

고신뢰성 인공위성 전력 제어기술동향

■ 최재동, 김정훈, 구자춘, 김의찬 / 한국항공우주연구원

1. 서 론

위성체 전력시스템은 기본적으로 에너지발생원, 에너지 저장장치, 전력 제어 장치, 전력 분배 및 보호장치 그리고 저전압 전력변환장치로 구분할 수 있다[1-2,6]. 이상적인 전력시스템은 위의 기능의 조합이 잘 이루어지고 가장 최적의 효율과 최소의 무게로 구성되어질 때라고 할 수 있다. 이렇게 구성된 전력시스템 설계 시 또 하나의 고려사항은 위성체 궤도의 차이로 할 수 있다. 위성 운용고도에 따라 저궤도(Low Earth Orbit), 중궤도(Medium Earth Orbit) 및 정지궤도(Geostationary Earth Orbit) 위성으로 분류되며, 저궤도는 지상에서 약 1,000 km 이내의 고도로서 일반적으로 3년 ~ 5년 기간 동안의 임무를 수행한다. 고도가 증가함에 따라 우주복사와 태양풍 입자 노출정도 증가하며, 극지방의 경우 지구자기장의 효과로 인한 태양풍 입자 및 우주복사 노출이 최대화되는 특성을 갖는다. 중궤도의 경우는 지상에서 약 1,000 km ~ 36,000 km 이내의 고도이며 반 알렌 벨트의 영향권아래 놓이게 된다. 정지궤도의 경우 지상에서 약 36,000 km의 고도를 가지며 높은 에너지를 갖는 플라즈마층의 우주 복사환경에 노출되며, 반 알렌 벨트의 영향으로부터 벗어나게 된다. 따라서 이러한 위성체 궤도는 위치에 따라 태양에너지의 이용시간이 다르게 나타나므로 에너지 저장 및 분배 장치 선정 시 고려해야 할 가장 중요한 요소라 할 수 있다.

위성의 전력시스템은 과학, 통신 방송, 지구관측, 기상 그리고 유인우주선과 같이 임무에 따라 그 용량이 다르게 설정될 수 있다. 과학용 임무를 갖는 위성의 경우 전력은 200W에서 1.5kW정도이며, 통신방송위성의 경우는 중계기 개발기술의 발전 및 중계기 요구 전력의 증가와 더불어 최근 10kW급 이상의 대형 위성체가 개발되고 있다. 지구 저궤도 관측위성의 경우는 탑재체의 정밀도와 요구하는 전력량에 따라 다르게 나타나지만 최대 10kW급까지 요구되어진다. 정지궤도 기상위성은 300W에서 1.5kW정도가 대부분을 차지하고 있다. 그러나 기상위성의 경우도 마찬가지로 최근 기상센서의 정밀도 요구가 높아지면서 보다 높은 전력을 요구하게 되었다. 위와 같이 전력시스템은 궤도, 임무 조건 및 탑재체 요구조건에 따라 그 용량이 정해지고, 위성체 크기가 목적에 따라 다를지라도 전력시스템을 구성하는 기본적인 형태는 몇 개의 기본적인 형태로 구성이 가능하다[3].

위와 같이 위성체 전력시스템은 궤도 및 임무에 따라 기본 설계 방향이 정해진다. 따라서 이러한 각각의 요구조건을 모두 만족할 수 있는 하나의 단순화된 전력 토폴로지를 제작하는 것은 실제적으로 어렵다. 따라서 최근 대부분의 위성개발업체들은 전력 시스템의 각 부품에 대해 모듈화 방식과 고성능 칩을 이용한 디지털 제어방식을 채택하고 있다[4,5]. 모듈화의 장점은 위성체 용량증감 시 부품의 변경 없이 내부 모듈 수의

변화로 간단하게 적용 가능하다는 점이다. 따라서 부품의 이전 경험치를 최대한 활용하면서 위성체 설계 변경 시 요구되는 추가적인 비용 없이 제작이 가능하다는 것이다. 또한 디지털 제어방식은 FPGA 혹은 ASIC과 같은 고성능 칩의 개발로 이전의 아날로그 제어방식에서 발생하는 스위치의 열 문제가 해결가능하게 되었다. 이는 고성능 칩의 개발로 복잡한 하드웨어적 회로를 FPGA와 같은 프로그램 가능한 칩 속에 로직을 모두 포함 할 수 있어 보다 경제적으로 설계가 가능해졌다는 점이다.

위성체 전력제어장치는 임무기간동안 각 서브시스템과 탑재체에 충분한 전력을 공급하여야 하며, 또한 우주환경 하에서 높은 신뢰성 및 성능이 요구된다. 이러한 고신뢰성을 갖는 위성체 전력제어장치 개발기술의 가장 중요한 요소 중의 하나가 열악한 우주환경 하에서도 부품의 성능을 최적으로 유지할 수 있도록 하는 우주인증기술이다. 위성이 발사체로부터 분리된 후 정상궤도에 진입한 후부터 임무가 시작되면 지상과의 통신을 통해 위성이 제어되며, 성능요구조건을 만족하기 위해서 임무수명동안 최적의 상태로 운용된다. 따라서 위성의 임무기간동안 장시간 우주에서 최적 상태의 운용을 위해서는 우주발사환경에서의 소음, 진동, 충격을 충분히 견딜 수 있어야 하고 고온, 저온, 진공상태 및 운용궤도에 따른 우주방사선영향하에서도 성능감쇄 없이 그 기능을 충분히 발휘할 수 있어야 한다.

본 기고에서는 최근 가장 많이 사용하고 있는 전력 제어방식을 포함한 전력시스템의 토폴로지가 소개된

다. 또한 설계된 전력시스템이 설계 및 해석단계를 완료된 후 열악한 우주환경에서 고신뢰성 부품으로 인증을 얻기 위해 수행되는 우주인증을 위한 환경시험내용과 분석결과가 예시를 통해 제공하고자 한다.

2. 위성 전력시스템 비교

위성전력시스템의 버스전압을 제어하기 위한 기술들은 소산형과 비소산형을 갖는 조절 및 비조절 두 가지 제어방식으로 크게 분류할 수 있다. 비조절 버스 제어방식은 배터리 전압에 의해 버스전압이 결정되기 때문에 충전과 방전으로부터 버스전압이 약 20%정도 변화하는 단점이 있다. 조절 제어시스템은 높은 정밀도를 요하는 위성에 적합한 특징을 갖는다. 전력시스템의 경우 비록 위성체의 크기와 하드웨어가 임무에 따라 크게 다를지라도 기본적인 시스템의 구성은 다음과 같이 몇 가지 기본적인 형태로 요약할 수 있다.

2.1 소산형 비조절 전력 버스

그림 1과 같이 소산형 비조절 전력버스 방식은 간단한 스위치 및 다이오드를 이용하여 중앙 전력 조절을 최소화하는데 기본을 두고 있어 폭넓은 전압 변동을 갖는다. 따라서 서브시스템 사용자가 이에 맞추어야 하며, 배터리 충전상태에 따라 출력전력을 이용할 수 있으므로 에너지원은 부하에 따라 최적화되어질 수 없는 단점을 갖고 있다. 이에 반해 복잡한 전압조절회로가 필요 없으며 회로가 간단하여 무게가 적다는 장점이 있다. 주로 과학기술위성과 같은 저궤도 극소형 위성에 많이 사용된다.

2.2 비소산형 완전조절방식 전력버스

완전조절 방식을 갖는 버스 형태는 정지궤도 중대형위성에서 주로 사용된다. 태양 전지 및 배터리의 최적화가 가능하며, 간단한 컨버터 설계, 부품의 표준화등으로 인해 사용자측 전압 접속설계가 단순하다는 장점을 갖는다. 그림 2와 같이 완전조절 방식

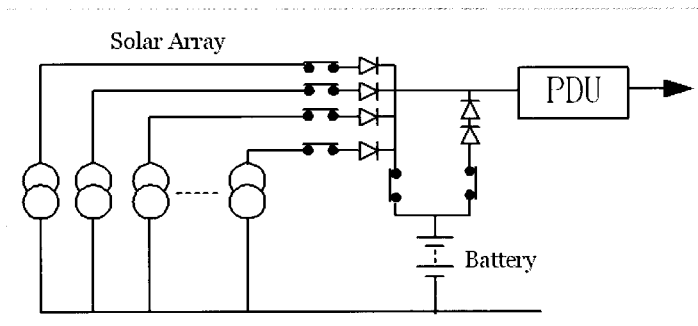


그림 1 비조절 전력버스 방식

은 태양전지 어레이의 선트 전압조절, 배터리 충전과 방전의 기능을 버스전압 검출기를 통해 논리적인 순서에 의해 각 개별적인 조절기를 선형제어 전압 상에 놓는 개념이다. 이러한 제어 시스템은 낮 기간과 식 기간에 관계없이 버스전압이 항상 일정하도록 유지한다.

그림 3은 비소산형 완전조절방식을 갖는 무궁화위성 3호 전력시스템 구성도이다. 무궁화위성 3호는 정지궤도 통신·방송위성으로 낮 기간 약 5kW의 태양전지 전력을 발생시킬 수 있다. 전력시스템은 디지털 선

트 스위치를 이용한 전압조절기 사용과 양방향 컨버터를 이용한 배터리 충/방전기가 사용되었다. 태양전지 전압조절기는 비소산형 스위칭 전압조절방식으로 부하에서 요구되는 전력과 입력전원 비교 시 과도한 전력이 발생할 때 태양전지 어레이의 불필요한 모듈을 단락시켜 버스전압을 조절하는 방식이다. 또한 전압조절기 및 배터리 충/방전기는 모듈화 개념이 사용되어 보다 쉽게 용량조절이 가능하다.

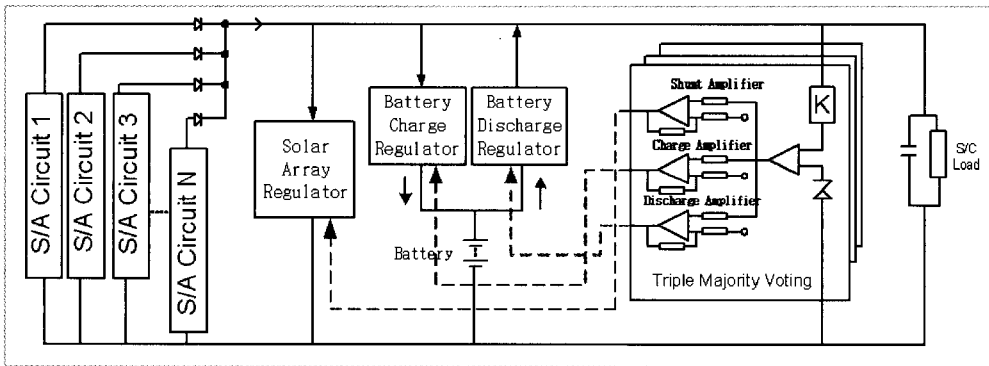


그림 2 완전조절방식 전력버스

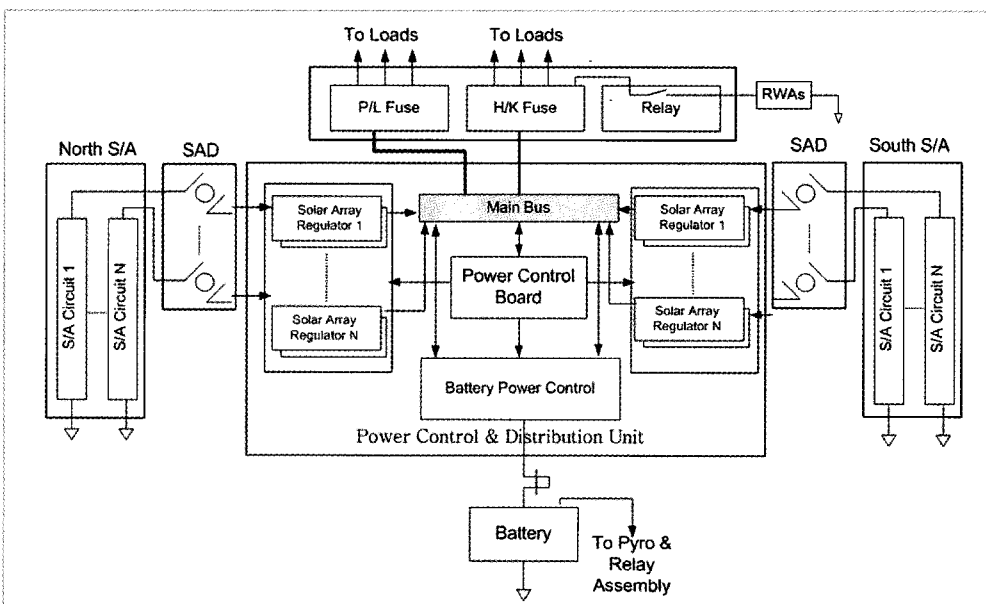


그림 3 무궁화위성 3호 전력시스템 구성도

2.3 낮 기간 전력조절 버스

이 방식은 낮 기간 동안 버스전압을 최대로 고정시키기 위해 태양전지 어레이 조절기를 추가하는 일종의

변형된 비조절된 버스전압의 형태이다. 이 방식의 특징은 궤도주기동안 버스전압의 변동폭을 최대한 적게 하는 것이고 배터리 방전기의 무게와 비용을 줄이는

것이 필수적인 요구조건이다. 또한 식 기간 동안 비조절된 버스 전압과 마찬가지로 위성체 서브시스템에 조절되지 않는 전압 소스를 공급하게 된다. 따라서 저궤도 및 정지궤도의 소형위성의 전력시스템에 적합하다고 할 수 있다.

낮 기간 전력조절버스가 사용된 정지궤도 소형위성은 무궁화위성 1호와 2호가 있다. 무궁화위성 1호와 2호는 동일한 버스모델로서 태양전지 전력에 대해 부분 소산형 형태를 갖는다. 위성의 임무기간동안 22.6V~33.5V의 버스 전압을 가지며, 낮 기간 동안 부분전압조절기를 통해 $35.3 \pm 0.2V$ 의 전압을 유지하게 된다. 무궁화위성 1호의 전력 공급 장치(Power Supply Electronics)는 그림 5와 같이 태양전지 전압조절기 및 배터리 충전기로 구성되어 있다.

낮 기간 전력조절버스를 갖는 저궤도 소형위성의 경우는 다목적위성 1호와 2호가 있다. 약 600W급, $\pm 28V$ 버스를 갖는 소형위성으로, 그림 6과 같이 태양전지 전압조절기(SAR: Solar Array Regulator), 전력 제어장치(ECU: EPS Control Unit), 전력 조절 및 분배장치(PCU: Power Conditioning Unit), 태양전지 어레이 전개장치 및 태양전지 어레이 구동장치로 구성된다. 다목적 위성 전력 제어장치의 경우 최대전력추적(Peak Power Tracking)방식과 직접에너지전달(Direct Energy Transfer)방식 모두 사용 가능하다. 그러나 대부분 저궤도 위성의 경우 초기운영을 제외하고는 최대전력추적방식을 사용한다.

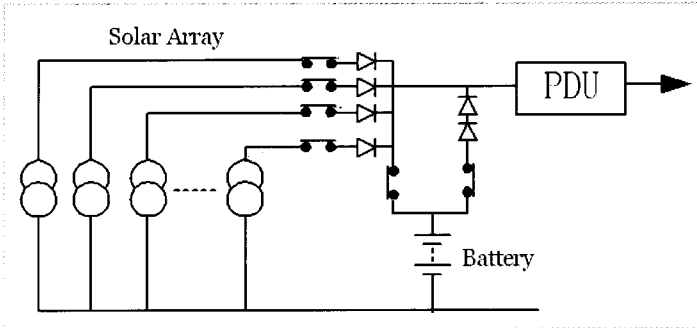


그림 4 낮 기간 전력조절 버스

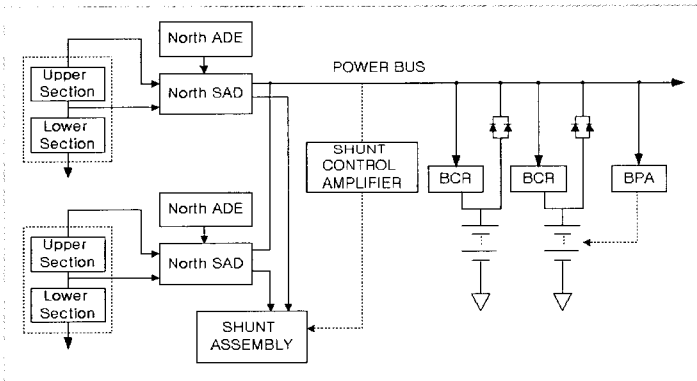


그림 5 무궁화위성 1,2호 전력시스템 블록다이어그램

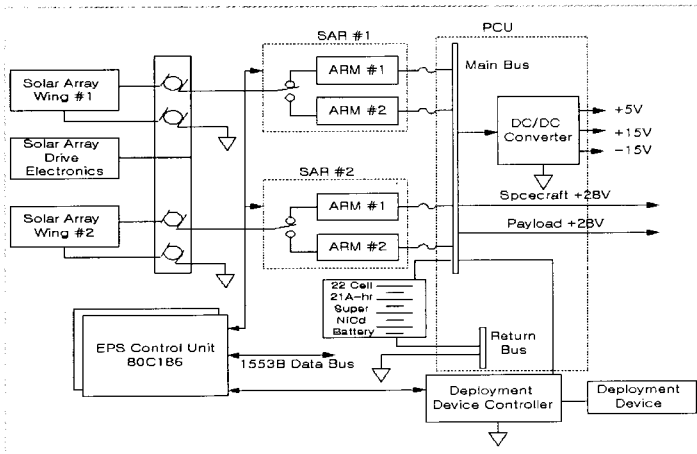


그림 6 다목적위성 전력시스템 블록 다이어그램

3 위성 전장품 우주인증기술

위성 전력시스템의 경우 설계 및 해석이 완료된 후 우주에서 사용가능한 부품으로 인증을 얻기 위해서는 우주인증시험을 통과해야 한다. 우주인증시험단계는 그림 7과 같이 먼저, 전장품이 제작된 후 육안점사와 성능시험이 수행된다. 성능시험을 완료한 후 우주공간에서의 혹독한 환경에 견디기 위해 열주기 시험, 열진공 시험, 충격 시험, 랜덤 진동 시험, 그리고 마지막으로 전자기 호환시험을 차례로 수행한다. 이러한 우주 환경시험을 통과하면 비로서 우주 인증 유닛으로서 사용이 가능하게 된다. 따라서 위성에 사용하고자 하는 전장품들은 먼저 설계시 우주부품의 확보여부와 우주 환경시험의 통과 가능성등이 고려되어야 한다.

3.1 우주 방사선 환경

위성에 사용되는 전장박스의 설계에는 해당 전장박스가 실리는 우주 비행체의 우주환경을 정확히 규명하는 연구와 운용기간 동안 우주환경으로 인해서 받게 되는 영향의 고려가 동반되어야 한다. 우주환경의 영

향으로는 총 이온화선량(TID: Total Ionization Dose)과 단일고장영향(SEE: Single Event Effects)으로 크게 구분된다. TID는 양성자와 전자에 의한 장기간 누적되는 이온화 손상이다. 주요 효과는 임계 이동, 누설 전류, Timing Skew 그리고 성능고장 등이다. TID는 저에너지 양성자와 전자에 대해 차폐로 부분적으로 감소가 가능한 것으로 알려져 있다. 단일고장영향은 고에너지 입자의 차폐 투과성이 높기 때문에 우주 방사선 차폐 해석이 차지하는 부분이 크지 않다. 우주 방사선 차폐 해석의 이유는 총 이온화선량에 대한 전장박스의 합리적인 차폐 설계여유를 가지고, 보다 신뢰도가 높은 전장박스를 만들기 위함이다. 또한 우주 방사선 환경 해석에서 얻어진 결과는 임계부품(Critical Component)을 찾아내는데 이용하고, 설계 초기단계에서 모든 프로그램에 적용되는 임무요구사항을 도출하는데 사용한다. 그림 8은 알루미늄 전장박스의 두께와 우주 방사선량과의 관계를 나타내는 방사선량 심도선이다. 그림에서 보는바와 같이 알루미늄의 두께는 방사선량에 대해서 한계점을 나타낸다는 것을 알 수 있다.

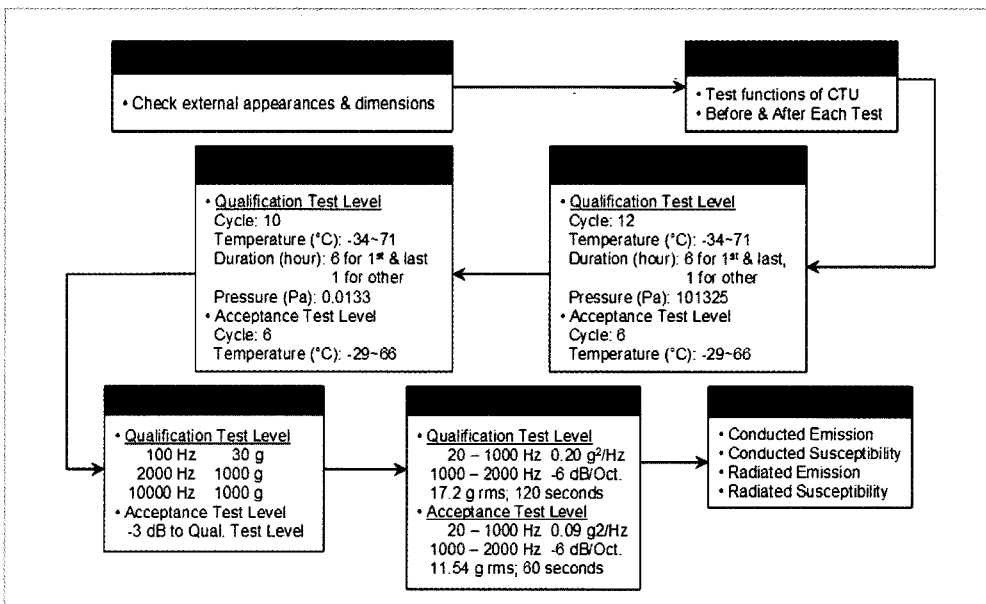


그림 7 위성전장품 우주인증을 위한 시험단계

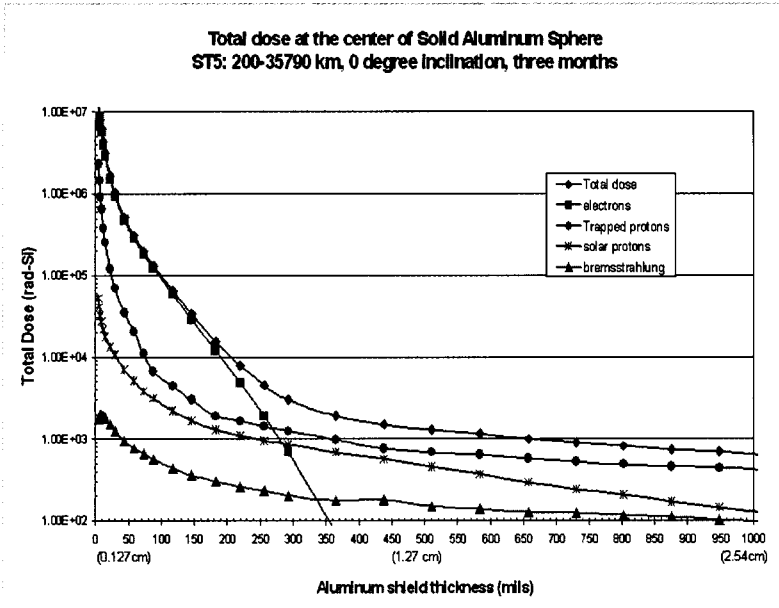


그림 8 방사선량 심도선(Dose Depth Curve)

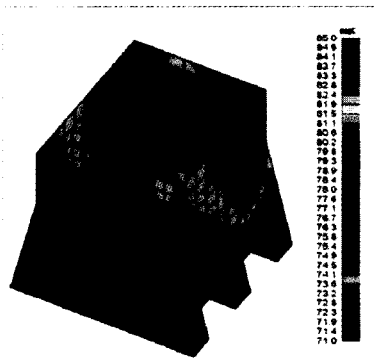


그림 9 전장품 우주 열해석 모델 예제

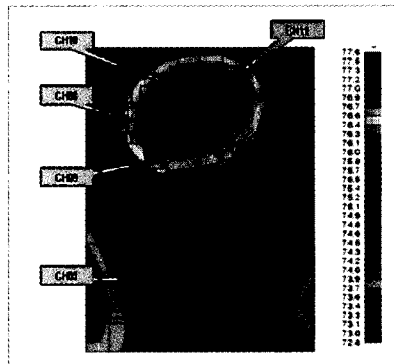


그림 10 전장보드레벨 열해석 결과 예제

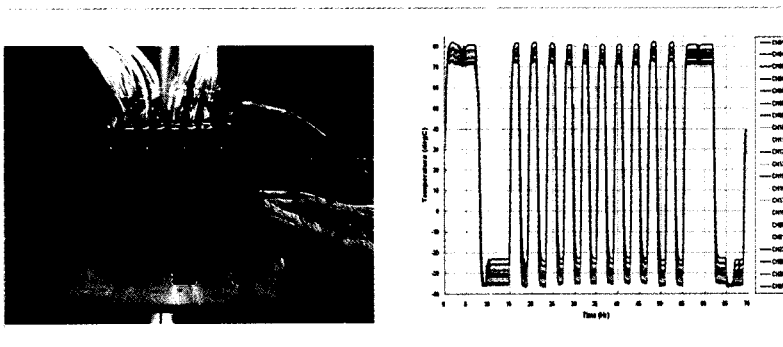


그림 11 전장품 우주 열주기 시험 및 온도 프로파일 예제

3.2 우주 열 환경

우성의 열원으로 적용되는 3가지 형태의 자연적인 소스는 태양복사 에너지, 반사된 태양 에너지, 지구와 대기에서 방출되는 적외선 방사 에너지로 구분된다. 이와 같은 우주에서의 열 환경을 고려한 설계를 수행하기 위해서는 정적 평형 상태에 대한 해석, 소자의 최대/최소 접합 온도가 부품 감쇄 조건에 대한 적합성 분석, 우주용 부품 방열 설계 등이 요구된다. 이러한 설계요구조건은 주어진 극단적인 온도 영역에 대한 소자 및 모듈의 안정성을 검증하게 되며, 각 최악 성능 인자를 고려한 시험 수행을 통해 안정성을 최종적으로 확인하게 된다.

그림 9는 열 환경시험 이전에 예비로 수행한 해석결과를 나타낸다. 그림 10은 전장품 내부의 보드 레벨 열해석 결과 예시이다. 신뢰도 해석에 필요한 입력값으로 소자별 케이스 온도 또는 정합온도(Junction Temperature)가 반영되었다.

그림 11은 은 열주기 시험챔버 내에 설치된 위성 전장품 모델과 열주기 시험 중 획득된 열전대의 온도 프로파일을 나타낸 것이다.

3.3 충격 및 진동 환경

설계된 전장품들은 초기 발사 시부터 정상궤도 진입 시까지 예상되는 초기 발사 진동, 단 분리 및 페어링 분리 시 충격등과 같은 우주환경에 대해서도 충분히 견뎌야 한다. 일반적으로 이러한 전장품의 보드 및 하우징의 진동환경에 충분히 견

디기 위해서는 기관의 강성, 강도 등의 특성이 주어진 하중에 대한 처짐이나 파단이 발생하지 않도록 설계 되어야 한다. 여러 보드들의 국부적인 모드들을 제외한 각각 X축, Y축으로의 강제 휨 현상을 보이는 저차 모드 해석결과의 예시가 그림 12와 같다.

일반적으로 랜덤진동 시험은 발사 시 발생하는 음향진동을 모사하여 시험대상체에 가하여 랜덤 진동 시험 전후와 시험 중에 정상작동을 하는지 알아보는 것이다. 그림 13은 X, Y, 그리고 Z 축 방향으로 랜덤진동 시험을 하는 장면이고 이 때 얻은 파워스펙트럴 밀도(Power Spectral Density)이다. 그림 13의 오른쪽 결과와 같이 시험 주파수 대역에서 제한선을 넘지 않고 잘 따라가는 것을 볼 수 있다.

그림 14는 랜덤진동시험 후 보드 내의 디지털 칩 소자의 리드 단자에서 발생된 파손 결과를 보여준다. 이러한 미세한 균열이나 파손으로 인해 발생하는 영향은 성능에 바로 나타날 수도 있지만 시간이 경과함에 따라 나타날 수도 있다. 따라서 철저한 해석, 검사 및 성능시험 등을 통해 검증되어야 한다.

3.4 전자파 환경

위성 시스템에서는 소형화되고 광대역화된 고효율 및 고집적 전자 부품 등을 이용한 다양한 전장품들이 사용된다. 이들 전장품들이 사용하는 주파수 성분과 신호의 세기는 유닛에 따라 다양하게 나타난다. 이

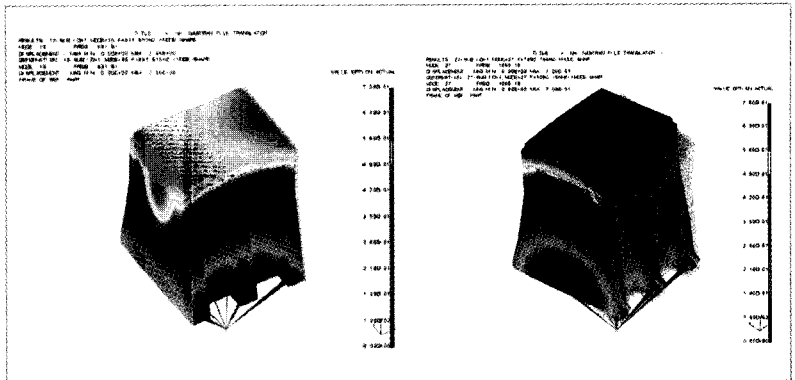


그림 12 전장품 하우징의 진동모드 해석

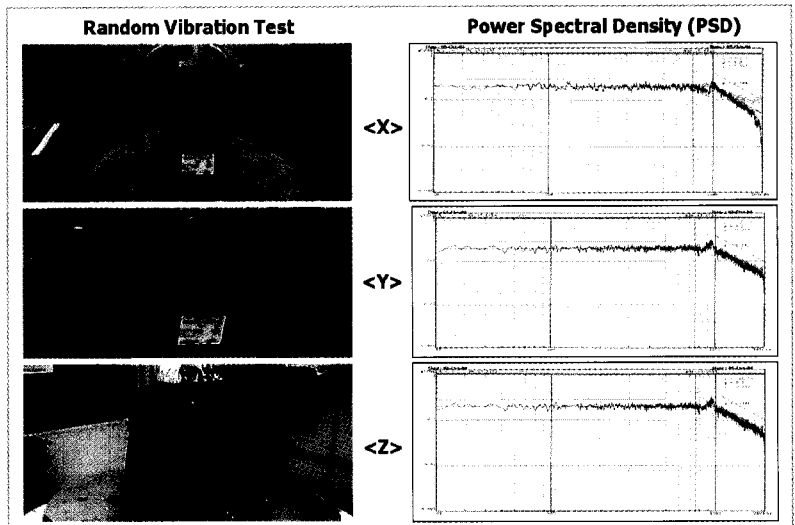


그림 13 랜덤진동시험 장면과 파워스펙트럴밀도

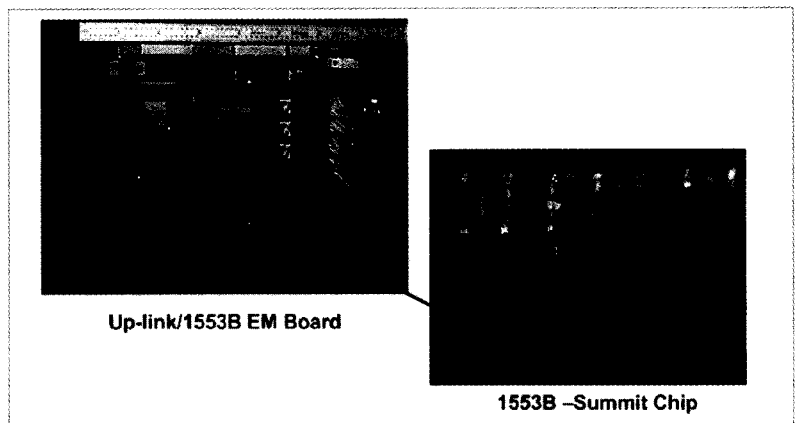


그림 14 디지털 칩 소자의 리드 단자에서 발생된 파손 현상

런 위성체의 전자기 환경은 대부분의 전장품들이 위성체 내부의 제한된 공간에 밀집되어 구성되므로 상호간 간섭으로 인한 오동작을 유발시켜 위성체의 기능 수행에 지장을 초래하거나 해당 부품의 점진적인 성능 저하를 초래할 수 있다.

따라서 전장품들은 초기 설계 단계로부터 전자기 환경 속에서 위성의 성능검증을 할 수 있는 전자기호환 시험을 수행하며, 전자파 양립성 규격을 충족시킬 수 있도록 설계해야 한다. 전장품들의 전자파 양립성은 주로 MIL-STD-461 및 MIL-STD-462 등의 국제 표준을 사용하여 설계 및 시험된다. 전자기호환시험은 전도성 방출(CE, Conducted Emission), 전도성 감응(CS, Conducted Susceptibility), 복사성 방출(RE, Radiated Emission) 및 복사성 감응(RS, Radiated Susceptibility) 시험으로 구분된다.

4. 결 론

본 기고에서는 최근 가장 많이 사용되고 있는 전력 시스템 토폴로지들에 대해 국내에서 개발된 위성의 전력토폴로지의 비교를 통해 소개되었다. 우주에서 사용되는 전장품은 지상과 달리 최악의 우주환경조건하에서도 임무기간동안 정상적으로 동작하여야 하기 때문에 지상에서 적용되는 최신의 기술보다는 이전의 경험치나 우주환경시험 결과 데이터가 우선 시 된다. 따라서 위성의 최신기술들은 지상에서 개발된 고성능의 부품들이 이러한 모든 시험을 통과한 후 회로에 적용 가능하다는 제약조건이 있으며, 회로설계 시에도 이중, 삼중의 리던던시 회로가 요구된다는 점이 지상의

전장품과의 차이점이라 할 수 있다. 또한 개발된 전장품들은 우주방사선 환경, 열환경, 충격 및 진동환경, 전자파 환경등과 같은 우주 환경시험을 모두 통과하여야 하기 때문에 높은 제작비용과 오랜 개발 시간이 요구된다.

참고문헌

1. J. D. Choi, "Conceptual Design of Electrical Power System for Communication Satellite", Aerospace Engineering and Technology, Vol.1, No.1, pp84-96, 2002.
2. 최재동, "통신위성 전력제어 및 분배장치 설계 및 해석", 항공우주기술 논문지, 제2권 제1호, pp108-116, 2003.
3. European Space Agency, "Power Standard", ESA PSS-02-10 Vol. 1-2 Issue 1, 1992
4. Decker D.K., and Cassinelli, J., "High Power Solar Array Switching Regulation", Proceeding of the 16rd Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, pp224-231, 1981.
5. Jaedong Choi, Sejin Seong, "A Study on Switching Shunt Regulator for Satellite Power System", Journal of Electrical Engineering and Information Science, Vol. 3, No. 1, pp.14-20, 1998
6. James D. Dunlop, Gopalakrishna M. Rao and Thomas Y. Yi, NASA Handbook for Nickel-Hydrogen Batteries, NASA Reference Publication, 1993.