

저궤도 위성의 ESD 설계 및 해석도구

임성빈*, 김태윤**, 장재웅***

ESD Design and Analysis Tools for LEO SAT

Seong-Bin Lim*, Tae-Youn Kim**, Jae-Woong Jang***

ABSTRACT

In this paper, the electrostatic charging and discharging mechanism, and its effects in space plasma environment are reviewed and the system design control documents, ESD analysis tools and modelling techniques, and the SPIS program in Europe are introduced. A design of the satellite system against the electrostatic discharge (ESD) effects in space plasma environments is carefully taken into account at the early stage of development. In a view of the space system design, it really depended on the mission of system, electrical and mechanical configuration, system operation, and orbit condition. Behavior of the electrons and the ions in those environments may be occurred the sever problem to the satellite operation. So it is carefully understood for implementation of the satellite system. By this reason, the space environments and its effects have been comprehensively studied in U.S.A and Europe.

초 록

본 논문에서는 정전기 방전의 문제에 대한 우주 플라즈마 환경과 정전기 방전에 따른 영향을 간략하게 소개하였고, 위성시스템의 정전기 방전에 대비한 설계기술 문서의 고찰, 주요 정전기 방전 해석도구, 해석을 위한 모델링 기술 및 유럽에서 개발하고 있는 SPIS 프로그램에 대하여 소개했다. 우주의 플라즈마 환경에서 위성시스템에 대한 정전기 방전의 문제는 시스템 개발초기에 신중하게 다루어져야 한다. 이는 시스템의 목적, 구성, 전원 및 궤도환경에 따라 결정되어야 하며 시스템 설계 및 운용환경에 적합하게 적용되어야 한다. 위성체의 충전현상은 플라즈마를 구성하고 있는 전자나 양자 이온에 의한 전기적 전하의 축적으로 이것은 위성체에 심각한 영향을 줄 수 있기 때문에 위성시스템 설계를 위하여 정확한 이해가 요구되며, 이러한 이유로 미국과 유럽에서는 우주충전과 관련한 포괄적인 연구를 수행하고 있다.

Key Words : 정전기방전 (Electrostatic Discharge), 플라즈마 (Plasma), 정전기 방전효과 (ESD effects), SPINE (Space Plasma Interaction Network in Europe), SPIS (Space Plasma Interaction)

* 임성빈, 한국항공우주연구원 위성연구본부 위성시험실 우주환경시험팀
sblim@kari.re.kr

** 김태윤, 한국항공우주연구원 위성연구본부 위성시험실 우주환경시험팀
kity@kari.re.kr

*** 장재웅, 한국항공우주연구원 위성연구본부 위성시험실 우주환경시험팀
jjw0302@kari.re.kr

1. 서론

본 논문에서는 정전기 방전의 문제에 대한 우주 플라즈마(plasma) 환경과 정전기 방전에 따른 영향을 간략하게 소개하였고, 위성 시스템의 정전기 방전에 대비한 설계기술 문서와 주요 정전기 방전 해석도구, 해석을 위한 모델링 기술 및 유럽에서 개발하고 있는 SPIS 프로그램에 대하여 소개했다.

우주 충전문제는 1950년 랭머(Langmuir)에 의하여 정전기 환경연구를 위한 센서를 개발하면서 시작되었고, 이를 탑재한 로켓을 이온층 측정에 이용하면서 이 분야에 대한 연구가 시작되었다. 위성체 충전현상은 1955년에 최초로 보고되었으며 이러한 현상을 실험하기 위한 Sputnik 위성이 1957년에 개발되어 우주충전 현상의 가설을 수립하는 계기가 되었다. Sputnik #3 위성은 이온층의 전위측정이 가능한 센서를 탑재함으로써 위성이 경험하게 되는 우주충전과 그 위협의 원인을 검증하였다. 1965년에는 로켓과 위성을 이용하여 위성체 충전과정을 보다 정확하게 측정하여 실제적인 충전모델을 개발할 수 있었으며, 이때부터 우주충전 분야에 대한 포괄적인 연구가 시작되었다. 그 이후 1980년까지 플라즈마 환경과 위성체 충전 및 위성체 상호작용의 가설이 이론으로 정립되었다.

1973년 미 공군 우주시스템은 정전기 방전으로 인하여 통신위성의 전력손실과 위성 시스템의 임무 실패를 경험하였고, 이를 계기로 위성체 충전의 통제를 위한 기술개발의 공동연구로 NASCAP(NASA charging analysis program)과 같은 예측 프로그램을 개발하게 되었다. 또한 고궤도에서 위성체 충전을 측정하기 위한 SCATHA를 개발하여 위성체 충전 효과와 메커니즘에 대한 우주환경 데이터와 엔지니어링 데이터를 성공적으로 수집하였으며 플라즈마 웨이브 상호작용과 서브스톰의 연구를 위한 과학 데이터를 수집하기에 이르렀다.

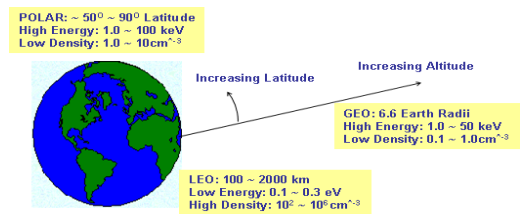
1980 이후 현재까지 위성체 충전연구는 내부 충전 현상이나 저궤도의 충전효과에 대한 많은 정보를 갖게 되었는데 이는 저궤도 위성의 초기발사와 국제 우주정거장 개발을 위한 초기계획에 따라 저궤도 충전환경에 대한 연구가 가속화 되어, DMSP 실험

위성을 이용하여 극궤도 환경을 연구하고 오로라 활동에 대한 정보를 수집하였다[1]. 한편 유럽에서는 2000년 초기에 우주 충전문제에 대한 많은 연구를 시작했으며 그 일환으로 SPINE 프로젝트를 운영하고 있다.

2. 우주환경

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 정의 한다. 플라즈마는 입자의 밀도와 입자의 에너지로 표현되며 특성은 고도와 경도의 변화에 따라 다르다. 그림 1은 고도와 경도에 따른 이온의 밀도 및 에너지 레벨을 설명하고 있다[2]. 보통 저궤도 위성이 놓이게 되는 낮은 고도와 경사각에서 플라즈마는 밀도가 높고 낮은 에너지를 가진다. 반면에 고도는 낮지만 높은 경사각을 갖는 극궤에서 플라즈마는 높은 에너지를 갖는 전자가 존재한다. 저궤도와는 달리 정지궤도 위성이 놓이게 되는 높은 고도의 플라즈마는 낮은 밀도와 지구자기 폭풍 등에 기인하여 높은 에너지를 갖는다.



자료 : NASA RP1374, 1995

그림 1. 고도와 경도에 따른 이온밀도와 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(음이온 양이온)는 감소한다. 반면에 상대 전하를 갖는 입자는 가속되고 그에 의한 전류는 증가하게 되어 전기력 필드(electric field flux)를 생성한다. 이러한 충전과정

은 전류의 평형이 이루어지는 순간까지 지속된다. 전류의 평형이 이루어지게 되면 위성체는 충전전위의 평형상태(부전위)를 이루게 된다.

2.2 상호작용

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 과정에 의하여 위성 시스템에 주는 영향은 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 튀는 현상(sputter)으로 위성체 표면재질의 열적/전기적 성질의 성능을 저하시킬 수 있다.

이러한 현상은 솔라 셀과 같이 높은 전압의 표면을 갖도록 설계하였을 경우, 이온화로 존재하는 우주

플라즈마에 노출될 때 표면은 플라즈마로부터 전류를 수집하게 되고 그 자체로 상대적으로 높은 전위차를 만들어 문제를 더욱 가속시킨다. 표 1은 우주 환경에서 위성체 서브시스템이 받을 수 있는 현상을 간략하게 보여주고 있으며[3], 위성체 레벨의 실패 및 오동작에 대하여는 참고문헌[2]에 광범위하게 수록되어 있다.

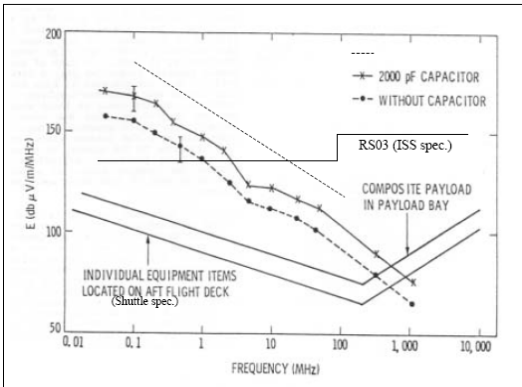
2.3 전자파 간섭현상

솔라 어레이 아크 현상은 전형적으로 아주 짧은 시간 동안 방대한 전류가 강렬하게 방전함으로서 일어난다. 놀랄 일은 아니지만 이러한 방전에 의한 전자기 스펙트럼은 아크 방전이 관측되는 동안 일반적인 전력법칙에 적용된다. 그림 2는 아크에 의하여 나타나는 스펙트럼을 주파수 대역에서 보였으며 전자파 간섭규격과 비교하였다[4].

그림 2의 곡선을 보면 작은 솔라 어레이에서 생기는 아크가 대부분의 주파수 범위에서 전자파 간섭 규격을 초과하는 것으로 나타나고 있으며 이에 의한 위성체 영향은 설계단계에서 다루어져야 한다.

표 1. 위성체 서브시스템에 대한 우주환경의 영향

Spacecraft Subsystem	Space Environments			
	Neutral Thermosphere	Thermal Environment	Plasma	Meteoroids/Orbital Debris
Avionics		Thermal design	Upsets due to EMI from arcing, S/C charging	EMI due to impacts
Electrical power	Degradation of Solar Array Performance	Solar array designs, power allocations, power system performance	Shift in floating potential, current losses, reattraction of contaminants	Damage to solar cells
GN&C/Pointing	Overall GN&C/Pointing system design		Torques due to induced potential	Collision avoidance
Materials	Materials selection, and material degradation	Material selection	Arcing, sputtering, contamination effects n surface properties	Degradation of surface optical properties
Optics	S/C glow, and interference w/sensors	Influence optical design	Reattraction of contaminants, charge in surface optical properties	Degradation of surface optical properties
Propulsions	Drag make-up fuel requirements		Shift in floating potential due to thruster firings making contact w/the plasma	Collision avoidance, additional shield increases, fuel requirements, rupture of pressurized tanks
Structures		Influences placement of thermally sensitive surfaces, fatigue, thermally induced vibrations	Mass loss from arcing and sputtering, structural size influences S/C charging effects	Structural damage shielding designs, overall S/C weight, crew survivability
TeleCOM & Tracking,	Possible tracking errors, Possible tracking loss		EMI due to arcing	EMI due to impacts
Thermal Control	Reentry loads and heating, surface degradation due to atomic oxygen	Passive and active thermal control system design, radiator sizing, freezing points	Re-attraction of contaminants, charge in absorptance and emittance properties	Change in thermal & optical properties
Mission Operation	Re-boost time lines, and S/C lifetime assessment	Influences mission planning and sequencing	Servicing (EVA) timelines	crew survivability



자료 : NASA TP212287, 2003년도
 그림 2. 작은 솔라어레이 아크에 의한 스펙트럼

2.4 설계문헌고찰

2.4.1 설계문헌

표 2는 현재까지 개발되어 널리 이용되고 있는 우주충전에 대한 주요 설계지침과 규격을 나타냈다.

표 2. 위성체 서브시스템에 대한 우주환경의 영향

No	Title	Originating institution	Date
1	Design guidelines for assessing and controlling spacecraft surface charging effects	NASA	1984
2	Space surface charging handbook	S-cubed	1992
3	Avoiding problems caused by spacecraft On-orbit internal charging effects	NASA	1999
4	Internal charging: A preliminary environmental specification for satellites	Aerospace Corp.	
5	Space environment for USAF space vehicles	USAF	1991
6	Space engineering - Space environment	ECSS	2000
7	Space engineering - Spacecraft charging environment-induced effects on the electrostatic behaviour of space systems	ECSS	2004
8	Spacecraft environment interactions: Protecting against the effects of spacecraft charging	NASA	1994
9	Low Earth Orbit Spacecraft charging design guidelines	NASA	2003
10	Thick dielectric charging/internal electrostatic discharge	NASA	1995
11	Tethers in space handbook	NASA	1991

2.4.2 NASA TP2361[5]

이 자료는 표면충전 설계규격에 준하는 자료로서 널리 이용되고 있다. 이 자료는 표면충전의 평가 및 계산을 위한 모델링, 설계와 시험방법의 선택을 위한 지침을 제공한다. 여기서 제공하고 있는 주요 설계 내용은 가능한 전도성 재료의 선택과 접지에 대한 내용으로 구성되었다. 표면충전에 대하여 제공하는 전도성 규격은 다음과 같다.

(1) 초기설계 단계

- 절연된 도체는 10^6ohms 이하로 구조체에 접지해야 한다.
- 전도성 기관위에 이용된 재료는 $10^{11} \Omega \text{cm}$ 이하의 벌크저항 가져야 한다.
- 유전체 영역 위에 적용된 재료는 가장자리에서 접지되어야 하며, $10^9 \Omega/\text{square}$ 이하의 저항을 가져야 한다.

(2) 설계종료 단계

- 절연도체의 저항(resistance) R 과 단면적 A (area)의 곱은 $RA < 10^9 \Omega \text{cm}^2$ 이 되어야 한다.
- 전도성 기관의 재료는 저항율(resistivity)과 두께의 곱이 $rt \leq 2 \times 10^9 \Omega \text{cm}^2$ 가 되어야 한다.
- 유전체 영역 위에 이용된 재료는 에지에서 접지되어야 하며 저항율, 두께, 접지로부터 최대 높이가 $rh^2/t \leq 4 \times 10^9 \Omega \text{cm}^2$ 가 되어야 한다.

(3) 임계전압과 전계

- 인접한 두 재료 사이에 상대전위는 $+500\text{V}$ 의 임계전압과 유전체와 노출된 도체사이에 임계전계 $1 \times 10^5 \text{V/cm}$ 로 정의하고 있다.

2.4.3 PL-TR-92-2232[6]

이 핸드북은 적어도 참고문헌[5]에 비하여 극광의 저궤도 환경에 이르기까지 포괄적인 충전지침을 제공하고 있다. 기본 위성설계는 참고문헌[5]을 참고하고 있으며 방전이 예상되는 위험한 레벨을 다음과 같이 정의하고 있다.

- 유전체 표면전압은 인접한 노출된 도체에 상대적으로 $+500\text{V}$ 이상,
- 유전체와 노출된 도체사이에 전계는 $5 \times 10^7 \text{V/m}$ 이 값은 참고문헌 [5]에서 제안한 위험레벨에 비하여 더 엄격한 규격으로 전도도와 두께의 곱

으로 나타냈다. 하나의 중요한 사실은 유전체 재질이 전자증가의 시간 스케일 내에서 변하지 않는다는 것을 더했다. 이것은 극광을 교차하는 수 분 정도가 되며, 정지궤도에 폭풍조건의 생성은 수 시간 정도가 되는 것으로 보인다.

이 자료는 NASCAP이나 POLAR 해석 도구를 이용하여 해석문제를 상세하게 설명하였으며 다음과 같은 단순계산을 제공하기도 했다.

- 방전은 유전체 셀의 표면 전위가 1000V 또는 위성체 구조나 노출된 도체를 기준으로 음이 되면 일어날 수 있다.
- 방전은 유전체 셀의 표면 전위가 500V 또는 위성체 구조나 노출된 도체를 기준으로 음이 되면 일어날 수 있다.

2.4.4 NASA-HDBK-4002[7]

이 자료는 고궤도 환경에서 경험하게 되는 내부 충전에 대하여 다루고 있다. 주로 전류의 축적을 제한하는데 초점을 두고 있다. 일반적으로 입사하는 내부 플럭스가 $0.1pA/cm^2$ 이하에서는 영향을 주지 않을 정도로 작은 내부 충전이 일어나기 시작하는 것으로 보였다. 여기서 설명하고 있는 임계전계는 $100V/mil(4 \times 10^6 V/m)$ 가 되는 것으로 예상하고 있다.

모든 금속은 접지를 권장하지만 $3cm^2$ 미만의 면적을 갖는 조각이나 $25cm$ 이하의 길이를 갖는 케이블은 접지하지 않아도 된다. 이것은 자세하게 설명하지 않았지만 전자장치의 상태를 변화시키는데 필요한 임계전하나 임계 에너지를 토대로 하는 것 같다. 실제로 소자의 넓은 범위에 적용되는 비트 플립의 영향에 대한 실제적인 스톱홀드 전하나 에너지를 검증하는 것은 어렵다. 따라서 수치적인 값의 제공은 개발자 스스로가 판단해야 하는 것으로 이와 관련하여 중요한 차폐문제는 다음과 같이 완화 조건을 제안했다.

- 만약 110 mils (2.8 mm) 알루미늄과 같은 것은 차폐를 보강하거나 어떠한 해석도 필요하지 않다.
- 만약 계산된 플럭스가 $0.1pAcm^{-2}$ 이하라면, 회로는 차폐를 추가할 필요가 없다.
- 만약 회로가 정전기 방전에 민감하여 1 등급 (1000V 미만)으로 분류되어 있거나 궤도에서

오동작이 알려져 있다면, $0.1pAcm^{-2}$ 이하에서도 차폐가 요구된다.

- 만약 정전기 방전에 대하여 2 등급(1000V ~ 2000V)으로 분류되어 있으면 $0.3pAcm^{-2}$ 이하의 조건에서는 차폐되어야 한다.

2.4.5 ECSS-E-10-04A[8]

ECSS 우주환경규격은 고궤도와 극광의 저궤도 환경에서 표면충전에 대한 최악의 환경으로 표 3과 같이 정의하고 있다.

표 3. 최악조건의 bi-Maxwellian 표면충전환경 (GEO)

	Electron		Ion	
	Density (cm ⁻³)	Temp. (keV)	Density (cm ⁻³)	Temp. (keV)
Population 1	0.2	0.4	0.6	0.2
Population 1	1.2	27.5	1.3	28.0

이 자료는 1979년에 SCATHA 위성에 의하여 관측한 극한 현상에 대하여 double Maxwellian 을 적용하고 있다.

2.4.6 ECSS-E-20-06[9]

이 자료는 완전하게 수립된 것은 아니지만 표면과 내부 충전효과를 포괄적으로 규정하고 있다. 이것은 표면과 내부충전을 포함하는 광범위한 위성과 플라즈마의 상호작용에 적용 가능한 규격으로 제공하고 있으며 무엇보다도 아직 모델환경이 제시되지 않고 있는 FLUMIC 환경모델이 제안되었다.

- 재료의 전도성에서 저궤도는 $2.5 \times 10^{-14} \Omega^{-1}m^{-1}$, 고궤도는 $2.5 \times 10^{-15} \Omega^{-1}m^{-1}$ 이상의 전도성이 요구된다.
- 부품의 차폐와 관련하여 저궤도는 5.6mm 알루미늄, 고궤도는 3mm 알루미늄 이상의 차폐를 요구한다.
- 충전전류는 일일 평균 $1 \times 10^{-10} Am^{-2}$ 이하의 전류밀도를 유지해야 한다.

이 규격은 플라즈마 환경에서 일어나는 상호작용과 관련한 전기 추진시스템의 관점에서 빔의 중성화, 오염, 튀기는 현상, 중성 가스효과 등에 대하여 다루고 있다.

전기 추진시스템의 시험이나 컴퓨터 모델링 특성이 설명되었고 임무형태나 궤도에 따라 규격의 재설정을 위한 지침을 제공하였다.

3. 해석 프로그램

3.1 위성체 모델링

3.1.1 해석도구

표 4는 우주충전의 문제를 예측하기 위하여 이용하고 있는 해석도구를 보여준다[10]. 대부분은 특정한 조건과 현상에 대한 해석이 가능하도록 개발되었고, NASCAP은 포괄적인 해석모듈로 구성되어 있으며, 유럽에서는 NASCAP보다 진보한 해석도구로 SPIS 프로젝트를 수행하고 있다.

표 4. 해석도구

Code Name	Description	Origin
PicUp3D	3D electrostatic plasma with charging	IRF Kiruna
SPIS	3D electrostatic plasma with charging	ONERA, Artemum
PICCHARGE	2.5D electrostatic plasma with charging	MSSL
SAPPHIRE	2.5D electrostatic plasma	Culham
NASCAP-GEO	3D analytic charging	S-Cubed US
MATCHG	1D analytic with charging	S-Cubed US
ESADDC	1D Monte Carlo internal charging	Astrium
EQUIPOT	1D analytic charging	QinetiQ
DICTAT	1D analytic internal charging	QinetiQ
ITS	1:3D Monte Carlo	Sandia US
GEAN-4	3D Monte Carlo	CERN
SILECS	Numerical Model of Spacecraft induced Local environment and contamination	ONERA
Par-T	A parallel relativistic fully 3D EM particle-in-cell code	IOA, Switzerland
PLCPluS	Hybrid PIC 2D axially symmetric, non neutral code for near plume calculation and impact of back flow	Centrosazio
DSMC	Charge neutral DSMC. 2D axially symmetric, for analysis of complex configurations like thruster in lab vacuum chamber	Centrosazio
SPARCS	Software for plasma electrostatic charging of Spacecrafts	Alcatel Space

3.1.2 위성체 모델링

모델링은 위성체 설계와 위성체 충전효과를 평가하는데 필수적인 과정이다. 이러한 과정에서 충전효과를 모델링하는 데는 4 가지 부류가 있다. (1) 주변 환경과 환경의 변동을 나타내야 하고, (2) 전하의 생성과정과 상호작용 및 위성체 주변의 전계가 모델링 되어야 하며, (3) 충전된 표면의 존재와 전위의 변위가 주어졌을 때, 신호특성과 정전기 방전의 주기를 모델링해야 하고, (4) 끝으로 영향을 받을 수 있는 위성체의 요소를 확인하기 위하여 개별 회로와 결합하는 정전기 방전 펄스를 모델링해야 한다.

3.1.3 방전환경

위성체 전위를 예측하는데 최악의 환경이 적용되어야 한다. 주변의 우주 플라즈마나 태양의 극자외선은 자연환경에서 위성체 충전 전류의 주요 소스이다. 주변의 우주 플라즈마는 전자, 양자와 다른 이온으로 구성된다. 입자는 모두 플라즈마 온도 (temperature)로 나타내지는 에너지를 가지고 있다. 이러한 환경에서 위성체는 순수 전류가 “0”이 되는 평형상태에 이를 때까지 전하가 축적된다. 표면에서의 순수전하는 주변의 전자와 이온, 이차 전자 및 광전자로 인한 전류의 합이다. 자외선으로 생성된 광전자 방출은 보통 정지궤도에서 지배적이며 위성체 전위가 빛이 있는 동안에 낮은 음의 전위가 되는 것을 막는다. 플라즈마의 밀도 또한 위성체 충전에 영향을 준다. 얇은 1 particle/cm³ 이하의 플라즈마에서 위성은 충전하게 되며 그의 표면은 수천 particle/cm² 조밀한 플라즈마 이상으로 천천히 충전한다. 또한 얇은 플라즈마 전류는 부분적으로 유전체 표면에서 누설될 수 있고, 정상상태의 표면이나 전위차는 조밀한 플라즈마에 존재하는 만큼 크지는 않다. 이들 데이터는 평균값, 표준편차 및 최악의 경우에 대한 값으로 ATS-5, ATS-6, SCATHA 위성에서 얻어진 데이터를 주로 이용한다.

3.1.4 단순 해석법

여기서 설명하고 있는 단순 해석법은 최악의 경우에 해당한다. 만약 이러한 해석이 500V 미만의

전위차를 가지면 위성체의 방전문제는 야기하지 않는다. 만약 예상된 전위가 500V를 초과하게 되면 NASCAP 코드나 다른 해석도구를 이용하여 자세하게 분석되어야 한다. 비록 위성체 충전과정이 물리적으로 복잡해도 궤도에서 사용되는 방정식은 Maxwellian-Boltzman 분포라 가정하면 표 5와 같이 간단하게 표현할 수 있다.

표 5. 최악의 정지궤도 플라즈마 환경

Electron number density	NE	cm ³	1.12
Electron temperature	TE	eV	1.2 x 10 ⁴
Ion number density	NI	cm ³	2.36 x 10 ⁻¹
Ion temperature	TI	eV	2.95 x 10 ⁴

모든 위성체 충전의 물리적 과정은 평형상태와 전류의 평형상태에 있다. 평형이 이루어진 상태에서 전위는 위성체와 우주 플라즈마 접지 사이에 전위차가 된다. 평형상태에서 주어진 표면에 대한 전류의 평형을 나타내는 기본 방정식은 전류의 향으로 수식(1)과 같이 주어진다.

$$I_E(V) - [I_i(V) + I_{SE}(V) + I_{BSE}(V) + I_{PH}(V) + I_B(V)] = I_T \quad \text{(수식 1)}$$

구형의 형태를 갖는 물체와 Maxwell-Boltzmann 분포에 대하여 첫 번째 차수의 전류밀도는 다음과 같다.

- 전자

$$J_E = J_{E0} \exp\left(\frac{qV}{kT_E}\right) \quad V < 0 \text{ 반발}$$

$$J_E = J_{E0} \left[1 + \left(\frac{qV}{kT_E}\right)\right] \quad V > 0 \text{ 인력}$$

- 이온

$$J_I = J_{I0} \exp\left(-\frac{qV}{kT_I}\right) \quad V < 0 \text{ 반발}$$

$$J_I = J_{I0} \left[1 - \left(\frac{qV}{kT_I}\right)\right] \quad V > 0 \text{ 인력}$$

- 전류밀도 파라미터

$$J_{E0} = \left(\frac{qN_E}{2}\right) \left(\frac{2kT_E}{\pi m_E}\right)^{1/2}$$

$$J_{I0} = \left(\frac{qN_I}{2}\right) \left(\frac{2kT_I}{\pi m_I}\right)^{1/2}$$

이들 방정식과 이차방출과 후방산란 방출을 파라미터로 주어질 때, 수식(1)은 한 점에서 전위로 해석학적인 방법으로 표현할 수 있다. 이러한 모델을 해석학적 프로브 모델이라고 하고 수식(2)와 같이 설명할 수 있다.

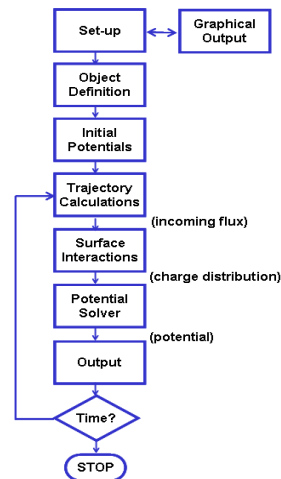
$$A_E J_{E0} [1 - SE(V, T_E, N_E) - BSE(V, T_E, N_E)] \exp\left(\frac{qV}{kT_E}\right) - A_I J_{I0} [1 + SI(V, T_I, N_I)] \left[1 - \left(\frac{qV}{kT_I}\right)\right] - A_{PH} J_{PH0} f(X_m) = I_T = 0 \quad \text{(수식 2)}$$

$$V < 0$$

3.2 NASCAP

NASCAP(NASA Charging Analyzer Program)은 정전기 방전을 계산하는데 기여하는 전류의 양을 우주환경 파라미터, 정전전위(electrostatic) 및 정전자기(magnetostatic)의 함수로 주어진다.

NASCAP 충전 시뮬레이터는 먼저 주어진 환경에서 전체 표면에 입사하는 전류와 전체표면에서 방출한 전류를 계산하고, 계산된 전류를 이용하여 전체 위성체 표면과 에워싸고 있는 공간사이에 우주 플라즈마 전위와 상대적인 새로운 정전전위를 계산한다. 이러한 과정은 사용자가 정의한 시간동안 반복되며, 그림 3은 NASCAP의 시뮬레이션 흐름도를 보여주고 있다[5]. 여기서 NASCAP에 대한 자세한 설명은 다루지 않았다.



자료 : NASA TP2361, 1984 년도
그림 3. NASCAP 시뮬레이션 흐름도

3.3 SPIS

3.3.1 SPINE 프로젝트

SPINE(Spacecraft Plasma Interactions Network in Europe) 프로젝트는 2000년 초 ESTEC 에서 개최한 유럽 우주 공동연구회의에서 위성체 충전 및 우주 플라즈마와 위성체 상호작용에 관련한 모든 영역의 공동연구 자원을 네트워크를 통하여 공유하고 이와 관련한 데이터, 결과 및 개별 해석 도구를 공유함으로써 정보를 서로 교환할 수 있는 공간으로 제안되었다.

SPINE 네트워크는 우주충진과 관련한 커뮤니티의 운용, 정례회의 주최, 포럼, 출판물을 주관하고, 워킹 그룹을 운용하고 있다. 여기에 포함되어 있는 소프트웨어 개발그룹은 SPIS와 PicUp3D가 있으며 그림 4는 현재 진행되고 있는 SPINE 프로젝트의 운용 체계를 보여준다[11].

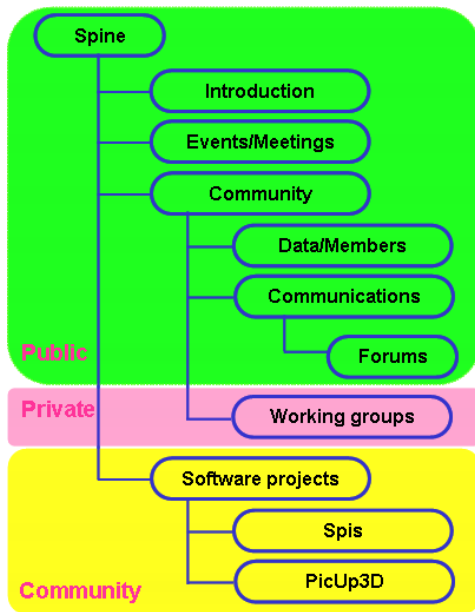


그림 4. SPINE 프로젝트 운용체계

3.3.2 SPIS 프로젝트

SPIS(Spacecraft Plasma Interaction System) 프로젝트는 우주플라즈마의 상호작용과 위성체 충전 모델링을 위한 소프트웨어 도구를 개발하기 위하여

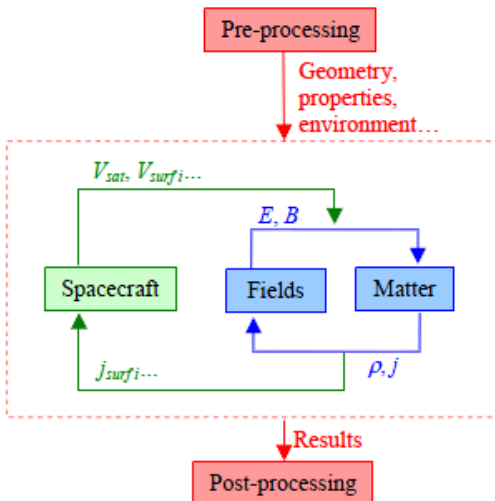
2002년 12월 공동체 운용이 시작되었다. ESA에서 후원하고 프랑스 ONERA, Artenum과 University Paris-Vii 이 개발 책임을 지고 있다. SPIS와 함께 하는 하나의 다른 프로젝트로 PicUp3D가 있으며 이는 우주충진의 상호작용을 시뮬레이션할 수 있는 과학적 수치계산의 라이브러리를 생성하고, 이 라이브러리는 플라즈마 모델을 필요로 하는 사용자에게 무료로 제공하며, 사용자나 개발자 공동체로부터 피드백을 받아 코드를 유지하고 보정한다.

PicUp3D 라이브러리는 Java 언어의 객체지향으로 작성된 3D PIC 구성모델을 토대로 한다. 소스 코드는 점차적으로 공개 소스 소프트웨어로 발표하게 되었다. PicUp3D가 우주충진의 상호작용에 대한 1 세대 모델이라면, SPIS는 2 세대 모델이다. SPIS 의 모델링 과정은 다음과 같이 구성된다.

- 모듈 단위가 종합된 해석도구로서 CAD 모델을 생성하는 단계로 경계조건과 계산영역의 입력으로 4 개의 물리적 특성을 정의해야 한다.
- CAD 구조형상을 구조체로 가져온다.
- 그룹편집기로 물성, 초기조건과 경계조건 설정
- 메시모듈을 이용하여 계산영역을 메시화 한다.
- 그룹을 변환하고 메시에 영역을 나타낸다.
- 글로벌 파라미터를 설정하고 구조와 입력을 다음 해석에 필요한 형태로 변환한다.
- 시뮬레이션을 수행하고 출력결과를 추출하여 분석할 수 있도록 제공한다.

3.3.3 모델링을 위한 우주 시스템 및 현상

모델링을 위한 우주환경은 지구궤도(LEO, PEO, MEO, GEO), 행성, 행성 대 행성 및 혜성환경 등으로 다양하고 임무에 따라 과학, 기술 및 상용 등으로 구별한다. 위성체의 자세제어는 3축 안정화, 스핀, 또는 다른 형태가 될 수 있고 보드에 장착되는 장비와 탑재체 역시 다양하며, 화학 또는 전기추진 (Hall 또는 gridded thruster, FEEP), 다른 플라즈마 소스 (접촉자, 이온, 전자), 특정한 플라즈마 분석을 위한 통신장비, 광학, 과학 검출기 등이 있으며 플라즈마 상호작용으로 인하여 임무에 따라 다양한 장애를 보이고 있다.



자료 : SPIS-UI User Requirements Doc, 2003 년도
그림 5. 시뮬레이션 흐름도

그림 5는 시뮬레이션의 흐름도를 보여준다. 플라즈마 역학은 가장 단순한 정전기 버전인 포아송의 방정식과 재질의 전달 방정식으로 결합한다. 그들의 물리적 결합을 보이는 수치해석에서 필드와 재질에 대하여 해석 루틴을 반복 수행한다. 이것은 일반적인 계산체계이며 필드 방정식은 경우에 따라 단순히 근사화한 해석학적 방법으로 줄일 수 있다.

위성체에 전위는 플라즈마의 영향에 따라 변한다. 플라즈마에 의하여 수집된 전류는 위성체 전위로 변경하고 플라즈마와 위성체의 경계에 상호작용은 입자의 수집과 방출량에 따라 계산된다.

3.3.4 모델링 체인과 구조체

SPIS-UI는 완전한 사용자 인터페이스의 프레임워크를 제공하며 이는 사용자가 모델링 체인에 따라 쉽게 운용하고 그 결과를 보장하기 위하여 각각의 단계를 명확하게 수행할 수 있도록 했다. 대부분의 공통처리는 CAD(computer aid design) 모듈, 표면의 성질 및 경계조건의 속성과 함께 위성체 형상의 정의로부터 시작한다. 이 단계는 SPIS의 전처리 단계에 해당한다.

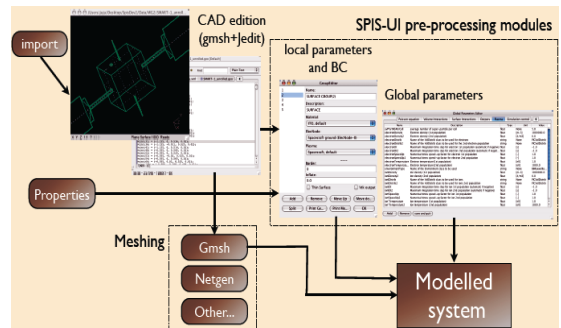
SPIS의 사용자 인터페이스는 활성화 모드에서 시뮬레이션을 수행하거나 방대한 크기의 시뮬레이션이 가능하도록 독립 수행할 수 있으며, 이는 원격

수행을 통하여 계산할 수 있는 방법을 제공한다.

SPIS는 전처리 단계에서 후처리 단계까지 그리고 시뮬레이션 단계를 포함하는 모델링 체인을 따라 이용되는 모든 도구와 도구 사이에 기능적인 링크를 제공하는 모듈라 구조체이다. 이는 구조 컴포넌트 사이에 데이터 교환과 TaskManager라 하는 중앙 집중처리를 쉽게 하도록 공통된 데이터 버스에 의하여 중심 커널이 구성되도록 했다. 기술적으로 SPIS-UI의 구조체는 Python/Jython 스크립트 언어로 만들었고 JNI 접속을 통하여 Java 또는 고유 언어에 있는 부속 컴포넌트와 인터페이스가 가능하게 되어 있다.

3.3.5 전처리 단계

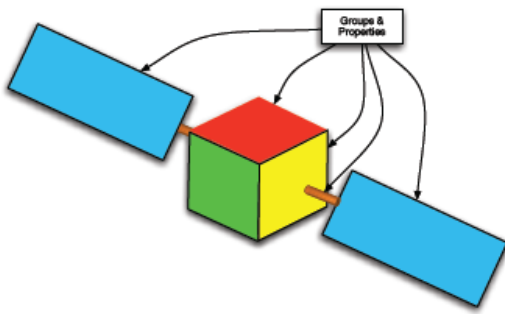
그림 6은 전처리 단계의 구성도이며, 전처리 단계는 이들 시스템의 구성단계에 해당한다.



자료 : SPIS-TD User Manual, 2007 년도
그림 6. 전처리 단계의 구성도

이것은 시뮬레이션 커널에서 필요한 모든 파라미터나 세팅을 설정하는 단계이며, 초기와 경계조건과 같은 매시의 국부적인 형상에 따르는 값을 갖도록 하는 로컬 파라미터와 시간 스텝과 같이 전체 시스템에 공통 값을 갖는 글로벌 파라미터가 있다.

여기서 중요 설정 중의 하나는 우주와 위성체로 구성되는 시스템의 형상 및 초기와 경계조건 사이에 연결이다. SPIS-UI 구조체에서 이들 파라미터는 일반적으로 그들의 값이 하나의 특정부분에 해당하므로 로컬 파라미터라 정의한다. 글로벌 파라미터는 그룹의 속성을 주고 각각의 성질을 연관지어 주는 도구로서 그림 7에서 그 예를 보여주고 있다.



자료 : SPIS-TD User Manual, 2004 년도
그림 7. 그룹과 속성설정의 예

이들에 포함된 작업은 다음과 같다.

- CAD 모델 편집 및 로딩
- 물성의 편집 및 로딩
- 재질의 물성
- 전자성질
- 플라즈마 성질
- 그룹의 설정 및 속성
- 메시

시뮬레이션 결과의 정교함은 해석 커널의 안정성과 메시의 정밀도에 따른다. 이것은 내부 물체나 모형으로 표현되는 시스템의 물리적 제한에 따라 다를 것이다. 메시의 결과는 내부의 공통 데이터 버스에서 읽을 수 있으며, 메시로 형성된 구조체의 형상은 그림 8과 같이 “Cassandary” 뷰어로 보여 줄 수 있다. 여기에는 다음과 같은 작업이 해당된다.

- 그룹의 변환과 필드의 연결
- 글로벌 파라미터 설정
- 수치적 코어의 추가적인 파라미터

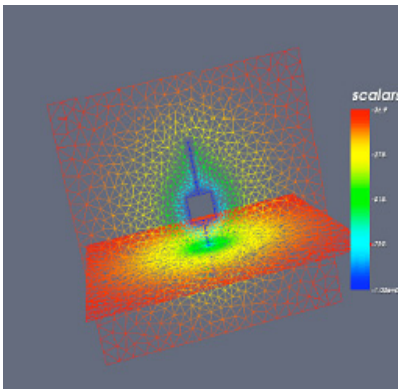


그림 8. 구조체의 메시 형상

3.3.6 수치모델 생성 및 시뮬레이션 커널제어

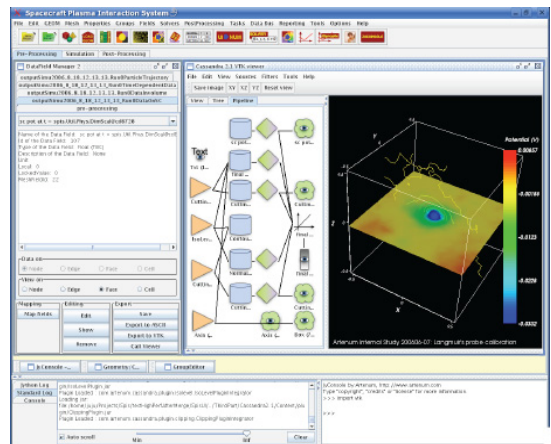
시뮬레이션은 선택한 수치해석 커널에 의하여 수행하게 되는데 SPIS-UI는 필요한 다수의 수치해석 커널을 하나로 종합하여 제어할 수 있다. 모든 모델은 해석커널의 사용자 안내에 따라 이용할 수 있다.

여기서는 시뮬레이션 및 로컬/ 원격 시뮬레이션의 수행, 수치해석 커널의 편집과 재 탑재 및 다른 파라미터의 설정이 가능하다. 이들 시뮬레이션 과정은 다음과 같이 4 단계로 구성된다.

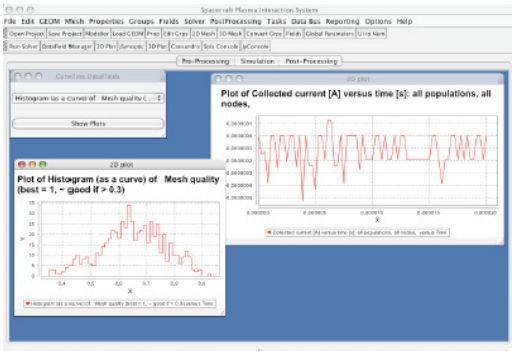
- 해석커널의 초기화
- 시뮬레이션 구성
- 시뮬레이션 수행
- 데이터 추출

3.3.7 후처리 및 데이터 분석

모든 3D 데이터는 구조화되지 않은 일련의 데이터 세트로 변환할 수 있다. 이것은 후처리 파이프라인이나 도구에서 방대한 양의 조작이 가능하도록 하는데 있다. 이러한 기능은 데이터 메니저에 의하여 다루어질 수 있으며, 그리드로 변환될 수 있다. 또한 3D 데이터 분석과 디스플레이가 가능한 도구가 제공된다. 그림 9는 후처리 데이터를 Cassandra로 디스플레이하는 예를 보이고 있으며 그림 10은 2D로 데이터 축과 시간영역의 축을 갖는 데이터 출력형태를 보여준다.



자료 : SPIS-TD User Manual, 2004 년도
그림 9. 후처리 데이터의 3D 디스플레이



자료 : SPIS-TD User Manual, 2004 년도
그림 10. 후처리 데이터의 2D 플롯

유럽에서는 2000년대 초부터 플라즈마 환경에 기인한 정전기 방전의 문제에 대하여 상당한 연구가 진행되어 왔으며, 위성체 시스템을 해석할 수 있는 “PickUp3D”를 개발하여 이용하여 왔고, SPIS 프로젝트를 통하여 관심 있는 사용자라면 항상 접근할 수 있도록 정보를 제공하고 있다.

따라서 우리도 현재 개발하고 있는 저궤도 위성뿐 아니라 앞으로 개발하게 될 우주탐사 위성 시스템 개발을 위하여 이 분야에 대한 연구가 진행되어야 할 것이라 생각된다.

참고문헌

5. 결 론

우주환경에서 충전의 문제는 사소한 오동작에서 위성체 임무의 실패를 야기할 수 있기 때문에 이러한 위험을 완화하기 위하여 위성체의 표면충전의 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 결합한 형상이나 구조의 외부 표면 재질의 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.

1. Physics of Space Environment, “S/C charging and hazards to electronics in space”
2. NASA-RP-1375, “Failures and anomalies attributed to spacecraft charging”, 1994
3. NASA-1354, “Spacecraft environment interactions: protecting against the effects of spacecraft charging”, 1994
4. NASA-03-212287, “Low earth orbit S/C charging design guidelines”, 2003
5. NASA-2361, “Design Guidelines for assess and control the spacecraft charging effects”, 1984
6. PL-TR-92-2232, “Spacecraft surface charging handbook”, 1992
7. NASA-4002 “Avoiding problems caused by spacecraft on-orbit internal charging effects”, 1999
8. ECSS-E-20-04, “Spacecraft engineering-space environment”, 2000
9. ECSS-E-20-06, “S/C charging environment induced effects on the electrostatic behaviour of space systems”, 2004
10. QinetiQ Technical note 1 (Draft), “S/C craft plasma interaction guidelines and handbook”, 2005
11. SPISUI-TN01, “User manual-Quick start”, 2007.