

위성 탑재체 고도화에 따른 위성 전력요구도 증가 및 전력요구도 증가에 따른 전력계 전기지상지원장비 설계 최적화를 위한 고찰

방수완^{1,†}, 고흥호²

¹한국항공우주연구원

²충남대학교

A Study on the Optimization of the Design of Power Electric Ground Support Equipment according to the Increase in Power Demand due to the Increase in Satellite Power Demand and the Advancement of Satellite Payload

Su-Wan Bang^{1,†}, Hyoung-Ho Ko²

¹Korea Aerospace Research Institute

²Chungnam National University

Abstract

KOMPSAT (Korean Multi-Purpose Satellite) is a Low-Earth-Orbit (LEO) satellite under development in Korea. Its performance has been steadily improving. At this time, power demand of the payload increased according to performance improvement of the payload. Accordingly, design of the satellite, such as design of the internal power supply device and the configuration of the solar array, was changed. Thus, many considerations are required according to an increase in power when designing power EGSE (Electric Ground Support Equipment) for supplying power to satellites and conduct satellite integration tests. This paper deals with matters to be considered when designing power EGSE according to changes in satellite power requirements according to payloads and increase in power requirements.

초 록

우리나라에서 개발 중인 저궤도 위성은 아리랑 위성으로, 이제까지 꾸준한 성능향상이 있었다. 이때 탑재체의 성능향상에 따른 탑재체의 전력요구도는 늘어나게 되었고 이에 위성 내부 전력 공급장치의 설계 및 Solar Array의 구성 등 위성 설계가 달라진다. 이에 따라 위성에 전력을 공급하며 위성 통합시험을 진행하는 전력계 전기지상지원장비 설계 시 전력 증가에 따라 많은 고려사항이 필요로 한다. 본 논문은 탑재체에 따른 위성 전력요구도의 변화 및 전력요구도 증가에 따른 전력계 전기지상지원장비 설계 시 고려할 사항에 대해서 다룬다.

Key Words : Electric Ground Support Equipment(전기지상지원장비), Satellite Power Requirement(위성 전력 요구도), LEO Satellite(저궤도 위성), Payload Powering(탑재체 전원공급), Environmental Test(환경시험)

1. 서 론

위성의 전력 설계는 위성이 실제 우주에서 움직이는 궤도 안에서 탑재체의 이미지 획득, 자료 전송의 요구도 및 자세제어 임무 수행 여부 등을 고려하여 설계된다. 단순히 탑재체의 전력으로만 위성의 소비 전력이

결정되는 것은 아니다. 그러나 위성 운영 중 탑재체가 가동되는 상황은 많은 전력 소모가 요구되는 위성 운영 단계이므로 탑재체의 전력 소비량 및 탑재체 성능향상에 따른 전력 증가는 위성 본체 설계에 있어 중요한 사항이다. 이에 따라 전력계 전기지상지원장비 제작 시에는 위성 본체의 전력 시험 요구도를 반영하여 설계해야 한다. 전기지상지원장비는 전력 공급용 장비, RF 통신 장비, 통합 운영 장비 등으로 구성되어 있다. Table 1은 위성통합시험에서 사용되는 전기지상지원장비의 종류 및 약어 표현이다[1].

Received: Oct. 10, 2022 Revised: Jan. 02, 2023 Accepted: Jan. 12, 2023

† Corresponding Author

Tel: *** - **** - **** E-mail: bsw8165@kari.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

Table 1 Abbreviation of Electric Ground Support Equipment

Classification of electric ground support equipment		Abbreviation
EGSE		Electric Ground Support Equipment
Power EGSE	PLTS	Power Load Test Set
	CMTS	Control Monitoring Test set
	SAS	Solar Array Simulator
Radio Frequency EGSE	RFTS	Radio Frequency Test Set
	BBTS	Base-band Test Set
Operating & User Interface EGSE	ITOS	Integrated Test & Operation System

위성이 개발될 때 각각의 위성 내부 유닛에 대한 설계 및 시험이 완료되면, 위성을 조립하고 시스템을 수행한다[2]. 전력계 전기지상지원장비는 위성 시스템에서 요구되는 전력요구도에 따라 설계가 되며 여러 전력 공급 시나리오를 반영하여 내부 로직 테스트를 수행한다. 이 내부 로직 테스트를 수행하기 위한 시험장비 요구도에 따라 전기지상지원장비를 설계하게 된다[3]. 이때 탑재체의 전력 소비가 늘어나게 되어 위성 본체에서의 전력 설계가 높은 전력을 요구하도록 바뀌게 된다면, 전력계 전기지상지원장비의 전력요구도가 바뀌게 된다.

본 논문은 개발된 위성들의 탑재체 성능향상에 따른 위성 전력 증가 및 전력요구도 변화, 위성 전력에 따른 전력계 전기지상지원장비의 설계 시 고려할 사항에 대해서 다룬다.

2. 위성의 전력요구도 및 전력계 전기지상지원장비의 설계 요구도 변화

위성은 궤도에 따라 저궤도 위성, 정지궤도 위성으로 나뉜다[4]. 이 중 본 논문에서는 저궤도 위성의 전력요구도 변화 추이를 보도록 하겠다. 특별히 저궤도 위성 중 한국항공우주연구원에서 개발된 아리랑 1호부터 7호까지의 저궤도 위성에 대해 다룬다. Table 2는 이러한 저궤도 위성 개발에 따른 탑재체의 변화와 전력

요구도의 변화를 나타낸 것이다. Table 2에 언급된 전력요구도는 위성 운영 시 전력으로 시험 시 요구되는 전력과는 차이가 있다. 서론에서 언급한 대로 위성이 탑재체를 구동할 때 높은 전력이 요구되어 위성 운영 시나리오에 따라 전력이 최대로 필요한 상태에서 시험이 필요하다. 즉 전기지상지원장비의 전력 용량 설계는 위성 운영에 따른 궤도 특성, Solar Array 구성 및 온도특성 등을 고려하여야 한다[5]. 이에 위성의 요구 전력보다 더 많은 전력 용량을 기준으로 설계된다.

2.1 탑재체 성능에 따른 저궤도 위성의 전력요구도 변화

Table 2에서 탑재체의 해상도 변화 및 탑재체의 종류가 바뀌에 따라 위성 요구 전력의 변화를 볼 수 있다. 일반적으로 같은 해상도에서 광학 위성보다는 SAR(Synthetic Aperture Radar) 위성이 전력 소비량이 많다. SAR 위성은 전파를 이용하여 구름 등 기상의 영향 없이 영상 획득하기 위한 위성 탑재체이다. 또한 같은 종류의 탑재체라도 해상도 증가로 인해 많은 데이터를 빠르게 처리하려면 불가피하게 고성능의 프로세서를 사용해야 하므로 전력이 늘어날 수밖에 없다. 이러한 고성능 프로세서 사용에 따른 전력 소모를 최소화하기 위해서는 하드웨어 저전력화와 함께 저전력 소비를 위한 소프트웨어 최적화도 필요하다. 하지만 이는 한계가 존재하며, 고성능 탑재체 이용 시 많은 전력요구도는 불가피한 상황이다. 이에 2개의 Solar Array로도 운영할 수 있었던 초기 위성 대비 최근 위성은 3개의 Solar Array나 혹은 더 넓은 면적의 Solar Array가 필요한 상황이다[6]. 위성의 증가한 전력요구도는 전력계 전기지상지원장비의 설계 변화를 가져오게 된다.

Fig. 1, Fig. 2 그림은 각각 아리랑 3A호와 아리랑 7호 위성의 전력계 전기지상지원장비이다. 아리랑 3A호 위성의 전력계 전기지상지원장비는 아리랑 7호 위성의 전력 공급 및 위성 전력 소모를 위한 로드 역할을 하는 PLTS와 위성 전력계 유닛과 통신 및 발사환경에서 실험 작업을 수행하는 CMTS가 PACE(Power And Control Equipment)라는 하나의 장비로 되어 있었는데는 것이 육안으로 다른 점이다.

Table 2 Changes in power demand and payload resolution of the developed KOMPSAT

위성명	아리랑1호	아리랑2호	아리랑3호	아리랑3A호	아리랑5호	아리랑6호	아리랑7호
개발목적	지구관측 (광학)	지구정밀관측 (광학)	지구정밀관측 (광학)	지구정밀관측 (광학/적외선)	지구관측 (영상레이더)	지구관측 (영상레이더)	지구정밀관측 (광학/적외선)
위성형상							
중량	470kg	800kg	980kg	1,100kg	1,400kg	1,750kg	2,000kg
탑재체	저해상도 카메라	다중대역 광학카메라	광학 카메라 (AEISS)	광학카메라 및 적외선 센서	SAR (Synthetic Aperture Radar)	SAR (Synthetic Aperture Radar)	초고해상도 광학카메라 및 적외선 카메라
해상도	후백 6.6m	후백 1m 칼라 4m	후백 0.7m 칼라 2.8m	후백 0.55m 칼라 2.2m	레이더 영상 1m/3m/20m	레이더 영상 0.5m/3m/20m	후백 0.3m 칼라 1.12m
전력요구도	약 636W	약 1,068W	약 1,300W	최대 2,000W	약 1,400W	최대 2,000W 이상	최대 2,000W 이상

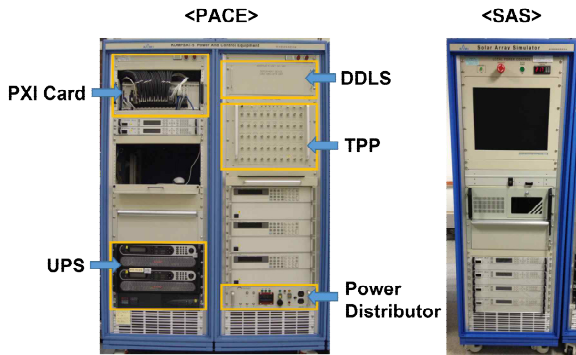


Fig. 1 KOMPSAT-3A Power EGSE

Fig. 1 그림의 아리랑 3A호의 Power EGSE 내부 구성에 대하여 간략히 설명하자면 시험 데이터를 처리하는 PXI(PCI Extensions for Instrumentation) Card, 위성 성능시험에서 하드웨어 성능 확인을 위한 TPP(Test Point Panel), 위성 신호 검증 등에 사용되는 DDLS(Deployment Device Load Simulator), 비상 전력 공급을 위한 UPS(Uninterrupted Power

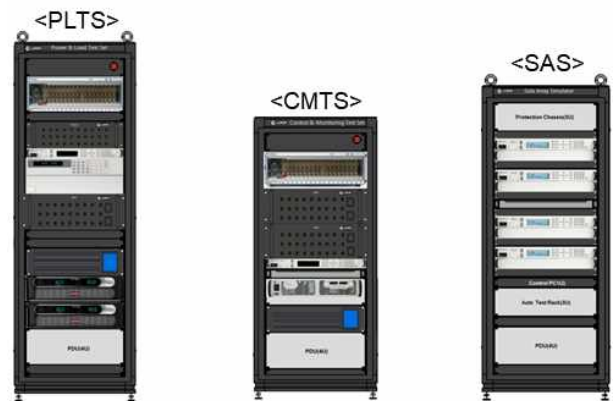


Fig. 2 KOMPSAT-7 Power EGSE

System), 전기지상지원장비 내부 전력 배분을 위한 Power Distributor 등으로 구성되어 있다. 이러한 Power EGSE 구성 중 태양 전지의 역할을 모사하는 SAS(Solar Array Simulator) 선정 시 전력요구도에 따라 개별 전력 용량이 정해진다. Table 2는 이제까지 개발된 저궤도 위성의 전력요구도 변화 및 탑재체의

해상도이다. 여기서 알 수 있는 부분은 같은 종류의 탑재체의 경우 해상도가 높을수록 전력요구도는 증가했으며, 같은 해상도 시 광학 탑재체 대비 SAR 탑재체를 사용하면 전력요구도가 높아진다는 점이다.

**2.2 위성 요구 전력에 따른 전력계
전기지상지원장비의 요구사항의 변화**

위성 통합시험을 위한 전력계 전기지상지원장비를 설계할 때는 탑재체 성능향상에 따른 높은 위성 전력요구도를 고려하여야 한다. 예를 들어 전력계 전기지상지원장비 구성 중 SAS(Solar Array Simulator)는 기존 전력계 전기지상지원장비를 설계하는 데 있어 위성의 형상에 가장 많은 영향을 받는다. 위성에 전력을 공급하는 전력 공급용 Power Supply는 어느 정도 여유 전력이 존재하게 되어 증가하는 전력 요구량에도 일부는 기존 설계를 가져갈 수 있다. 그러나 SAS 같은 경우에는 여유 전력이 존재하더라도, Solar Array의 구성이 2개냐, 3개냐에 따라서 SAS의 내부 모듈 구성에 차이가 생긴다. 또한 위성 운영 시 배터리 및 Solar Array 전력을 모두 필요로 하는 Eclipse 상태에서의 탑재체 동작 등 위성 내부 로직을 다양하게 점검할 수 있는 시험 환경에 따라 별도의 기준이 필요하다 [7]. 이에 위성에 따라 시험 구성이 달라지면 특화된 설계가 존재할 수밖에 없다.

아리랑 3A호 및 아리랑 7호의 전력계 전기지상지원장비의 위성 전력 공급용 Supply에 대한 제안서 기준 요구사항을 Table 3에 나타내었다. 앞서 언급한 Table 2의 전력요구도는 Table 3의 전력요구도에 비해서 작다. 예를 들어 Table 2에서 언급된 아리랑 3A호에서 운영 시 필요한 전력요구도는 최대 2,000W이고 Table 3에서 언급된 전력계 전기지상지원장비의 전력요구도는 3,000W이다. 이는 시험 시 실제 위성 운영 대비 높은 전력 시험을 수행하기에 그러하다. 또한 통합시험 장비인 Power EGSE를 구성하는 내부 부품인 Power Supply는 상용품을 사용하여 제작하기에 전력 단위를 선정하는 데 있어 설계의 유연성이 필요하다. 예를 들어 아리랑 7호의 경우 3,000W 초과하는 특정 전력 시험 요구도가 있어 아리랑 3A호 제작 시 사용했던 3,000W(80V/37A)의 상용품으로는 이러한 조건을 충족할 수가 없다. 이에 다음 단위인

5,000W(80V/63A) Power Supply를 사용하여 설계하게 되었다. 즉, 위 사례에서 보듯이 위성의 전력 용량이 늘어나 위성시험 시 필요한 전력요구도가 커지며 이때 설계되는 전력계 전기지상지원장비의 내부 Power Supply 선정 시 위성 전력 시험의 요구사항에 맞게 변화된 것을 볼 수 있다.

Table 3 Changes in Power Requirements of Power EGSE

	항목	Power EGSE 공급 전력
아리랑 3A호 전력계 전기지상지원장비 전력 요구사항	Main/Battery Power Supply	3,000W (80V/37A)
	Solar Array Simulator	3,600W
아리랑 7호 전력계 전기지상지원장비 전력 요구사항	Main/Battery Power Supply	5,000W (80V/63A)
	Solar Array Simulator	7,200W

또한 SAS 같은 경우 위성에 대한 태양의 각도에 따라 전력 사용 알고리즘을 모두 검증해야 하며 우주 환경시험 시 사용하게 되는데 이에 따라 일반적인 상황의 시스템 시험에 사용되는 PLTS(Power Load Test Set) 내부 Main/Battery Power Supply보다 높은 전력의 시험 요구도가 발생하게 된다[8]. 또한 Solar Array Simulator 역시 앞서 언급한 대로 내부 부품을 구성하는 데 있어 상용품인 Solar Array Simulator Module을 이용하는데, 이때 아리랑 3A호 위성 같은 경우에는 한 Module 당 1,200W 3개의 Module을 사용하여 구성하였고, 아리랑 7호의 경우에는 아리랑 3A호보다 전력이 높은 한 Module 당 2,400W 3개의 Module을 이용하여 구성하였다. 위 값은 단순히 Solar Array 모사 시험을 위한 전력량을 맞추는 것뿐만 아니라 SAS에 구성되는 Module의 개수를 실제 Solar Array의 구성과 동일하게 구성하여 시험 장비를 설계한다[9].

3. 위성 시험 설비 관련 고려사항

현재 전력계 전기지상지원장비 시설 설비 요구 규격

을 정리하기 위해 기존 위성 설비의 요구사항을 보면 3상 380V, 220V 등 입출력 전원의 종류에 대해서만 고려하였고 실제 허용전류 부분에서는 크게 고려사항이 없었다. 그러나 현재 요구 전력이 높아지면서 아래와 같은 설비의 요구조건이 제시된다.

- 380V 50A 1개소, 20A 2개소에 해당하는 3상 380V±10% 50~60Hz 정격의 출력이 필요하다.

최근 위성시험을 위한 전기 시설 설비를 만들 때 이러한 전력요구도를 반영하여 설계되었다. Fig. 3는 위성 전력 공급장치가 설치된 사진이다.



Fig. 3 Power Equipment of Satellite Integration Test

위성시험에서 쓰이는 전력은 일반적인 교류 전압 220V가 아니라 3상 전원으로 380V 50A/20A가 주로 쓰인다. 만약 위성에 공급되는 전력장치에 일반적인 220V의 단상 2선식 교류 전력을 사용 시 부하가 커지

면 전압강하가 커져 전력 효율이 낮아지게 된다. 또한 3상 전력을 사용하게 되면 단상보다 일정한 출력을 사용할 수 있게 되어 부하 불균형을 줄일 수 있다. 그뿐만 아니라 고용량의 전력을 공급하는 데 있어 단상 대비 허용전류가 낮아 동일 전력 공급 시 상대적으로 차단기 용량을 줄여 시험설비 구축이 용이하다. 아래 Fig. 4은 위성시험을 위해 제작된 전력계 전기지상지원장비의 3상 플러그이다.



Fig. 4 Power Supply Plug for Power EGSE

끝으로 위성시험에 요구되는 전력이 증가한 상황에서는 전력계 전기지상지원장비 뿐만 아니라 전체 전기지상지원장비의 전력이 고려된 시 설비가 필요로 하다. 만약 전체 전기지상지원장비의 전력요구량보다 낮은 전력 설비를 사용하게 된다면 차단기가 동작하여 Shut-Down이 일어나 위성에 손상을 입힐 수도 있다.

4. 전력계 전기지상지원장비 설계 및 위성 초기 전력 공급에 대한 고찰

전기지상지원장비의 전력 요구가 늘어남에 따라 시설 공급 전력뿐만 아니라 전력 증가로 인해 전기지상지원장비 내부 전력 공급 및 배분 장치 역시 설계 시 고려해야 하는 사항이 존재한다. 즉, 실제 설비가 완성되더라도 전력계 전기지상지원장비 내부 전력공급장치 역시 요구되는 전력 공급 기준에 맞추어 설계가 변경되어야 한다. 예를 들어 기존에 사용하던 UPS(Uninterrupted Power System)를 포함한

PDU(Power Distribution Unit)를 구성하고 만드는 데 있어 기존방식 그대로 적용하게 되면 시험 장비의 전체 전력 용량이 부족하여 문제가 발생한다. 이에 따라 위성에서 요구하는 전력 용량에 따라 전력계 전기지상지원장비의 내부 전력 분배 및 용량에 대해서 재설계가 필요하다.

특히 고전력을 사용하다 보니 갑작스럽게 전력이 중단되는 상황에서도 위성에 전력 공급을 계속하기 위해 최근 개발된 전력계 전기지상지원장비에서는 UPS의 내부 전력 배분 기능을 이용하여 UPS를 이용하여 내부 전력 배분을 하도록 설계되었다. 또한 전력이 높아짐에 따라 위성 통합시험 시 발생할 수 있는 Surge 문제를 전력 공급을 단계적으로 나눠서 시험하는 방법에 대해서도 고려해야 한다.

추가로 전력 증가로 인해 전력계 전기지상지원장비 설계 시 고려할 사항은 위성과 전력 공급을 위해 연결하는 하니스 설계 부분이다. 하니스 설계 시 위성 전력 공급 용량에 맞추어 하니스의 전선 용량을 선정하여 굵기를 정하고 이에 따라 제작해야 한다.

4.1 전력 요구량 증가에 따른 전기지상지원장비 UPS 설계 및 구성

앞서 언급한 전력계 전기지상지원장비 중 아리랑 7호의 CMTS 내부 전력 분배도는 다음 Fig. 5와 같다.

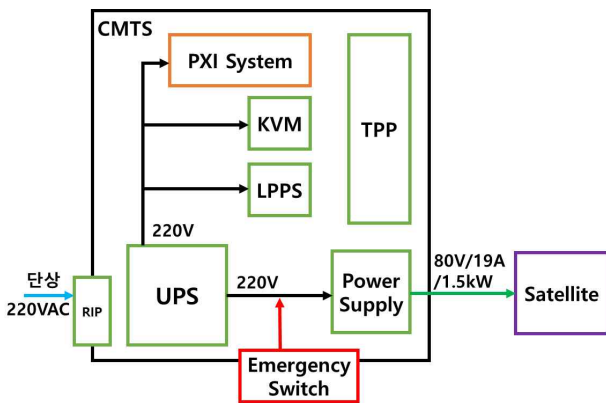


Fig. 5 CMTS Power Distribution and Diagram

Fig. 5에 표현된 CMTS의 내부 구성을 설명하면 데이터 처리를 위한 PXI(PCI Extensions for Instrumentation) Card, 위성 성능시험에서 하드웨어

성능 확인을 위한 TPP(Test Point Panel), User Interface 및 운영체제가 있는 KVM(Kernel-based Virtual Machine), 시스템 온도를 유지하는 Fan, 내부 공급 전력 중 5V 또는 28V 전압을 공급하여 전력 배분을 위한 Power Relay 제어 및 위성 신호 검증 등에 사용되는 LPPS(Low Profile Power Supply), 비상 전력 공급을 위한 UPS(Uninterrupted Power System), 위급 상황에서 위성 전력 공급을 중단하기 위한 Emergency Switch, 위성 내부 전력을 공급하는 Power Supply 등으로 구성되어 있다. 위 Fig. 5의 RIP(Rear Interface Panel)는 위성시험 시설로부터 CMTS까지 전력이 공급되는 패널이다. 또한 위성으로 공급되는 Fig. 5의 CMTS 출력 전압인 80V/19A/1.5kW는 발사 전 PCDU에 초기 전압을 공급하기 위한 Launch Vehicle Interface Power Supply의 요구사항으로 1.5kW 전력 공급을 기준으로 선정되었다.

위 CMTS 구성요소별 전력 소모를 정리하면 Table 4와 같다. 아래 Table 4의 전력은 전력계 전기지상지원장비 중 하나인 CMTS의 UPS를 설계하기 위한 전력 구성표이다. 특히 PXI Card를 구성하는데 전력 소모가 크고, 시험 시 로직 검증 및 Relay 동작 등에 쓰이는 저전압을 공급해주는 LPPS(Low Profile Power Supply) 또한 전력 소모가 크다.

Table 4 Example of UPS for CMTS Configuration

	Item	Power
Group 1	FAN	100W
	KVM	31W
	PXI CHASSIS	925W
	Switch HUB	30W
	LPPS	400W
Group 2	Power Supply (Max.)	1,520W
Total		3,006W

Table 4에서 언급한 전력 분배 방식은 Group 1, 2로 Grouping 하여 분배하는 방식이다. Fig. 6은 Table 4에서 언급한 UPS 구성에 따른 전력계 전기지상지원장비 중 CMTS UPS의 구성도이다.

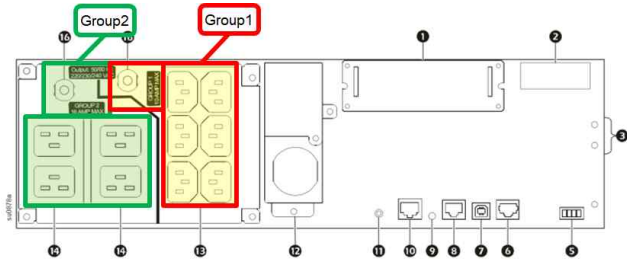


Fig. 6 CMTS UPS Block Diagram

Fig. 6에서처럼 Group 1, 2를 나누는 이유는 혹시나 모르는 비상사태에 대비하여 별도 전원을 구성해 위성에 공급하는 전압을 차단하기 위함이다. 이때 Group 1에는 시험 데이터 관련 전력 공급장치들이 구성되어 있는데 이는 비상상황에서 위성 전력 공급을 차단하기 위해 Group 2를 차단하게 됐을 때 Group 1의 전력 공급은 계속되고 있어 시험 데이터는 유실되지 않고 유지되어 위성 전력 공급 차단 이후 시험 데이터를 유지할 수 있도록 Group 1, 2를 분리하여 설계한다.

4.2 위성 초기 전력 공급 시 Surge 문제 및 고려사항

저궤도 위성을 설계할 때 위성 내부 PCDU(Power Control Distribution Unit)라는 위성의 전력 공급장치에 전원이 연결된 상태에서 위성을 운영하며 일반적인 기능 시험들은 PCDU 전원이 켜진 상태라고 가정하며 시험을 진행하게 된다. 왜냐하면, 실제 위성이 발사되는 순간에도 PCDU의 전원이 공급된 상태에서 위성이 발사되기에 그러하다. 그러나 발사 전 위성을 발사체에 실은 직후에는 위성의 PCDU에 초기 전력을 공급하는 과정이 필요하다. 이에 위성을 개발하는 단계인 위성 통합시스템 시험 시 PCDU 초기 전력 공급 시험이 필요로 하다. 기존의 PCDU 초기 전력 공급 시험을 진행할 때에는 입력 전압에 대한 특정 조건이 있지 않았지만 최근 전력이 높아진 상황에서 위성통합시험 시 기존의 위성시험에서는 발생하지 않았던 Surge 문제가 발생하였다. 기존에는 일반적인 Supply를 이용하여 입력하여도 낮은 전압, 전류를 이용하여 구동하기 때문에 발생하지 않았던 문제인데, 전력 요구량이 큰 새로운 위성을 시험하면서 PCDU에 전력이 공급되지 않는 문제가 발생하였다.

이러한 현상이 발생한 이유는 다음과 같다. 위성 초기 전압을 공급하는 시험에서 Surge는 개폐 및 기동에 의한 Surge로서 내부적으로 발생하는 Surge에 해당한다. 이는 다시 2가지 부류로 나뉘는데 전류성 Surge, 전압성 Surge로 나뉜다. 전류성 Surge는 많은 전류가 짧은 순간에 입력되어 열이 발생하고 이에 따라 내부 IC 회로에 영향을 미쳐 발생하게 된다. 전압성 Surge는 절연 내압보다 큰 Surge가 침투하게 되어 절연 파괴가 일어나 기능을 상실하게 되어 MOS 소자가 손상을 입어 발생한다. 이러한 Surge로 인한 위성 내부 소자 손상을 방지하기 위한 회로는 SPD(Surge Protective Device)라 하는데 이는 위성 내외부에 존재하여 갑자기 높은 전압을 위성에 공급하는 순간 전압을 차단하여 제대로 된 동작을 하지 않게 된다. 위 내용을 표현한 것이 Fig. 7이다[10].

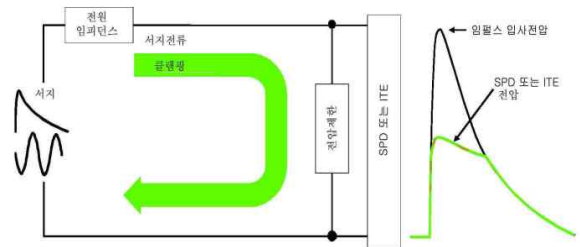


Fig. 7 Surge Problem Situations and Circuits

Fig. 7에 표기된 SPD는 Surge 보호장치이며 ITE(Information Technology Equipment)는 일반적으로 정격전원전압이 600V 이하에서 사용되는 정보통신장치를 의미한다. 초기 전원 입력 시 높은 전력 공급으로 인해 Surge 보호장치가 동작하는 문제는 위성 시스템 전력이 높을수록 발생하게 되고, 이러한 Surge 문제로 인해 PCDU의 초기 전원을 CMTS를 이용하여 전력을 공급할 때 PCDU 내부 전원이 차단되어 전력 공급이 되지 않는 문제가 생긴다.

이를 해결하기 위해 입력 전압을 Step 형태로 공급하게 되는데, 단순히 특정 전압을 일정 시간 분리해서 입력한다고 초기 구동을 위한 전력 공급 문제가 해결되지 않는다. 그 이유는 전력계 전기지상지원장비 중 하나인 CMTS는 Power Supply 하나가 동작하는 게 아닌 소프트웨어와 하드웨어의 조합으로 구성된 위성

전력 공급장치이기 때문이다. 즉, 전력계 전기지상지원 장비로 전력을 공급한다는 것은 전력 공급 시 시간 지연이 발생한다는 뜻이며, 초기 전력을 공급하는 데 있어 시간 지연 및 Surge 전압을 모두 고려해야 하므로 전력을 공급할 때 어려움이 있다. 이를 극복하기 위하여 위성통합시험 프로그램 절차를 작성해 전압입력을 Step 형태로 시간 간격을 뒤서 전력을 공급하는데, 위성 전압 구동을 위한 Step 시간 단위는 millisecond 단위까지 고려하여 절차를 구성하여야 위성 초기 전압공급이 가능하다. 이때 중요한 것이 시간 지연 정도를 미리 파악하여 전압입력을 하는 것이다. 즉, 일정 지연시간을 예상하여 위성에 전력을 공급하는 것이 중요하다.

이를 위해 위성 전력 공급 시 발생하는 Delay Time을 찾는 시험 과정이 필요하다. 이러한 시험 과정을 Test Block Diagram으로 표현하면 Fig. 8과 같다. Delay Time을 찾기 위해 위성 초기 전력 공급을 CMTS로만 전력을 공급하도록 구성하고 여러 번 반복 시험을 수행하는 것이다. 이때 사용자 Delay Time 없이 시스템 내부 Delay Time을 측정한다.

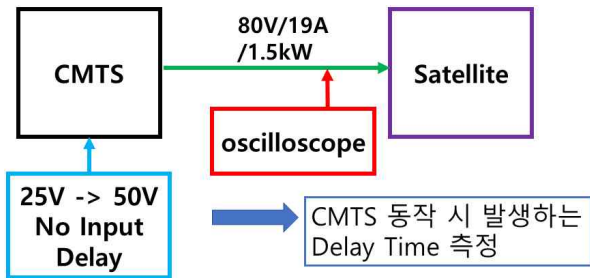


Fig. 8 Satellite and Power EGSE Test Block Diagram

Fig. 8의 시험 결과를 이용하여 CMTS 동작 시 발생하는 Delay Time에다가 사용자가 입력하는 Delay Time을 추가로 입력하여 Surge 문제없이 정상적인 위성 구동을 위해 필요한 전력을 Step 형태로 입력하게 되면 전력 공급 중단 현상이 발생하지 않고 전력이 공급되며 위성 내부 전력계 시스템이 정상적으로 동작하게 된다. 이를 이해하기 쉽게 표현하면 Fig. 9과 같다.

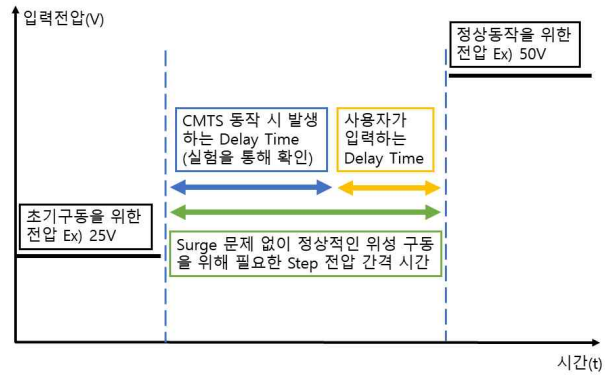


Fig. 9 Example of Voltage Supply for Satellite Initial Operation

실제 위성 통합시험을 수행할 당시 여러 번 테스트 결과를 통해 CMTS 동작 시 발생하는 Delay Time은 70~200ms 정도의 시간 차이가 발생하였고 이를 통해 CMTS의 전압공급에 따른 출력 시간을 예측할 수 있게 되었다. 위 시험을 통해 CMTS의 출력 전압값이 다수 발생하는 지점을 기준으로 하여 CMTS Delay Time을 선정하고 PCDU가 Surge 문제없이 정상적으로 구동 가능한 시간 대비 부족한 시간을 사용자 Delay Time으로 선정하여 그 값을 초기 전압 공급을 위한 절차서에 추가하여 구성한다. 이를 통해 입력된 Delay Time을 통해 안정적인 전력 공급이 가능하여 PCDU가 정상적으로 초기 동작하게 되었다.

일반적인 위성 운영 상황에서는 이러한 Surge 문제를 매번 고려하지는 않는다. 왜냐하면 위성이 발사되기 전 PCDU의 전원이 켜진 상태에서 위성이 발사되기 때문에 처음 PCDU를 켜는 것은 사실상 위성 운영에서는 중요한 부분이 아니다. 그러나 발사 직전 위성을 발사체에 실은 직후 PCDU의 전원을 공급하기 위해 CMTS를 이용하게 될 텐데 이때 초기 전원을 공급하기 위해서는 앞서 언급한 시험이 필요로 한다. 이에 본 논문에서 언급한 CMTS에서 PCDU에 초기 전압입력을 위한 대응방법은 위성 개발을 위한 시스템 시험 시 고려되어야 할 사항이다.

5. 결 론

사용자의 높은 요구도에 따라 위성이 고도화되면서 탑재체의 성능향상은 필수적이다. 예를 들어 광학 탐

체계의 경우 이전보다 더 높은 해상도를 요구할 것이며, 그에 따라 탑재체 전력 소모는 자연스레 높아질 수밖에 없다. 그러나 전력요구도 증가에 따른 시험 장비 설계 및 운영에 대한 고려는 크게 다뤄지지 않고 있다. 이에 위성설계 시 본체 내부 전력요구도 증가에 따른 위성설계도 중요하지만, 늘어난 전력 공급에 대응하기 위해 위성 시험설비를 새로 구축하여야 하고 전력계 전기지상지원장비 내부 전력 배분을 위한 UPS 등 장비 설계 시 전력 증가 부분을 반영하도록 하여야 한다. 또한 위성 통합시험 중 CMTS로 위성에 초기 전압을 공급할 때 Surge 문제가 발생할 수 있는 부분을 해결하기 위해 Delay Time을 고려하여야 한다.

끝으로 본 논문에 언급된 고려사항들을 이용한다면 추후 탑재체 및 위성 본체시스템의 전력 증가에 따른 전기지상지원장비 설계 변화 및 위성 통합시험에 활용될 수 있을 것이다.

References

- [1] Bang, Su-Wan, "Power Supply and Monitoring Electrical Ground Support Equipment Development Status," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, vol. 17, no. 1, pp. 53-57, 2019.
- [2] Hyeon-Mo Jeon, "A Series of Process of Electrical Integration and Function Test for Flight Model of STEP Cube Lab," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 44, no. 9, pp. 814-824, 2016.
- [3] Joo-Ho, Park, "Development Trend of Electrical Ground Support Equipments for Space Program," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, vol. 11, no. 2, pp. 62-70, 2013.
- [4] Park, Jong-Seok, "Trends in the body shape design of geostationary composite satellites," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, vol. 3, no. 1, pp. 72-78, 2005.
- [5] Dong-Chul, Chae, "The Development Trend of Electrical Ground Support Equipment for Satellite Power Supply," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, vol. 12, no. 2, pp. 91-100, 2014.
- [6] Park, Jong-Oh, "Electrical System Design Concept of Standard Platform for 500kg medium-sized Satellite," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, vol. 14, no. 2, pp. 132-137, 2016.
- [7] Moon-Jin Jeon, "Implementation of a Power Simulator for Energy Balance Analysis of a LEO Sat," *Aerospace Engineering and Technology*, vol. 9, no. 2, pp. 176-184, 2010.
- [8] Ok-Chul Jung, "Analysis on Orbital Dynamics Operation Results of KOMPSAT-3 during Early Phase after Launch," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 135, pp. 319-326, 2013.
- [9] Sung-Soo Jang, "A Preliminary Design of Required Power and Solar Array Sizing for KOMPSAT-2," *Aerospace Engineering and Technology*, vol. 1, no. 1, pp. 72-83, 2005.
- [10] Gi-Hong, Lee "Selection and Application of Surge Protective Device (SPD) (5)," *The Proceedings of the Korean Institute of Illuminating and Electrical Installation Engineers*, vol. 27, no. 3, pp. 66-72, 2013.