

## 우주 플라즈마 환경에서 저궤도 위성 시스템 설계에 관한 고찰

임성빈\*, 홍상표\*\*, 김태윤\*\*\*, 장재웅\*\*\*\*, 최석원\*\*\*\*\*

### Study on the design of LEO Satellite System in Space Plasma Environment

S. B. Lim\*, S. P. Hong\*\*, T. Y. Kim\*\*\*, J. W. Jang\*\*\*\*, S. W. Choi\*\*\*\*\*

#### Abstract

The electrostatic charging/discharging mechanism and its effects, and the system design considerations in the space plasma environment are studied in this paper.

The electrostatic discharge (ESD) effects are carefully taken into account for a design of the satellite system at the early stage of the development. Generally, the electrical design requirements are specified to protect the satellite system from the ESD effects in the electromagnetic compatibility specifications. Those requirements are included the grounding, the bonding, the shielding, the conductive coating, the electric interfacing and so on.

The space charging is caused by the increasing of the voltage difference between the each locations on the satellite surface. If the space charging is continued up to threshold, it may be occurred the system failure. This phenomenon is depended on the mission of system, electrical and mechanical configuration, system operation, and orbit condition. Therefore the related requirements are properly tailored and concentrated into the safety design.

#### 초 록

본 논문에서는 우주 플라즈마 환경에서 정전기의 충전/방전 미카니즘 및 이에 대한 시스템 영향과 저궤도 위성 시스템의 설계규격에 대하여 고찰하였다.

우주의 플라즈마 환경에서 위성시스템에 대한 정전기 방전의 문제는 시스템 개발초기에 주의 깊게 다루어져야 한다. 일반적으로 정전기 방전과 관련한 시스템 설계는 전자파양립성 규격에 나타나 있으며, 이들 규격에는 접지, 본딩, 차폐, 전도성 코팅, 전기적인 인터페이스 설계 등이 있다.

우주환경에서 충전은 위성체 표면위의 각각의 위치에 차등전위를 증가시키게 된다. 만약 이러한 충전이 스톱시홀드까지 지속된다면, 경우에 따라서 위성 시스템에 심각한 영향을 줄 수 있다. 이러한 현상은 임무, 전기적/기계적 구성, 전원 및 궤도환경에 따라 결정된다. 그러므로 관련된 규격은 시스템 설계 및 운용환경에 맞게 테일로어링(tailoring) 되어야 하며, 시스템의 안전성을 위한 설계에 주의를 기울여야 한다.

키워드 : 정전기방전 (Electrostatic Discharge), 플라즈마 (Plasma), 정전기 방전효과 (ESD effects), 위성 시스템 (Satellite System), 우주 환경 (Space Environment)

접수일(2007년12월14일), 수정일(1차 : 2008년 10월 23일, 2차 : 2008년 10월 27일, 게재 확정일 : 2008년 11월 1일)

\* 우주환경시험팀/sblim@kari.re.kr

\*\* 우주환경시험팀/hisangpyo@kari.re.kr

\*\*\* 우주환경시험팀/kity@kari.re.kr

\*\*\*\* 우주환경시험팀/jjw0302@kari.re.kr

\*\*\*\*\* 우주환경시험팀/schoi@kari.re.kr

## 1. 서 론

우주의 플라즈마 환경에서 위성시스템에 대한 정전기 방전의 문제는 시스템 개발초기에 신중하게 다루어져야 한다. 일반적으로 정전기 방전과 관련한 시스템 설계는 전자파양립성 설계규격에서 정의하고 있으며, 설계규격에는 접지, 본딩, 차폐, 전도성 코팅, 전기적인 인터페이스 설계 등이 포함된다. 이들 규격은 시스템의 목적, 구성, 전원 및 궤도환경에 따라 고찰되어야 하며 시스템 설계 및 운용환경에 맞게 테일로어링 되어야 한다.

위성체의 충전현상은 플라즈마 환경에 위성이 놓이게 됨으로서 플라즈마를 구성하고 있는 전자나 양자 이온에 의하여 전기적인 전하를 축적하는 과정을 의미한다. 이러한 과정은 위성체에 심각한 영향을 줄 수 있기 때문에 위성시스템 설계를 위하여 정확한 이해가 요구되며 이에 따른 설계규격이 정의되어야 한다.

본 논문에서는 정전기 방전의 문제를 다루기 위하여 위성이 놓이게 될 우주의 플라즈마(plasma) 환경에 위성이 노출됨으로서 발생할 수 있는 정전기 방전과 정전기 방전의 발생 메카니즘(mechanism), 그리고 이에 대한 저궤도 위성시스템의 설계에 대하여 고찰하였다. 주요내용은 우주 플라즈마 환경에서 위성체의 충전과 그의 영향, 표면 및 내부 충전효과와 이에 대한 설계 및 솔라 어레이 설계로 구성되었다. 위성체 시스템의 충전에 의한 주요영향은 다음과 같다.

- (1) 위성체 충전은 아크방전의 원인이 되며, 아크방전은 전기적인 과도현상(transient)을 발생하게 되는데, 이것은 위성체의 전자장치에 결합되어 운용상의 오동작을 일으키고,
- (2) 위성체 표면의 물리적인 손상을 주며,
- (3) 표면오염을 가중시켜 불꽃 튀(sputter)는 현상으로 위성체 표면재질의 열적/전기적 성질의 성능을 저하시킬 수 있다.

## 2. 우주환경의 고찰

### 2.1 플라즈마 환경

90 km 이상의 지구대기를 구성하고 있는 분자의 일부는 태양의 복사에너지에 의하여 양이온과 음이온으로 이온화된 자유전자로 존재하게 되는데, 이러한 상태를 플라즈마 환경이라고 정의한다. 플라즈마는 입자의 밀도와 입자의 에너지로 표현되고 그 특성은 고도와 경도의 변화에 따라 다르다. 그림 1은 고도와 경도에 따른 이온의 밀도 및 에너지 레벨을 설명하고 있다. 일반적으로 저궤도 위성이 놓이게 되는 낮은 고도와 경사각에서 플라즈마는 밀도가 높고 낮은 에너지를 가진다. 반면에 고도는 낮지만 높은 경사각(POLAR-극광)에서 플라즈마는 높은 에너지를 갖는 전자가 존재한다. 저궤도와는 달리 정지궤도 위성이 놓이게 되는 높은 고도의 플라즈마는 낮은 밀도와 지구자기 폭풍 등에 기인하여 높은 에너지를 갖는다. 정전기 방전의 문제는 높은 에너지를 갖는 극광(POLAR) 궤도와 고궤도(GEO)에서 보다 심각하게 나타난다.

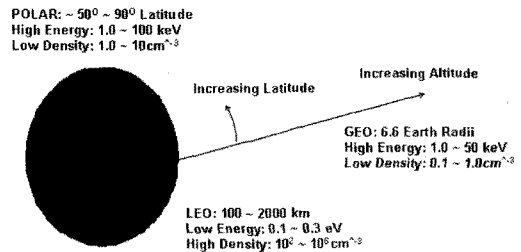


그림 1. 고도와 경도에 따른 이온의 밀도 및 에너지 레벨

위성체의 노출표면에 전하가 축적되어 충전이 되면, 충전된 표면에는 음과 양의 전류에 불균형이 생긴다. 전하(양이나 음이온)가 축적되기 시작하면 동일한 이온의 이동은 감소되고 전류(음이나 양이온)는 감소한다. 반면에 상대 전하를 갖는 입자는 가속되고 그에 의한 전류는 증가하게 되어 전기력 필드(electric field flux)를 생성한다. 이러한 충전과정은 전류의 평형이 이루어지는 순간까지 지속된다. 전류의 평형이 이루어지게 되면 위성체는 충전전위의 평형상태(부전위)를 이루게 된다.

만약 위성체 표면이 모두 금속이라면, 위성은 동일한 전위로 충전된다. 반면 유전체와 같은 금속이 아닌 재질로 위성체 표면이 이루어진다면, 표면의 한 점에서 다른 한 점에 이르기까지 전류의 변위가 생기고 결과적으로 위성체의 표면은 부분적으로 전위의 부호가 변하게 된다. 이러한 과정을 차등충전이라 한다.

## 2.2 방전특성

위성체의 표면에 차등충전이 생기고 이로 인한 전기장이 표면을 파괴할 수 있는 스톨쉬홀드(threshold)를 초과할 때 아크방전이 발생된다. 아크방전은 위성의 임무활동에 상당한 장애가 될 수 있다. 아크방전의 과정은 거대한 양의 전하가 빠르게 방출되어 구조체의 소자에 거대한 양의 전류를 흐르게 한다. 이는 위성체를 구성하고 있는 전기/전자장치에 결합되어 광대역의 전자기장을 형성하고 소소한 재복사에서 치명적인 파괴에 이르기까지 운용상의 오동작을 만들어 낼 수 있다. 이러한 아크방전에는 펀치스로우(punch through)와 플래쉬 오버(flash over)의 두 가지로 분류된다.

위성의 표면에 사용된 유전체의 영역은 펀치스로우 아크방전을 일으킬 수 있는 원인을 제공하게 된다. 유전체 표면은 유전체 아래에 존재하는 위성체 금속구조와 상대적인 전위로 충전되고 그 결과 유전체 표면에서 구조까지 전하가 전달되어 아크방전을 생성하게 된다.

차등충전으로 인하여 이웃한 표면사이에 생성되는 방전을 “플래쉬 오버” 아크방전이라 한다. 이것은 국부적인 열을 생성하고 아크방전 위치에서 표면의 재질을 파괴시킬 수 있다. 이러한 재질의 손실은 위성 구조체의 완결성을 저하시키고, 위성체 재질의 성질을 변화시키며 파괴된 물질은 위성체 표면오염의 원인이 된다.

## 3. 시스템설계

### 3.1 표면충전 설계

#### 3.1.1 내부 충전효과

위성체의 표면충전은 상대적인 위성체 표면 사이나 우주환경에 상대적인 위성체사이에 상당히 높은 차등전위를 만들어 낼 수 있다. 이러한 차등전위는 정전기 방전으로 이어질 수 있다. 정전기 방전효과는 위성체 회로에 직접 유입되거나 생성된 과도한 펄스가 복사성 결합을 통하여 위성체 부품의 일시적인 전복이나 손실을 야기할 수 있다.

또한 다양한 오동작의 원인이 될 수 있으며, 절연특성을 저하시키고 광학표면을 오염시켜 표면재질의 성능을 저하시킬 수 있다. 높은 전위는 정전기 방전 외에 표면에 이온을 가속시킴으로써 부식, 불꽃이 튀는 현상, 표면오염의 원인이 되기도 한다. 충전된 위성체는 국부적인 플라즈마 환경으로 인한 뒤틀림으로 입자센서나 필드센서의 측정을 오염시키기도 하며 위성의 높은 전위는 능동 디바이스에 의하여 생성된 입자를 가속시키거나 감속시킬 수 있다. 정전기 방전은 다음과 같은 조건으로 고려하게 된다.

- (1) 정전기 방전은 위성체 구조나 노출된 도체를 기준으로 그의 표면전위가 1000 V 또는 그 이상의 음의 전위를 갖는 유전체 영역에서 일어나기 쉽고,
- (2) 정전기 방전은 위성체 구조나 노출된 도체를 기준으로 그의 표면전위가 500 V 또는 그 이상의 양의 전위를 갖는 유전체 영역에서 일어나기 쉬우며,
- (3) 정전기 방전은 유전체와 노출된 도체사이의 전계가  $5 \times 10^7$  V/m인 유전체 영역에서 일어나기 쉽다.

#### 3.1.2 접지

접지는 시스템 설계에서 가장 중요하다. 특히 정전기 방전에 의한 영향을 최소화하기 위하여 모든 도체소자, 도체표면 및 내부는 직접 또는 누설저항(bleed off resistor)을 통하여 전기적으로 접지 되어야 한다. 도체로 구성된 모든 구조체 소자는 각각의 연결이  $2.5 m\Omega$  이하의 직류 전류 저항을 보증할 수 있도록 결합되어야 한다. 전기적으로 결합된 구조체 소자들은 구조나 구조 접지를 기준으로 이루어져야 하는데, 이것은

정전기 방전의 원인이 되는 충전전류에 대하여 낮은 임피던스 경로를 제공하고 접지가 요구되는 위성체의 전체에 대하여 양질의 접지를 제공하는데 그 목적이 있다. 만약 구조체가 관절(joint), 힌지(hinge) 및 가능한 정도의 짧은 접지 띠를 통하여 접지되어야 하는 경우는 접점을 제공할 수 있는 위치에서 반드시 접지시켜야 한다. 그 외에 전도성 소자는 구조체에  $\leq 0.1 \Omega$  이하로 접지되어야 하며, 구조소자가 아닌 MLI (multi-layer insulator) 등은  $\leq 10 \Omega$  이하로 접지되어야 한다.

### 3.1.3 유전체의 전도성

유전체나 접지되지 않은 도체는 -500 V 이상의 전위차를 피하고, 절연전위가  $10 nA/cm^2$ 의 충전전류를 갖는 위성체 접지에 -1000 V의 상대적 전위로 충전되는 것을 막을 수 있도록 설계되어야 한다. 이들은 ESA[3]에서 설계에 적용하고 있는 규격으로 NASA[2]에서 제공하고 있는 규격에 비하여 완화된 것으로 마진은 없다.

- (1) 우주의 플라즈마 환경에 노출된 위성의 도체는 저항  $R$ 과 노출된 면적  $A$ 의 곱이  $RA \leq 5 \times 10^6 \Omega - m^2$ 가 되어야 하고,
- (2) 도체와 같이 전도성이 더 좋은 재질 위에 놓이게 되는 부분적인 전도성 재질에 대하여 저항률  $r$ 과 재질 두께  $t$ 의 최대 곱은  $rt \leq 10^7 \Omega - m^2$ 가 되어야 하며,
- (3) 절연체와 같은 비전도성 재질위에 놓이게 되는 부분적인 전도성 재질은 에지에서 접지되어야 하며, 최대 저항률  $r$ 은 유전체 두께  $t$ 와 인접한 접지면에서 최대거리  $d$ 에 따른다. 최대 저항률은  $rd^2/t \leq 10^7 \Omega m^2$ 와 같아야 한다.

얇은 유전체 일수록 시간 대 스케일에서 충전 환경의 충전 시정수를 완만하게 제한하므로 충전이 일어나는 동안 발생할 수 있는 위험한 정도의 충전레벨을 방지할 수 있다.

### 3.1.4 표면 재질

모든 위성체 표면재질은 정전기 방전의 관점에서 전도성이어야 하며, 그러한 표면재질은 위성체 구조에 전기적으로 본딩 되어야 한다. 이러한 재질은 플라즈마 환경에 의하여 발생될 수 있는 충전전류를 완만하게 분산시킬 수 있어야 하기 때문에 그의 본딩 조건은 구조자체의 본딩 특성에 비하여 다소 완화된 규격을 갖는다. 표면 저항은 구조체를 기준으로 DC 임피던스 요구조건에 따라야 하며, 표면과 구조체 사이에  $10^9 \Omega$  이하의 조건을 만족해야 한다. DC 임피던스는 진공, 극한 온도조건, 기계적 스트레스 환경 하에서도  $10^9 \Omega$  이하를 유지해야 한다.

만약 위성체 표면을 100% 전도성으로 만들지 못하고 부득이 비전도성 표면이 이용된다면, 정전기 방전의 관점에서 이러한 설계가 허용될 수 있는지 해석을 통하여 검증해야 한다. 모든 비유전체 재질은 충전이나 정전기 방전의 동일한 특성을 갖지 않는다. 설계에 이용되는 비유전체 재질은 표면전압의 분포에 상당한 영향을 준다. 예를 들어, 세습 첨가된 마이크로 시트는 융합 실리콘보다 훨씬 낮은 전위에서 전자의 재복사를 하기 때문에 이는 솔라 어레이의 커버 슬라이드 재료로 사용되기도 한다. 따라서 재질을 선택하기 전에 위성체 전위, 전압변화, 스파크 방전 파라미터 (진폭, 듀레이션, 주파수 성분) 및 전자파의 결합특성을 결정하기 위한 적절한 분석이 필요하다.

## 3.2 내부충전 설계

### 3.2.1 내부 충전효과

내부충전은 위성의 표면층을 투과해서 유전체나 절연된 도체 내에 축적되는 현상으로 전형적으로  $300 keV$  이상의 에너지를 갖는 전자가 그 원인이 된다. 비록 이들 에너지에 의한 충전전류가 표면 충전전류에 비하여 낮아도 광 방출이나 이차 방출이 없기 때문에 상대적으로 충전전류를 줄일 수 있는 반대(reverse) 전류가 적다.

보통 전하의 축적을 막기 위하여 벌크 도체를 이용될 수 있으며 유전체로 전하의 축적을 방지할 수 있는 가능성은 없다. 내부충전에 의하여 생기는 정전기 방전은 위성체의 패러데이 캐이

지 내에서 일어날 수 있고, 케이블 차폐나 프린트 회로 보드에서 생길 수도 있다. 따라서 이러한 현상은 민감한 전장품에 직접적인 결합경로가 된다. 전장품의 오동작이나 디바이스의 손상은 보통 이러한 내부충전에 의하여 발생된다.

전자가 유전체나 절연된 도체에 축적된다면 인접한 곳에 강한전계가 만들어진다. 근본적으로 낮은 절연체의 전도도에도 불구하고 유입된 전류의 상당한 양이 강한전계에 의하여 누설될 수 있다. 내부충전은 누설전류가 정전기 방전에 필요한 스테쉬홀드 이하로 축적된 전류를 접지 기준면으로 누설시키지 못하면 위험하다. 유전체의 전도도  $\sigma$ 는 방전의 위험성을 결정하는데 중요한 인자이다. 그러한 영향을 주는 것은 전계레벨, 온도, Dose rate, Total dose 등과 같은 여러 가지 인자가 있다.

비록 내부충전이 유전체와 연관되어 다루어지고 있지만 절연된 금속도체도 정전기 방전의 과정에서 상당히 큰 위협이 된다는 것을 알 수 있다. 이것은 전기장이 도체 내에서 만들어지지는 않지만, 도체를 접지에서 분리하기 위하여 이용되는 절연체 사이에 강한 전계가 존재하기 때문이다. 내부충전은 표면효과에서 심각하게 나타나는 외부 플라즈마나 필드의 측정에 오염원이 되지 않지만 생성된 전계는 위성 시스템의 임무를 위한 측정결과에 문제를 야기할 수 있다.

### 3.2.2 내부전계의 제한설계

내부충전을 제어해야 하는 목적은 유전체 내에 또는 절연된 도체와 국부접지 사이에 전계를 제한하는데 있다. 일반적으로 위성 시스템에 이용되고 있는 양질의 유전체는 그들의 내부 전계가  $2 \times 10^7 V/m$  이상 일 때 파괴된다.

그러나 국부적인 전계의 증가로 인하여 이보다 훨씬 낮은 전계레벨에서 정전기 방전에 의한 펄스가 생성될 수 있다는 것이 실험을 통하여 검증되었고, 이에 ESA[3]에서는  $1 MV/m$  이하의 전계를 유지할 수 있도록 설계에 권장하고 있으며, 또한 유전체에 대하여  $100 V/mil$  ( $4 \times 10^6 V/m$ ) 이하의 전계를 유지할 수 있도록 하고 있다.

내부충전의 문제를 피하기 위한 접근방법[4]으

로 차폐를 이용하여 축적전류를 제한하도록 하기도 한다. 정지궤도에서 내부충전 플럭스는  $1 pA/cm^2$  정도이며, 저궤도 위성의 환경에서는 이보다 낮다. ESA에서는  $10^{12} \Omega - cm$  정도의 저항을 통하여 평형 유지할 수 있도록 전하의 경로를 제공하도록 하고 있으며 이러한 상태에서 국부적인 높은 전계의 스트레스홀드 조건은 거의 생기지 않는다. 이러한 전도성 레벨은 정지궤도 위성 시스템 설계에서 상당한 안전성 마진을 포함하게 되는데 이는  $100 V/m$ 까지 전계를 제한하도록 반영하고 있기 때문이다.

### 3.2.3 접지

표면충전과 마찬가지로 내부충전에 대한 설계에서 가장 중요한 것은 접지기술이다. 내부충전에 대한 접지기술은 사용하지 않는 편이나 컨넥터 편은 절대적으로 접지하도록 하고 있다. 그러나 허용할 수 있는 최소한의 크기가 정의되어 있다. 보조 케이블, 회로 트레이스, 표면적이  $3cm^2$  이상의 (회로 보드에서 전도성 소자는  $0.3cm^2$ ) 다른 전도성 소자 또는 길이가  $25cm$  이상의 길이에 대하여는 모든 복사성 스파트 차폐를 위한 흐름의 경로를 제공하기 위하여 기준접지를 해야 한다.

ESA에서는 최소한의 크기를 정의하고 있지는 않았지만 모든 금속소자는 접지경로가 분명하게 제공되어야 한다고 간단하게 설명하고 있다. 이러한 규격은 구조소자, 스파트 차폐, 트랜스포머 코어, 소자의 금속 패키징, 사용되지 않는 PCB 트랙 등이 포함된다. 또한 지상시험에는 사용되었으나 궤도에서 사용하지 않는 케이블이나 릴레이의 동작을 통하여 일시적으로 절연되는 케이블, 보조 모드에 있는 안테나 급전 등이 포함된다. 전도성 경로는 높은 전도도가 필요한 것은 아니다.  $10^{12} \Omega$  이하의 저항이면 내부충전에 충분하지만 실제로 다른 전자파 양립성의 이유로 사용되고자 하는 저항은  $10^6 \Omega$  이하로 제한하고 있다.

유닛의 신호나 전원 접지는 그들이 위성의 구조체에 연결되는 접지방법에 주의를 해야 하는데, 정전기 방전의 목적을 위한 이들의 접지는

직접 연결하는 것이 가장 바람직하다. 전기회로는 전원접지와 분리되어야 하는데 만약 전원접지에 분리할 수 없다면, 신호 접지는  $10k\Omega$  이상의 누설저항을 통하여 기준점을 제공해야 한다.

### 3.2.4 차폐

위성체 내의 모든 위치에서 전기력 플럭스(electric flux)가 정의되어야 하며, 내부충전 효과를 피하기 위하여 다음과 같이 전자회로의 차폐를 설계에 반영해야 한다.

- (1) 만약,  $2.8mm$  알루미늄과 같은 정도라면, 추가적인 차폐는 필요 없고, 전자이동에 의한 영향분석도 무게를 줄이고자 하지 않는 한은 필요가 없다. (정지궤도에만 적용)
- (2) 만약, 계산된 플럭스가  $0.1pAcm^{-2}$  라면, 회로는 추가적인 차폐를 하지 않아도 된다. 단, 10 시간에  $10^{10}e/cm^2$  이하
- (3) 만약, 입사 플럭스가  $0.1 - 0.3 pAcm^{-2}$  사이에 있다면, ESD 1 등급 회로 정도의 민감하거나 오동작이 일어나기 쉬운 정도의 회로라는 것을 알고 있다면  $0.1pAcm^{-2}$  레벨로 차폐해야 한다.
- (4) 만약, 입사 플럭스가  $0.3 - 1 pAcm^{-2}$ 이고 ESD 2 등급의 민감한 회로가 존재하면  $0.3pAcm^{-2}$  레벨로 차폐해야 한다.
- (5)  $1pAcm^{-2}$  이상에 노출되는 회로는, IESD (Internal ESD) 문제를 야기할 수 있다.

또한 위성체 자체의 차폐된 공간에 부분적으로 존재하는 Wiring과 Cable 역시 차폐되어야 한다. 정전기 방전에 대한 보호의 목적으로 하는 케이블 차폐나 다른 어떠한 종류의 케이블 차폐는 다음과 같이 차폐된 공간으로 들어가는 위치에서 위성체 자체의 차폐된 공간과 패러데이 케이지의 완결성을 유지해야 한다.

- (1) 케이블을 에워싸고 있는 차폐체는 하우징이나 구조체에 차폐의 완결성을 유지할 수 있도록 금속재질로 연결되는 커넥터를 360도

로 마감해야 한다.

- (2) 차폐체의 접지는 패러데이 케이지를 관통하거나 차폐된 공간 안으로 그의 접지를 받을 수 있는 핀을 이용하여 종단해서는 안 된다.
- (3) 이것은 커넥터 위치에서 하우징이나 구조접지에 차폐가 자동으로 결합될 수 있도록 해야 하며, 각각의 커넥터에서 접지되는 것을 검증하는 절차가 수립되어야 한다.

케이블 차폐의 다른 끝단도 같은 방법으로 종단되어야 하는데, 그 목적은 몇몇의 유닛이 위성체의 차폐된 공간 외부에 존재할 때 그 차폐의 완결성을 유지하는데 있다.

### 3.2.5 재질의 선택

재질의 선택에 있어 NASA에서는 부품의 재질은 낮은 온도에서 순수 벌크의 전도성 레벨이  $2.5 \times 10^{-14} \Omega^{-1}m^{-1}$  이상이라면 안전성을 고려하도록 한다. 정지궤도의 경우에 대한 전도성 재질은  $2.5 \times 10^{-15} \Omega^{-1}m^{-1}$  이상을 사용해야 한다. 실제로 이러한 정도의 수치는 그 이상의 전도성 재질을 첨가하지 않는 한은 합성체를 고려해야 하는데, 다만 세라믹은 일반적으로 허용할 수 있다. 비록 합성체를 이용하는 것이 내부 충전으로 인한 위험을 완전히 제거하지 못한다 하더라도 그 자체로서 근접한 정도의 해결 방법이 될 수 있으며, 아울러 차폐레벨을 낮게 허용할 수 있게 한다.

## 3.3 솔라어레이 설계

### 3.3.1 플라즈마와 솔라 어레이의 상호작용

솔라 어레이는 위성에 전력을 공급할 수 있는 일반적인 수단이며, 위성체 표면에 직접 설치되거나 최대 전력을 생산하기 위하여 태양면을 바라볼 수 있도록 패널을 분리하기도 한다. 저궤도에서 솔라 어레이는 중성성분을 포함하고 있는 밀도가 높은 플라즈마 환경에 놓이게 되고 높은 전압이 플라즈마 환경에 직접 노출된다. 저궤도에서 낮은 에너지의 전자는 양의 전위에서 음의 전위로 이끌려가는 것처럼 플라즈마를 통하여 기생전류를 흐르게 할 수 있다. 이러한 현상에

따라 생성된 전력이 누설 될 수 있으며, 이온의 충돌로 인하여 표면의 부식이 증가되는 이유가 될 수 있다. 위성 접지에 솔라 어레이가 부착되는 경우 저궤도 위성체는 플라즈마를 기준으로 부전위 (floating potential)가 되게 할 수 있다. 만약 어레이의 끝이 양의 단자에 부착된다면 위성체는 전자를 모으게 되고, 거의 주변 전위를 유지하게 된다. 만약 음의 단자에 부착된다면 이온을 모으고 위성체의 전체표면에서 튀기는 현상으로 위험을 증가시킬 수 있는 높은 전위를 만든다. 이들은 주로 높은 전위를 이용하는 솔라 어레이 (100 V 이상) 에 영향을 줄 수 있다.

높은 전압을 갖는 솔라 어레이의 표면충전에 의하여 낮은 에너지의 플라즈마와 상호작용하여 정전기 방전을 야기 할 수 있으며, 이러한 플라즈마의 영향은 정지궤도 부근에서 심각한 영향을 줄 수 있다. 만약 정전기 방전이 셀 간의 간격에서 강한 국부적 전계가 생긴다면, 전류는 플라즈마를 통하여 누설된다. 솔라 어레이의 높은 전류는 주변의 재질에 열을 생성시킨다. 이러한 열이 지나치면 전류를 플라즈마로 더욱 잘 흐르게 할 것이며 그것은 영구적인 영향을 줄 수 있는 아크를 생성한다. 이것은 솔라 어레이의 스트링을 완전히 전소시킬 수 있다. 솔라 어레이의 전위는 그들이 평면의 표면으로부터 Townsend (Paschen) 방전을 일으킬 수 있는 최소 파괴전압 이하가 되는 150V 이하를 유지해야 한다. 다듬어지지 않은 날카로운 에지의 경우에 전계는 국부적으로 증가하게 되고, 이는 낮은 전압에서 방전을 일으킬 수 있다. 또한, 다른 높은 전압 시스템이나 미래의 솔라 어레이는 보다 높은 전위를 갖기 때문에 저궤도의 잔여 대기에서 방전의 가능성이 커지게 되는 이유가 될 것이다.

### 3.3.2 충전과 이차 아킹 전류제어 설계

ESA에서는 정전기 방전을 피하기 위한 필요성에 따라 다음의 설계 지침을 제공하고 있다.

- (1) 부분도체가 이용되어야 하며, 유전체의 이용은 시험과 해석을 통하여 사용자에게 의하여 인정된 것으로 제한되어야 한다.
- (2) 어떠한 금속 파트도 최소 사이즈에 무관하

게 패널구조에 연결되어야 한다.

- (3) 접지된 금속 파트는 5 mm 이내에서 부분도체에 의하여 에워싸져야 한다. 만약, 승인에 의한 인정을 받은 높은 정도의 절연성 유전체 (부분적인 도체규격의 저항성을 초과하는)가 있다면 모든 접지된 금속부품 주위에서 5 mm 이상 떨어져 있어야 한다.
- (4) 만약, 작은 금속 ( $2\text{cm}^2$  이하) 부품이 높은 절연 유전체로부터 분리될 수 없다면, 금속 파트는 부류한 상태로 두거나 접착 캡톤으로 덮여야 한다.
- (5) 높은 절연성 유전체의 인접한 곳에  $2\text{cm}^2$  이상의 표류 도체 파트는 없어야 한다.
- (6) 높은 저항성의 유전체를 갖는 와이어의 끝은 도전성 유전체로 감싸주어야 한다.
- (7) 와이어는 그들의 절연 슬리브 위에 있는 패널에 고정되어야 한다. 어레이 스트링의 와이어 인근 노출된 끝을 고정하는데 이용된 접착 점은 노출된 끝단으로부터 5mm 로 분리되어야 한다.

### 3.3.3 방지기술

솔라 어레이의 설계는 플라즈마 환경과 그 환경과의 상호작용을 고려해야 한다. 아크 발생의 방지를 위한 설계는 아주 중요하다. 다음은 아크를 방지하고 그들의 손상을 최소화하도록 지상 및 비행시험을 통하여 이미 검증된 설계기술을 나타냈다.

- (1) 가급적이면 어레이의 스트링 전압은 55 V 이하가 되도록 설계해야 한다. 시뮬레이션을 위한 미소 위성체의 아킹 시험에서 스트링 전압이 약 55 V 이하의 저궤도 위성용 어레이에서 아크 트리거는 발견되지 않는다. 일식에서 나오는 솔라 어레이는 그들이 최대 전력 점에서 동작하게 되어 보다 높은 전압을 생성하므로 주의해야 한다.
- (2) 만약 솔라 어레이의 셀 에지나 연결선이 저궤도 플라즈마에 노출되고 스트링 전압이 55 V 이상이 된다면, 스트링은 두 개의 인접한 셀이 40 V 이상의 전위차가 생기지 않도록 기판에 배치해야 한다. 때때로 목마 넘기 배

열을 이용할 수 있다. 높은 전압으로 배열되는 스트링은 가급적 서로 평행하게 배열되어야 한다. 구불구불한 스트링은 어레이 폭이 만들어지지 않을 경우 이용될 수 있다. 만약 스트링 레이아웃이 인접한 셀과 40 V 이상이 되는 것을 막을 수 있는 배열로 설계할 수 없다면, 전체 스트링 전압이 초기에 아크를 트리거 하지 않도록 충분히 낮아야 한다. 현재까지 알려져 있는 어레이의 가장 낮은 아크 트리거는 약 75 V로 얇은 커버글라스 셀에서 생겼다.

- (3) 어레이의 스트링 전압이 약 75 V 이상이 되는 저궤도에서 아크 트리거는 셀이나 어레이 에지를 피막으로 주변의 플라즈마에 노출되지 않도록 완전하게 봉하여 막을 수 있다. “피막(encapsulation) 기술” 하에 위에서 언급한 경고 문구를 따라야 한다. 만약 피막기술의 적용이 불가능한 경우에는 BAKE-OUT을 통하여 전체 어레이(100 도 이상에서 일주)의 오염을 제거함으로써 300 V 이상까지 아크의 트리거를 막을 수 있다. 좋은 포장기술은 1000 V 이상의 스트링 전압까지 아크를 방지할 수 있다.
- (6) 마지막으로 비록 설계와 구성이 아크 트리거를 막는데 중요하다 해도 새로운 솔라 어레이를 구현하는 경우 저궤도 플라즈마의 모의 환경에서 반드시 시험되어야 한다. 이러한 단계는 생략되어서는 안 된다. 플라즈마에 상대적인 시험 바이어스 전압은 어레이가 일식에서 벗어날 때 (또는 표류 위성에서 예상된 가장 높은 전위)의 최대값이 이용되어야 한다. 관심 있는 전압은 적어도 궤도에 있는 솔라 어레이의 어떤 곳에서 예상된 만큼 커야 한다. 시험은 일식을 벗어나는 온도만큼 낮은 표본 온도에서 이상적으로 수행되어야 한다.

## 4 결론

다목적실용위성과 같은 저궤도 위성 시스템 개발을 위한 EMC 규격은 앞에서 논의 되었던 저궤도 플라즈마 환경에서 야기될 수 있는 정전

기 방전을 고려하여 설계에 반영하고 있다. 이들 규격은 NASA-2361[2] (위성의 충전효과를 평가하고 제어하기 위한 설계지침), NASA-4002[4] (내부충전효과에 대한 설계지침), NASA-003-212287[5] (저궤도 위성충전지침) 및 ECSS-E-20-06[3]에서 제공하고 있는 설계지침과 저궤도 위성 시스템 규격을 참고하여 정의 되었다. 위성체의 표면충전에 의한 영향으로부터 시스템을 보호할 수 있는 시스템 설계를 수행하기 위하여 설계를 위한 통제방안이 절대적으로 요구된다.

이러한 목적으로 미국에서는 NASCAP을 개발하여 저궤도 위성, 낮은 경각 고도의 위성체 시뮬레이션이나, 극광영역(POLAR)에 생성되는 위성체 전위를 결정하기 위하여 모델링하는데 이용하고, 지구자기 폭풍에 의한 위성체 충전을 모델링하는데 이용하고 있다.

또한, 위성의 구조체를 시뮬레이션 할 수 있도록 다양한 구조가 결합된 형상이나 구조의 외부 표면재질의 선택이 가능하도록 구성되어 있다. 이러한 해석 틀을 이용하여 심각한 정도의 차등충전이 일어날 수 있는 위성체의 영역을 평가하고 그 곳에서 아크방전이 일어날 수 있다는 가능성을 결과로서 보여줄 수 있도록 한다. 충전은 표면충전, 내부충전 및 높은 전압을 갖는 소자의 상호작용으로 분류된다. 유럽에서는 플라즈마 환경에 기인한 정전기 방전의 문제에 대하여 상당한 연구가 진행되어 왔으며, 위성체 시스템을 해석할 수 있는 “PickUp3D”를 개발하여 이용하여 왔고, 중국이나 일본에서도 우주 플라즈마 환경과 이에 대한 시스템 설계에 상당한 연구가 진행되어 왔다.

따라서 현재 개발되고 있는 저궤도 위성뿐 아니라 앞으로 개발하게 될 우주탐사 위성 시스템 개발을 위하여 이 분야에 대한 연구가 절실히 요구된다.

## 참고문헌

1. J. L. Herr and M. B. McCollum, "Spacecraft environment interactions: protecting against



- the effects of spacecraft charging", NASA, RP-1354, 1994, pp.1-10.
2. C.K. Purvis, H.B. Garrett, A.C. Whittlesey, and N. John Stevens, "Design Guidelines for assess and control the spacecraft charging effects", NASA, TP-2361, 1984, pp.10-18.
  3. D.J. Rodgers and A. Hilgers, "Spacecraft charging environment induced effects on electrostatic behaviour of space systems", ESA, ECSS-E-20-06, 2004, pp.1-12.
  4. D. R. Mulville, "Avoiding problems caused by spacecraft on-orbit internal charging effects", NASA, HDBK-4002, 1999, pp.1-18.
  5. D.C. Ferguson and G. B. Hillard, "Low earth orbit space- craft charging design guidelines", NASA, TM-212287, 2003, pp.1-6.
  6. D. Rodgers, D. Heynderickx and J. Demol, "Space- craft plasma interaction guidelines and handbook" ESA, 2004, pp. 31-85.