

## 인공위성 제품 보증 기술 동향

글/이창호 chlee@kari.re.kr 진익민

한국항공우주연구원 위성총괄사업단 위성본체그룹

### 초 록

제품보증은 크게 품질보증과 설계보증으로 구분될 수 있으며, 설계보증은 다시 신뢰성 보증, 전자 부품 및 재료 공정 관리, 오염 관리 등으로 구분된다. 품질보증의 경우에는 이미 여러 기업에서 보편적으로 적용되고 있는 개념이며, 항공우주 업계에서도 공인된 민간 인증 체계를 활용하고 있다. 반면 설계보증은 인공위성 등과 같이 운용 중 수리가 불가능한 시스템에서는 특별히 강조되어야 하는 활동이며 안정적인 위성 서비스를 제공하기 위해서는 시스템의 개발 초기부터 체계적인 설계보증 활동이 수행되어야 한다. 이에 따라 각국은 관련 기술 정보를 공유할 수 있는 국가적인 체계를 구축하여 자국 기업들의 경쟁력을 향상시키고 있다. 후발 주자인 우리나라도 이러한 추세에 발맞추어 자체적인 제품보증 기술을 확립하고 국가적인 제품보증 기술 연구 체계를 구축하여 민간 기업의 위성 시장 진출을 촉진시키고 기존 위성 개발 업체의 대외 경쟁력을 높일 필요가 있다.

주제어 : 항공우주산업, 인공위성, 제품보증

### 1. 서론

우리나라는 1992년 우리별 1호를 처음 개발한 이후 현재까지 아리랑위성 시리즈 및 과학기술 위성 시리즈를 개발하고 있으며, 무궁화 위성 시리즈를 운용하고 있는 등 총 11기의 위성을 보유한 중견 우주 국가로 성장하고 있다. 또한 선진 우주 기술의 습득에 초점이 맞추어진 초기의 위성 개발 프로그램에서 벗어나, 아리랑위성 2호는 국내 주도로 개발되었으며, 말레이시아에 소형 위성을 개발하여 수출하는 등 관련 기술의 독자적인 토대를 마련해가고 있다. 이러한 제반 상황을 고려할 때, 현 시점은 위성의 성능을 안정적으로 구현하고 이를 보증하기 위한 자체적인 제품보증 기술을 확보할 때이다.

제품보증의 주요 업무는 품질보증, 신뢰성 보증, 전기 전자 부품 및 재료 공정 관리, 오염 관리, 소프트

웨어 품질보증 등으로 구분되며, 계약 시점부터 위성의 운용 단계까지 모든 단계를 포괄하여 수행된다. 미국의 경우에는 이러한 보증의 범위를 확대하여 임무요건으로부터 할당되는 설계 요건 또한 보증의 범위에 포함시켜 임무보증이라는 개념을 적용하고 있다.

제품보증의 시작은 기술 표준이라 할 수 있을 만큼 양자 간의 관계는 밀접하다. 미국 등의 서구 선진국은 이러한 중요성을 인식하여 우주 제품에 대한 기술 표준 체계를 유지하고 있으며, 각 개발자는 이에 따라 자체의 제품보증 프로그램을 구축하여 위성을 개발하고 있다.

### 2. 제품보증 표준

기술의 표준화는 관련 분야 산업 발전의 촉매로

작용하는 중요한 인프라이다. 특히 제품보증은 요소 부품 및 설계 기술 규격, 그리고 사양에 대한 품질 및 신뢰성 보증에서부터 출발하므로 제품 보증 분야에 있어서 기술의 표준화는 매우 큰 의미를 가진다고 할 수 있다. 일반적으로 기술 표준화에 따른 이점은 다음과 같다.

- 여러 개발자간 기술의 호환이 용이하다.
- 서로 다른 분야의 유관 기술을 공유 발전시킬 수 있는 매체로 작용한다.
- 업체의 중복된 기술 투자 비용을 줄인다.
- 공공 프로그램의 객관적인 기술 평가를 가능하게 한다.

미국이 주도한 초창기 우주 개발은 대부분 군에 의해 이루어졌으며, 시스템의 개발 표준 또한 군사 표준 체계를 따랐다. 우주 분야의 선발 국가인 미국은 당시 이미 광범위한 군사 규격 체계를 유지하고 있었으므로, 각국의 위성 개발에 관련된 표준은 대부분 미국의 군사 표준 체계를 따르게 되었다. 그러나 상용 기술의 발달에 발맞추어 군사 규격 또한 상용 규격으로 대체 되는 경향이 대세를 이룸에 따라, 기존의 군사 규격 대신 민간 기구의 규격을 적용하는 경우가 늘고 있다. 이러한 움직임은 특히 유럽에서 많이 나타나는데, ESA(유럽 우주 기구)는 독자적인 표준 체계를 구축하여 미국의 표준 체계에 대응하고 있다.

### 2.1 미국의 표준 체계

전통적으로 정부 주도의 프로그램이 주류를 이루는 미국의 위성 개발 프로그램은 견고한 군사 표준 체계를 기반으로 하고 있다. 우주 산업의 규모가 커짐에 따라 우주 시스템에 특화된 국가적인 표준 체계 확립이 중요해졌고, 1959년 NASA(미 항공우주국)가 설립된 이후로 우주 분야의 기술 표준화는 NASA의 주요 업무로 자리 매김을 하고 있다.

초창기에는 이러한 기술의 표준화가 주로 아폴로나 우주왕복선 등 개별 프로그램 단위 또는 NASA 산하 연구 센터 단위로 수행되었으나, 1997년을 전후로 하여 전 NASA 수준의 기술 표준화가 시작되었다. 이를 통하여 기존의 각 연구 센터 및 프로그

램 단위로 작성되었던 기준 및 군사 규격 또는 그 밖의 민간 기준을 선별하여 NASA 선호 기술 표준(Preferred Technical Standard) 체계로 통합하여 유지하고 있다.

### 2.2 유럽의 표준 체계

미국에 비해 후발 주자인 유럽은 각국의 우주 기관 별로 별도의 표준체계를 유지하고 있었다. 그러나 미국에 비해 상대적으로 산업의 규모가 작은 유럽 각국의 표준화는 제한적으로 이루어질 수밖에 없었다. 그러나 1982년에 ESA, NASA, 그리고 CNES(프랑스 국립 우주연구소)가 함께 CCSDS(Consultative Committee for Space Data Systems)를 구성하여 유럽 우주 기술 표준화의 단초를 마련하였다. 현재, CCSDS에는 일본의 JAXA(일본 항공우주국)를 포함하여 약 10 여 개의 각국 우주 기관이 참여하고 있다.

유럽 우주 기구인 ESA는 이에 더 나아가 1993년 ECSS(European Cooperation for Space Standardization)를 출범시켜 체계적인 우주 기술의 표준화를 수행하고 있다.

ECSS의 표준화는 크게 사업 관리(Program Management), 기술(Engineering), 그리고 제품보증(Product Assurance)의 세 분야로 나뉘어 수행된다. 각 분야마다 전문위원(Panel)을 두고 표준화의 방향 및 표준화가 필요한 분야를 선정하며, 표준화가 필요한 분야가 결정된 경우에는 실무위원회(Working Group)를 구성하여 표준을 작성한다.

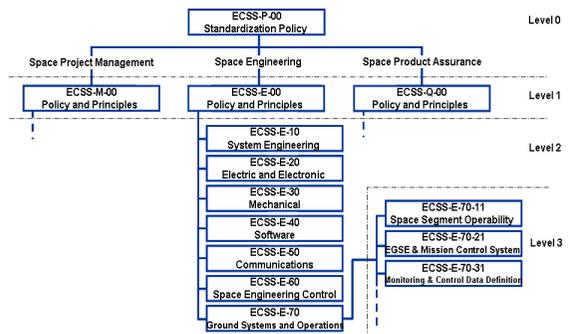


그림 2.1 ECSS의 우주 표준 체계 (1)

ECSS의 표준은 다음의 수준으로 구분된다.

- Level 0 : ECSS 체계의 정책 및 목적
- Level 1 : 해당 분야의 표준화 정책
- Level 2 : 해당 업무 또는 설계의 목적 및 기능에 대한 설명
- Level 3 : 세부 업무 또는 설계를 수행하기 위한 방법 절차 기준

그림 2.1은 ECSS의 표준 체계를 나타내는 모식도이다.

의 등급을 규정하는데, 일반적으로 저궤도 상용위성의 경우 MIL-STD-975의 Grade 2에 준하는 등급 이상의 소자를 사용 한다.

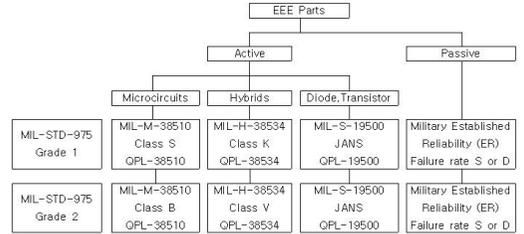


그림 3.1 MIL-STD-975의 전자 부품 품질 등급 (2)

### 3. 제품보증 기술

#### 3.1 품질보증

제품보증은 초창기의 품질보증에서 시작한 개념으로 기존의 품질보증에 설계에 대한 설계보증이 추가된 개념이다.

일반적으로 위성의 개발에 적용되는 품질보증 요건은 국제 공인 기준에 의한 일반 요건과 프로그램 별로 할당된 요건으로 나뉜다. 품질보증과 관련된 국제 공인 기준은 전통적으로 미 국방 규격(US Military Standard) 및 NASA의 품질 기준이 원용 되었으나, 최근에는 ISO 9001 및 AS 9100 등의 민간 인증 체계가 이용되고 있다.

프로그램 별로 할당된 요건은 제품보증 요건서(PAR)에 포함되어 프로그램에 반영되는데, 위성 개발의 특성상 강조되거나 별도로 고려되어야 하는 품질보증 요건이 기술된다. 여기에는 주로 불일치를 관리하고 이를 처리하기 위한 MRB 규정, 추적성(Traceability) 유지를 위한 체계, 그리고 제작 공정 관리 규정 등이 있다.

#### 3.2 전기 전자 부품 관리

##### 가. 전기 전자 부품의 등급

우주용 전자 부품의 등급은 MIL-STD-975, GSFC PPL(Preferred Parts List), 및 EPPL(European Preferred Parts List) 등에 규정되어 있다.

위성의 임무에 따라 프로그램에서 요구하는 부품

그림3.1은 MIL-STD-975의 전자 소자의 등급을 표시하고 있다.

##### 나. 전자 부품의 Screening

Screening이란 내재적인 결함 요인을 갖고 있는 부품을 선별해 내기 위하여 부품에 인위적인 스트레스를 가하는 것으로 전수시험 또는 표본시험의 형태로 수행된다. 표본시험의 경우에는 확률적 유사성을 가진 단일의 Lot 또는 Batch에 대해 수행되며, Screening 성공률이 판별 기준이 된다.

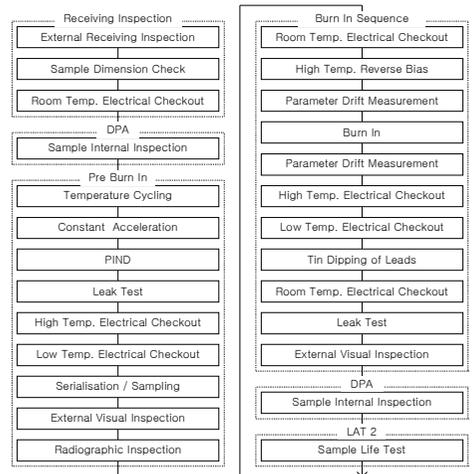


그림 3.2 반도체 부품에 대한 전형적인 Up-screening 절차 (3)

Screening 시험은 크게 LAT(Lot Acceptance Test) 또는 QCI (Quality Conformance Inspection)

등과 같이 규격서에서 요구하는 Screening과, 보다 우수한 품질의 부품을 선별하여 품질 등급을 높이기 위한 Up-screening으로 구분할 수 있다. 그림 3.2는 일반적인 반도체 부품에 대한 Up-screening 절차의 예이다.

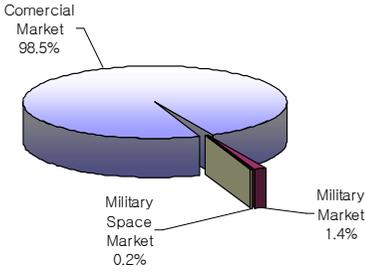


그림 3.3 세계 반도체 부품 시장 규모 (4)

다. 비표준 전자 소자

그림 3.3에서 보는 바와 같이 전자 산업의 비약적인 발전에 따라 위성용 또는 군사용 전자부품 시장의 규모는 민간 부문 시장 규모에 크게 뒤쳐져 있다.

특히 최근 들어 이러한 격차는 더욱 심해지고 있는데, 생산 규모에 따라 이윤이 좌우되는 전자 부품 산업의 특성상 많은 기업들이 군사용 또는 위성용 부품 라인을 포기하고 있다. 반면 민간 상용 부품의 성능 및 품질은 점차 개선되고, 위성 기술이 첨단으로 치달으면서 상용 시장을 대상으로 생산되는 비표준 부품을 Up-screening하여 위성에 사용하는 사례가 증가하고 있다.

라. 부품 검증

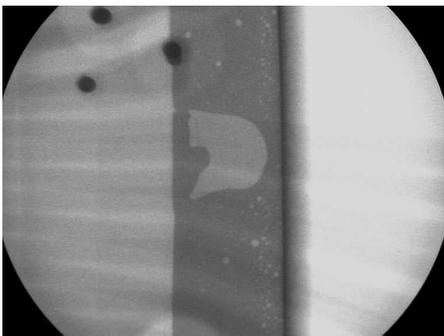


그림 3.4 패키지 내에 존재하는 Void 결함의 X-ray 화상

Screening을 거친 부품일지라도 추가적인 성능 검증을 위하여 별도의 시험을 수행하는 경우가 있다. 이는 특히 프로그램의 품질 수준을 Grade 2 이상으로 유지하고자 하나, 비용적인 측면에서 Grade 1을 적용하기 힘든 경우에 있어서, 부품의 품질을 대변할 수 있는 간략한 시험을 선정한다. 여기에 주로 사용되는 시험으로는 PIND(Particle Impact Noise Detection) 시험, X-ray 시험 또는 DPA(Destructive Physical Analysis) 등이 있다.

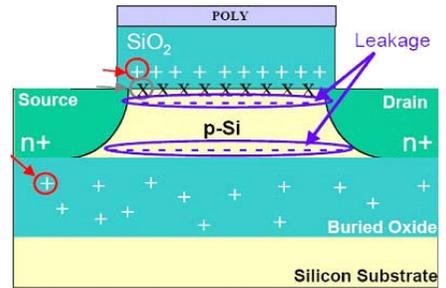


그림 3.5 반도체 부품의 TID 효과 모식도

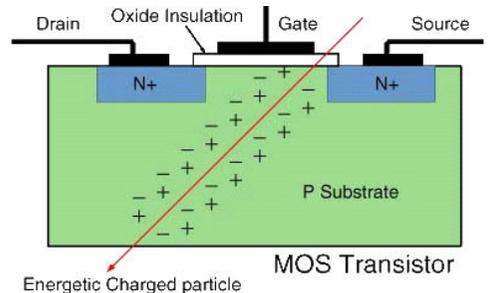


그림 3.6 반도체 부품의 SEP 효과 모식도

국내 개발 상용 위성인 아리랑위성의 경우에도 Grade 2의 품질 요건에 더하여 상기의 시험을 추가적으로 요구하고 있으며, 그 밖의 많은 상용 위성 프로그램에서 이러한 추가 검증을 수행하고 있다.

그림 3.4는 X-ray 검사를 통하여 확인된 패키지(Package) 접합 결함의 예를 나타내고 있다.

마. 입자 복사 영향

레도상에서 복사(Radiation)되는 입자가 반도체의 P-N 접합부위를 통과할 경우 반도체의 성능 저하를 일으킬 수 있는데, 비교적 낮은 에너지의 입자가 일정

기간 축적되어 영향을 미치는 TID(Total Ionizing Dose) 효과와 비교적 큰 에너지의 입자가 통과하면서 영향을 미치는 SEP(Single Effect Phenomenon) 효과로 구분될 수 있다.

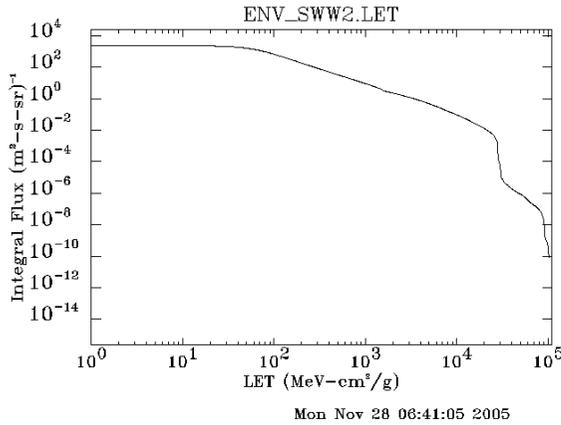


그림 3.7 SEP-Stormy Magnetic Weather (Worst Week)

일반적으로 CMOS 계열의 프로세서, 메모리, FPGA, 및 트랜지스터 등은 비교적 우주 복사에 민감하게 반응하는 것으로 알려져 있다. 그림 3.5와 3.6은 이러한 반도체 부품에 발생하는 TID 및 SEP 현상의 모식도이다.

입자 복사의 영향을 평가하기 위해서는 위성 운용 궤도 부근의 복사 환경을 예측하여야 하는데, 우주선(Cosmic Ray)에 포함된 중이온에 대해서는 CREME96 모델이 주로 사용되고, 갇힌 이온(Trapped Ion)에 대해서는 AP-8 및 AE-8 모델 등이 주로 사용된다. 그림 3.7은 600 km 고도의 태양 동기 궤도에서의 복사 환경을 나타내고 있다.

높은 임무 안정성이 필요한 군용 위성이나, 고 에너지 입자에 직접 노출되는 정지궤도 위성의 경우에는 부품의 설계 시에 입자 복사에 대한 내성을 고려한 Rad-hardened 부품을 적용하기도 하나, 부품의 종류가 제한되어 있고 고가이므로 대부분의 경우에는 기존의 표준 부품에 대한 복사 특성을 확인하여 Lot 별로 선별하여 사용하고, 필요할 경우 부분적인 차폐(Shielding)나 오류 보정(EDAC) 등의 설계 보완책을 강구한다. 그림 3.8은 차폐 해석을 위한 Lay Tracing 모델의 예이다.

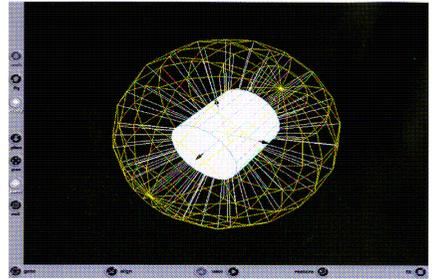


그림 3.8 Radiation Shield 해석을 위한 Lay Tracing Model (5)

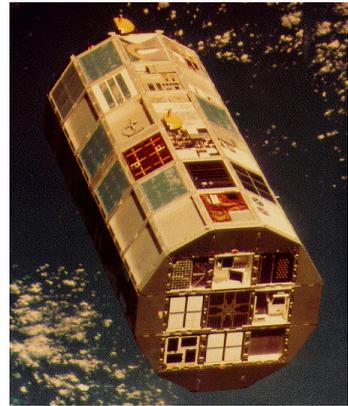


그림 3.9 NASA의 실험 위성 LDEF

### 3.3 자재 및 공정 관리

#### 가. 근지구 우주환경

위성이 운용되는 우주 환경은 10-9mbar 이하의 고진공 상태이며, 음지와 양지의 온도 차이는 수백도에 이를 수 있다. 또한 강력한 자외선 및 고에너지 입자가 끊임없이 조사 되는 극한의 환경으로서 위성에 사용되는 재료는 이러한 조건을 주어진 임무 기간 동안 견딜 수 있어야 한다. 또한 고속으로 움직이는 위성체의 RAM 표면의 경우에는 지구 대기 분자와의 충돌에 의한 손상을 견딜 수 있어야 한다.

특히, 최근 들어 위성의 수명이 길어짐에 따라 적절한 재료의 선정 및 이의 특성에 대한 연구는 매우 중요하게 되었다. 그러나 이러한 특성은 지상에서 재현하기 매우 어려울 뿐만 아니라 시험에 많은 비용이 소요되므로, 미국 등의 서구 선진국은 이러한 특성을 연구할 목적으로 시험용 위성을 개발하여 관련 재료

의 거동을 연구하고 있다. 이의 대표적인 위성으로는 NASA의 LDEF 위성과 일본 JAXA의 SERVIS 위성 등이 있다. 그림 3.9는 NASA의 LDEF 위성이다.[6]

### 나. 재료의 선정

위성 개발에 적용하는 재료는 근지구 우주환경에서의 안정성이 검증된 제품을 사용하여야 한다. 미국과 유럽은 이와 같이 위성 적용이 검증된 재료에 대한 정보를 데이터베이스화하여 자국의 위성 개발자들이 쉽게 이용할 수 있도록 하고 있다.

표 3.1 우주 환경에서의 재료의 열화 요인 (7)

분 류	환 경	열화 요인
접착제	진공	· Outgassing
	복사	· Darkening
	온도	· Embrittlement · Thermal Stress
테이프	진공	· Lifting of Tape or Bubble · Hardening
	복사	· Increasing of Absorptivity · Hardening of Polymer
	온도	· Hardening
	원자 산소	· Erosion
코팅	진공	· Outgassing
	복사	· Darkening · Embrittlement
	온도	· Thermal Stress
	원자 산소	· Erosion
유리	복사	· Yellowing · Deformation
	온도	· Thermal Shock
	원자 산소	· Erosion of Organic Glass
윤활제	진공	· Outgassing · Creep · Cold Welding
	복사	· Chemical Degradation
금속	진공	· Cold Welding
도료	진공	· Outgassing
	복사	· Embrittlement · Increasing of Absorptance
	온도	· Yellowing · Discoloration · Flaking or Cracking · Blistering
필름	진공	· Outgassing · Hardening
	복사	· Discoloration · Deformation · Embrittlement
	온도	· Embrittlement
	원자 산소	· Erosion
포팅	진공	· Outgassing
	온도	· Thermal Stress · Chemical Degradation

미국의 경우 NASA의 MSFC 등에서 이러한 활동을 주도적으로 수행하고 있으며, 재료의 특성 등은 인터넷 데이터베이스(<http://maptis.nasa.gov>)를 통하여 제공되고 있다. 단, 이는 자국의 업체에 한해 개방되고 있다. 유럽의 경우 ESA의 ECSS에서 우주용으로 검증된 자재를 선정하고 있으며 이를 기술 표준(ECSS-Q-70-71)에 수록하여 제공하고 있다.

표 3.1은 위성에 사용되는 재료의 종류별로 우주 환경에 의한 열화 요인을 개략적으로 나열하고 있다.

### 다. 공정의 선정

적절한 재료를 사용하였으나 이를 가공하거나 적용하는 공정이 완전하지 못할 경우에는 위성체의 잠재적인 고장 요인으로 작용할 수 있다. 따라서 올바른 재료의 선정 못지않게 적절한 공정의 선정이 중요하며, 위성의 개발자는 안정적인 공정을 개발하고 이를 검증하는데 많은 노력을 기울이고 있다.

미국이나 유럽 등의 서구 선진국은 공정에 대한 기준 체계를 구축하여 자국의 업체들이 표준화된 공정을 적용하도록 하고 있다. 미국의 경우에는 기존의 미 군사 규격을 기반으로 하는 체계를 유지하고 있으며, 유럽에서는 ESA의 ECSS에서 표준 공정 규격을 제정하고 있다.

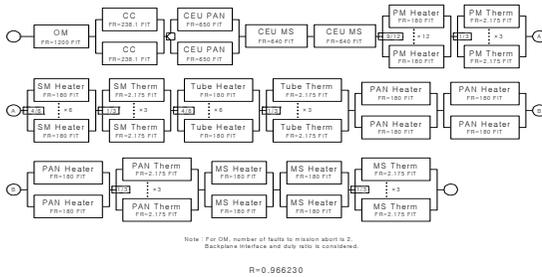
### 3.4 신뢰성

신뢰성(Reliability)이란 규정된 기간 동안 예정된 상태에서 요구되는 기능을 수행할 수 있는 확률을 의미한다. 최근 들어 여러 분야에서 제품의 성능을 보증하기 위한 방법으로 신뢰성 관리가 사용되고 있으나, 특히 인공위성과 같이 경제적 및 전략적 중요성이 크고, 운용중 보수가 불가능한 시스템의 경우에는 제품 보증의 중요한 부분으로 자리 잡고 있다.

위성체의 신뢰성 보증은 크게 시스템 신뢰성 예측과 고장 분석을 통하여 수행된다. 그러나 최근 들어 시스템 신뢰성 예측의 주요 해석 기반인 MIL-HDBK-217이 더 이상 개정 되지 않음에 따라 시스템 신뢰성 예측 보다는 체계적인 고장 분석이 강조되는 추세이다.

**가. 시스템 신뢰성 예측**

시스템의 신뢰성은 각 부품의 파손 확률을 바탕으로 하여 계산된다. 일반적으로 전자 부품의 고장 경향은 무작위 고장(Random Failure) 거동을 보이며 지수함수 거동을 따른다. 반면 기계 부품의 경우에는 마모, 부식 및 피로 등에 의해 고장율이 시간이 지남에 따라 점차 증가하며 와이블(Weibull) 모델 등을 이용하여 근사화 할 수 있다.



**그림 3.10 시스템 신뢰성 블록다이어그램의 예 (8)**

표준 부품의 고장율 정보는 전자부품의 경우 MIL-HDBK-217F 또는 ESA PSS-01-302 등의 표준 규격을 통하여 제공된다. 그러나 최근에는 이러한 표준 규격이 더 이상 개정되고 있지 않으며, 민간 규격인 PRISM 등이 사용되기도 한다. 기계부품의 경우 표준화된 규격은 존재하지 않으나 미국의 국책 연구기관인 RAC(Reliability Analysis Center)에서 제공하는 NPRD-95등이 참조되기도 한다. 그림 3.10은 시스템 신뢰성 예측을 위한 신뢰성 블록다이어그램의 예이다.

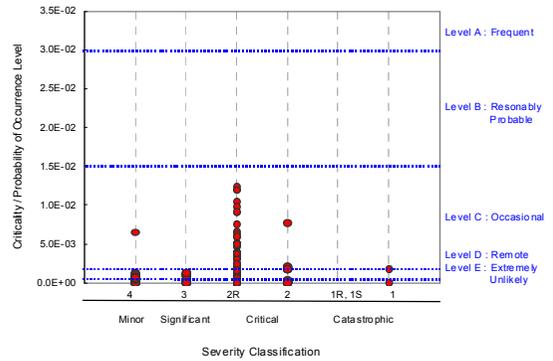
**나. FMECA**

FMECA(Failure Mode, Effect, and Criticality Analysis)는 고장의 형태와 그 영향을 밝혀내어 설계상의 취약점을 보완하는데 그 목적이 있다. 특히 위성과 같이 지상에서의 유지 관리가 제한적인 시스템의 경우에는 FMECA는 더욱 중요한 의미를 갖는다.

FMECA는 FDIR(Fault Detection, Isolation, and Recovery)과 함께 수행되어, 고장의 감지 및 극복을 위한 방안을 도출하는데 사용되며, 이를 통하여 위성 자체적인 고장 관리(On-orbit Fault Management) 기능을 구현한다.

FMECA 이외에도 시스템의 고장 영향을 확인하기 위한 분석으로는 Fault Tree Analysis, Event Tree Analysis, Sneak Circuit Analysis, 등이 있으며, 위성 개발자는 이들을 서로 보완적으로 적용하여 위성 시스템의 신뢰성을 확보하고 있다.

FMECA를 통하여 각 고장에 의한 시스템 영향을 분석하여 이를 심각 정도 및 발생 확률 별로 구분하며, 중요도 및 발생확률이 높은 고장을 가지는 품목은 설계 개선 또는 중요 품목 관리를 통하여 위험 요인을 경감시키게 된다. 그림 3.11은 FMECA의 결과로 생성된 Criticality Matrix이다.



**그림 3.11 Criticality Matrix의 예 (8)**

**3.5 오염 관리**

위성용 자재로 사용되는 코팅 자재, 접착제, 페인트, 필름 등과 같은 유기 물질이 우주의 진공 상태에 노출되면, 표면으로부터 분자 들이 지속적으로 방출되어(Outgassing) 위성체의 다른 표면에 흡착할 수 있다. 이러한 흡착이 광학 부품 또는 열제어 표면 등에 발생할 경우 위성의 성능을 저하시킬 수 있다.

위성의 각 부위에 누적되는 오염량은 오염 영향 분석(Contamination Effect Analysis)을 통하여 예측하며 이를 통하여 위성 설계의 오염에 대한 내성을 검증한다. 또한 지상 조립 시험 기간 중의 오염 허용치를 할당하여 이에 따른 오염 관리가 이루어질 수 있도록 한다. 그림 3.12는 인공위성의 오염해석을 위한 모델의 예이다.

### 3.6 소프트웨어 품질 보증

소프트웨어 품질보증은 개념 설계 단계에서 완성품의 확인까지의 모든 단계에 걸쳐 수행되며, 비행 소프트웨어뿐만 아니라 이의 개발 및 검증에 사용되는 개발 도구 및 시험 소프트웨어 등에 대하여도 수행된다.

소프트웨어의 개발단계는 소프트웨어 Life Cycle 개발 모델에 따라서 다르나 인공위성 등의 비행 소프트웨어에 일반적으로 적용되고 있는 Waterfall 개발 모델의 경우, Feasibility 단계, 요구조건 정의 단계, 설계 단계, 코드화 단계, 통합 및 시스템 시험 단계, 및 배포 단계의 8가지 단계로 구성된다. 이 모든 과정 중에 소프트웨어 제품 보증은 문서의 작성 및 승인, 해석 결과 검토, 그리고 실사 등의 형태로 참여한다.

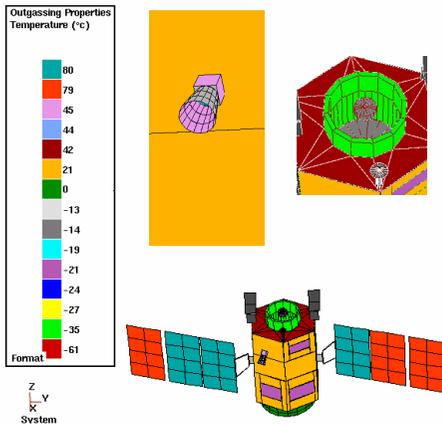


그림 3.12 인공위성 오염 해석 모델의 예

## 4. 결론

실험적인 위성 성능의 구현에서 벗어나 안정적인 위성 서비스 체계를 구축하기 위해서는 위성의 개발 초기부터 체계적인 제품보증 활동이 수행되어야 한다. 그러나 이러한 제품보증 활동은 광범위한 경험과 데이터베이스를 바탕으로 하며, 상대적으로 많은 기술 비용이 소요되므로, 서구 우주 선진국에서는 국가적으로 이러한 기술 정보를 공유할 수 있는 체계를 구축하고 데이터베이스화하여 자국 기업들의 경쟁력을 향상시키고 있다.

우리나라와 같은 후발 참여 국가들은 미국 등 서구

선진국 국가 기관이 제공하는 데이터베이스 및 기술 정보를 참조하여 제품 보증을 수행하였으나, 최근 들어서는 국가 산업의 보호 측면에서 신규 기술에 대한 정보를 자국의 업체에 한하여 제공하고 있다. 앞으로 위성 시장의 경쟁이 본격화함에 따라 이러한 경향은 심화될 것으로 생각된다.

이에 일본은 이러한 상황 변화에 대응하여 유럽의 ESA와 전자 부품 검증 체계를 공유하고 있으며, 재료 거동 및 신뢰성에 대한 자체 데이터베이스를 구축하고 있다.

후발 주자인 우리나라도 이러한 추세에 발맞추어 자체적인 제품보증 기술을 확립하고 국가적인 제품보증 기술 연구 체계를 구축하여 민간 기업의 위성 시장 진출을 촉진시키고 기존 위성 개발 업체의 대외 경쟁력을 높일 필요가 있다.

## 참고문헌

1. <http://www.ecss.nl>
2. 장영근 등, “위성 성능검증을 위한 제품보증 프로그램”, 위성통신과 우주산업, 제9권 제1호, 2001.
3. 이창호 등, “위성용 부품 선정 및 평가 방법”, 한국항공우주연구원, KARI-SB-TM-2002-001, 2002.
4. Chuck Barnes, “New Radiation Issues for spacecraft Microelectronics-COTS”, NASA JPL, 1998
5. 조영준 등, “위성내부의 TID 레벨 예측을 위한 3D Sectoring Analysis”, 한국항공우주학회 2006 추계 학술발표회, 2006
6. “Space Environmental Effects on spacecraft : LEO Materials selection Guide”, NASA, Contractor Report 1664, 1995.
7. “Data for Selection of space Materials”, ESA, PSS-01-701, 1994.
8. 이창호, “다목적실용위성 2호가 신뢰성 및 FMECA”, 항공우주기술, 제2권 제1호, 2003.