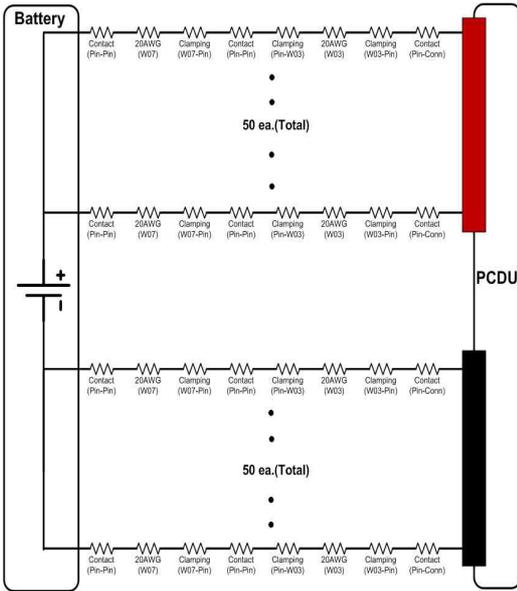


그림 2. Equivalent circuits of Battery-PCDU Interface

## 2.2 탑재체 인터페이스 등가회로

SAR 탑재체의 APS와 PCDU의 인터페이스를 등가화 하면 그림 3과 같다. APS는 탑재체 하니스를 통하여 DLS 브라켓에 연결되고, DLS 브라켓에서 W04 하니스를 통하여 PCDU와 연결된다. 커넥터 및 하니스는 positive와 negative에 각각 98핀이 18AWG의 wire로 연결된다.

탑재체와 PCDU의 인터페이스 사이에는 4 지점의 clamping에 의한 저항, 3 지점의 pin to socket 저항, 그리고, W04/Payload(APS) 하니스에 의한 wire 저항이 병렬로 98개씩 인터페이스된 것으로 등가화 된다.

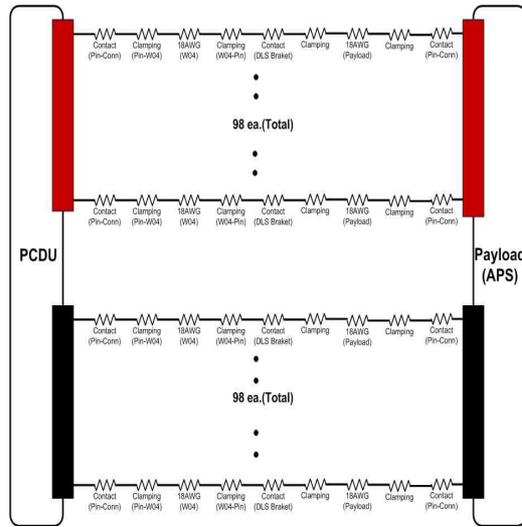


그림 3. Equivalent circuits of PCDU-Payload Interface

## 2.3 PCDU 내부 인터페이스 등가회로

그림 4는 PCDU 내부에서 배터리와 탑재체를 위한 출력 사이의 인터페이스를 등가화한 회로이다. Positive 단에는 릴레이가 있으며, negative 단에는 전류 센싱을 위한 shunt 저항이 있다. 릴레이는 전원단 개폐를 위하여 각각 2개의 폴을 사용하며 총 5개의 릴레이로 구성된다. 본 전압 강하를 위한 해석에서는 위성 설계에 적용된 하나의 릴레이 고장 가능성을 고려하여 4개의 릴레이가 정상 동작할 경우를 고려한다. Negative 단의 shunt 저항은 200A의 전류를 측정해야 하므로, 총 40개의 0.004 ohm의 병렬 저항으로 구성된다.

PCDU 내부의 등가회로에서 PCB pattern 및 내부 wire(16AWG)는 외부의 인터페이스에 사용되는 하니스의 길이에 비하여 아주 짧으므로 이는 고려하지 않는다.

PCDU 내부에서는 개별 입력이 릴레이 및 shunt 저항 등의 입출력에서 한 지점으로 합쳐지는 지점이 존재한다. 따라서 이것에 조합되는 저항의 직병렬 연결을 고려하여 해석하였다.

그림 5는 PCDU 내부의 사진으로 배터리 연결을 위한 커넥터, 탑재체 연결을 위한 커넥터, 그리고, 내부의 연결을 보여준다.

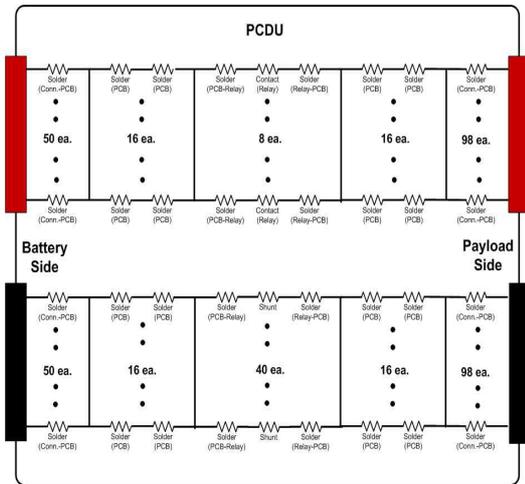


그림 4. Equivalent circuits of PCDU internal Interface



그림 5. PCDU Internal Interface (BI&PPD Connectors)

### 3. 전압 강하 해석

배터리-PCDU-탑재체로 이어지는 모든 인터페이스는 직류 전원의 공급으로만 이루어진 회로이므로, 접촉저항, soldering 저항, clamping 저항 및 하니스 등이 저항의 직병렬 조합에 대한 정보를 취합하면 전압 강하를 예측할 수 있다.

그림 2, 3, 4는 배터리, 탑재체, PCDU 인터페이스

이상의 모든 항목을 개별 저항 성분으로 분리한 것이다. 이러한 개별 저항의 저항치는 데이터시트에 의해 제공되는 수치와 측정에 의한 값을 사용한다. 데이터시트에서 제공되지 않는 clamping 저항과 soldering 저항은 실측치를 이용하였다.

표 1은 해석에 필요한 개별 저항 성분들의 기준 단위에 따른 저항 값이다.

표 1. Resistance of each component

Component	Resistance [milli ohm]	Unit	Ref.
18AWG wire	5.79	1 ft	Data sheet
20AWG wire	9.19	1 ft	Data sheet
Pin-Socket Contact	7.30	1 ea	Data sheet
Relay Contact	6.00	1 ea	Data sheet
Shunt	4.00	1 ea	Data sheet
Soldering	1.00	1 ea	(측정)

#### 3.1 배터리-PCDU interface

배터리와 PCDU의 인터페이스에는 20AWG의 wire를 사용하는 W07, W03 하니스가 positive, negative 각각 1.69 미터가 사용되며, 265 브라켓을 포함하여 총 3 ea의 pin-socket contact이 형성된다.

W07과 W03 하니스의 길이는 solid model의 측정치로 해석을 위하여 10%의 마진을 고려하여 1.85 미터로 가정하였다. 하나의 wire에 대한 저항은 아래와 같다.

- Wire 길이 : 1.85 미터
- Wire 굵기 : 20 AWG
- Wire Resistance : 55.78 mohm(= 1.85meter \* 9.19mohm \* 1ft / 0.3048 meter)

각 wire에 총 3개의 pin-socket contact이 직렬 연결되고, 이에 대한 50 ea의 병렬 접속이므로, 인터페이스에서 예측되는 총 저항은 positive,

negative 각각 1.55 mohm이다.

### 3.2 PCDU-탑재체 interface

PCDU와 탑재체(APS)의 인터페이스에서는 18A WG의 wire를 사용하는 W04와 탑재체 내부 하니스가 positive, negative 각각 4.3 미터를 사용하며, 하니스 연결을 위하여 총 2 ea의 pin-socket contact이 형성된다.

탑재체 하니스와 W04 하니스의 길이는 solid model의 측정치로 WCA를 위해서는 10%의 마진을 고려하여 4.7 미터로 가정하였다. 따라서 하나의 wire 에 대한 저항은 아래와 같다.

- Wire 길이 : 4.7 미터
- Wire 굵기 : 18 AWG
- Wire Resistance :  $89.28 \text{ mohm} (= 4.7\text{meter} * 5.79\text{mohm} * 1\text{ft} / 0.3048 \text{ meter})$

각 wire에 총 2개의 pin-socket contact이 직렬 연결되고, 이에 대한 98 ea의 병렬 접속이므로, 인터페이스에서 예측되는 총 저항은 positive, negative 각각 1.39 mohm이다.

### 3.3 PCDU 내부 interface

PCDU 내부에는 그림 4와 같이 soldering 저항과 릴레이, shunt 저항이 존재한다. 비조절형 버스 전압 제어를 위한 기준 점인 배터리 인터페이스 릴레이의 출력과 shunt 저항 출력 부위를 기준으로 배터리 연결부위와 탑재체 연결부위를 분리하여 계산하면 아래와 같다.

- 배터리커넥터 - 릴레이출력 : 1.145 mohm
- 배터리커넥터 - shunt출력 : 0.295 mohm
- 릴레이출력 - 탑재체커넥터 : 0.135 mohm
- shunt출력 - 탑재체커넥터 : 0.135 mohm

### 3.4.4 시스템 전압 강하 해석

그림 6은 위에서 해석한 자료를 이용하여 간략화된 등가회로이다.

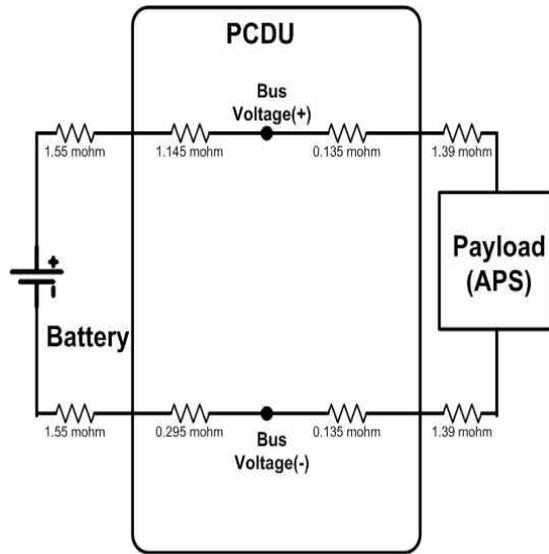


그림 6. Equivalent Circuits

그림 6의 등가회로에서 탑재체의 최대 전류 150A의 전력 소모를 고려한다. WCA 해석을 위하여 태양전력조절기에서 전력 생산을 고려하지 않고, 모든 전력이 배터리에서 공급되었을 때를 고려하면, 배터리에서 탑재체까지 positive와 negative의 기생 저항인 7.59 mohm에 의하여 약 1.138V의 전압강하가 이루어진다. 따라서 탑재체는 배터리전압보다 1.138V 낮은 입력 전압으로 동작하게 된다. 또한, 위성 본체의 전장품들은 PCDU의 버스 전압을 사용하므로, 배터리와 PCDU의 인터페이스에서 발생하는 4.54 mohm의 기생저항에 의하여 약 0.681V의 강하된 전압을 입력으로 사용하게 된다.

## 4. 결 론

본 해석은 150A의 대전류를 소모하는 저궤도 인공위성의 비조절형 버스시스템에서 탑재체가 동작할 경우에 위성 버스의 전압강하를 예측하여, 비조절형 버스 및 배터리의 설계 전압을 정하고 위성 전장품과 탑재체 입력 전압의 영향성을 검토하기 위함이다.

저궤도 인공위성에서 낮구간에 탑재체가 동작할 경우는 태양전지 배열기에서 생성되는 전력에

의하여 배터리에서의 전압강하가 비교적 낮아지므로, 본 해석에서는 식구간 동안 탑재체가 최대 전류 150 A를 소모하는 경우를 가정하였다. 이러한 전류 소모가 있을 경우, 배터리 출력단에서 탑재체 사이의 전압 강하는 1.138V로 예측되며, 배터리와 타 위성 전장품 사이에는 0.681V의 전압강하가 예측된다.

## 참 고 문 헌

1. 박희성 외, “저궤도 위성의 전력시스템 검증에 관한 연구”, 전력전자학술대회 논문집, 2007, pp 52-54
2. Military specification sheet, "MIL-W-22759/44A", 1988
3. ITT Industries, D-Subminiature Connector Datasheet, pp 332
4. Relay specification sheet, "MS27742E", 2003
5. KAI, "K3440711423", 2006