

인공위성 개발과정에서의 시스템 신뢰성 관리 프로그램

유승우 · 진영권 · 이종희

한국항공우주연구원 항공우주안전인증센터

A Study on the Reliability Management Program during Spacecraft Development

Seung-woo Yoo · Young-kwon Jin · Jong-hee Lee

Aerospace Safety & Certification Center, Korea Aerospace Research Institute

Abstract

인공위성은 지상 시스템과는 달리 극한 발사환경 및 우주환경에 노출되고, 운용 중 수리가 불가능하며, 임무 실패에 따른 위험비용이 매우 크기 때문에 고신뢰성, 고비용의 부품, 장비 및 시스템을 채택하여 개념설계단계에서부터 신뢰성을 관리한다. 신뢰성 관리의 주요 목적은 설계변경 및 개발 사이클의 반복을 최소화하고, 개발비용을 절감하며, 시스템의 신뢰성을 향상시키기 위한 것으로서, 대부분의 우주시스템 개발 프로젝트에서는 제품보증(Product Assurance) 활동의 일환으로 수행된다. 제품보증 업무는 크게 품질보증, 신뢰성 관리, EEE 부품관리, 재료 및 공정(Material & Process) 관리, 오염관리, 소프트웨어 품질보증 등으로 구분되지만, 포괄적인 의미의 신뢰성 관리 범주에 이를 모두 포함시키기도 한다. 인공위성의 개발과정에서 기술성능지표 중 하나로서 중점 관리되고 있는 시스템 신뢰성 관리의 세부기법, 프로세스, 개선 필요사항 등에 대하여 살펴보고자 한다.

Keyword : Product Assurance, Reliability Management, Reliability Program, Reliability Assessment, Fault Avoidance, Fault Tolerance

1. 서론

우리나라는 1992년 소형 인공위성인 우리별 1호를 처음 개발한 이후 불과 15년만에 과학 기술위성 프로젝트(우리별 1, 2, 3호 및 과학기술위성 1호), 다목적실용위성 프로젝트(다목적 실용위성 1, 2호), 무궁화위성 프로젝트(무궁화 1, 2, 3, 5호) 등을 통해 총 10기의 인공 위성 보유국이 되었다. 또한 선진 우주 기술의 습득에 초점이 맞추어진 초기의 위성 개발

프로그램에서 벗어나 다목적실용위성 3, 5호는 국내 주도로 개발되고 있고, 정지궤도위성인 통신해양기상위성이 2009년도 발사를 목표로 최종조립 및 시험과정을 진행하고 있다. 또한 과학기술위성 2호의 경우에는 소형위성 발사체 KSLV-1에 탑재되어 우리나라의 발사장에서도 최초로 발사될 예정이다.

1.1 우주시스템 제품보증 체계

우주기술은 21세기 첨단산업의 핵심기술이자 미래 전략기술로서 그 나라의 총체적 국력을 상징하는 종합적 척도로 인식되고 있으며, 국가안보는 물론 위성방송통신, 기후재난지형 관측 및 자원탐사 등과 같은 우주개발 필요성이 지속적으로 확대되고 있기 때문에 우리나라도 독자적인 우주개발 능력의 확보를 위하여 국가 주도의 우주개발 정책을 추진하고 있다. 우주시스템의 성공적인 개발을 위해서 우주기술 선진국에서는 제품보증 체계를 구축하여 임무 수행 중 발생할 가능성이 있는 잠재적 오류를 사전에 예방하고, 최종 성능을 보증하기 위한 활동을 진행하고 있으며, 미국의 경우에는 이러한 보증의 범위를 확대하여 임무 요건으로부터 할당되는 설계 요건 또한 보증의 범위에 포함시켜 임무보증(Mission Assurance)이라는 개념을 적용하기도 한다. 국내에서 개발되는 다목적실용위성 프로젝트의 경우에도 이와 같은 제품보증 체계를 구축하여 인공위성의 설계, 제작, 조립, 시험 및 운용의 각 단계별로 요구되는 사항을 검증하고 있으며, 주요 업무는 품질보증(Quality Assurance), 신뢰성 관리(Reliability Management), EEE 부품관리(Electrical, Electronic and Electromechanical Parts Control), 재료 및 공정 관리(Materials & Process Control), 오염 관리(Contamination Control), 소프트웨어 품질보증 등으로 구분할 수 있다.

1.2 제품보증 표준

기술의 표준화는 관련 분야 산업 발전의 촉매로 작용하는 중요한 인프라이다. 특히 제품 보증은 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 대체되는 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.

1.2.1 미국의 표준 체계

전통적으로 정부 주도의 프로그램이 주류를 이루는 미국의 인공위성 개발 프로그램은 견고한 군수 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 프로그램 단위로 작성되었던 기준 및 군사 규격 또는 그 밖의 민간 기준을 선별하여 NASA 선호 기술 표준(Preferred Technical Standard) 체계로 통합하여 유지하고 있다.

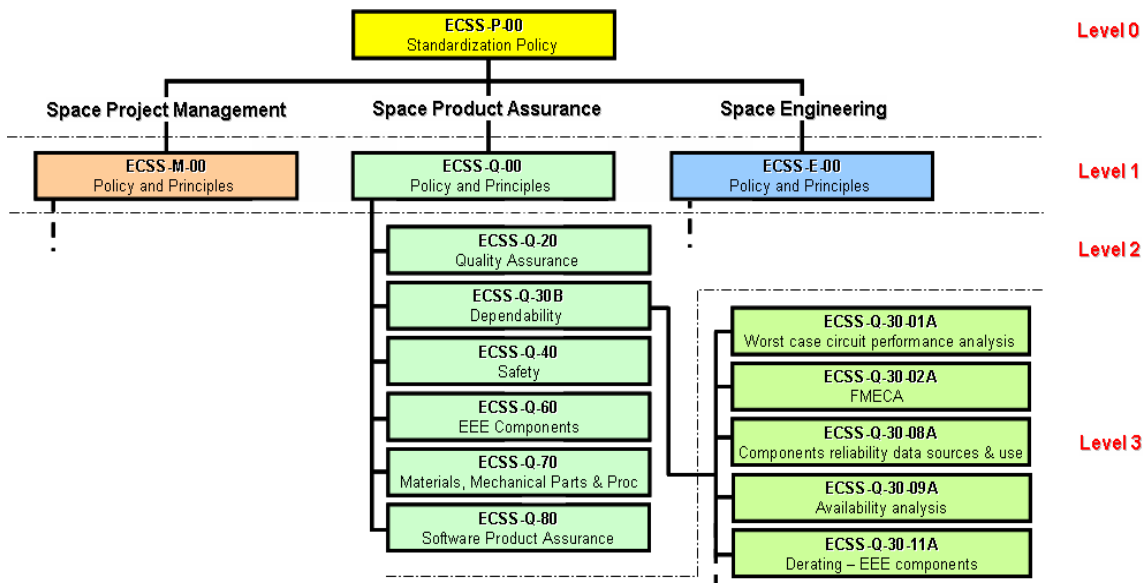
1.2.2 유럽의 표준 체계

미국에 비해 후발 주자인 유럽은 각국의 우주기관 별로 별도의 표준체계를 유지하고 있었으나, 미국에 비해 상대적으로 산업의 규모가 작은 유럽 각국의 표준화는 제한적으로 이루어질 수밖에 없었다. 따라서 1982년 ESA, NASA 및 CNES(프랑스 국립 우주연구소)가 함께 CCSDS(Consultative Committee for Space Data Systems)를 구성하여 유럽 우주기술 표준화 및 통합을 위한 기반을 마련하였다. 현재, CCSDS에는 일본의 JAXA(일본 항공우주국)를 포함하여 약 10 여 개의 각국 우주 기관이 참여하고 있다.

유럽 우주기구인 ESA(European Space Agency)는 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.

ECSS의 표준은 다음의 수준으로 구분되며, 그림 1과 같은 체계로 구성되어 있다.

- 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 1> 유럽우주표준 체계도

2. 본론

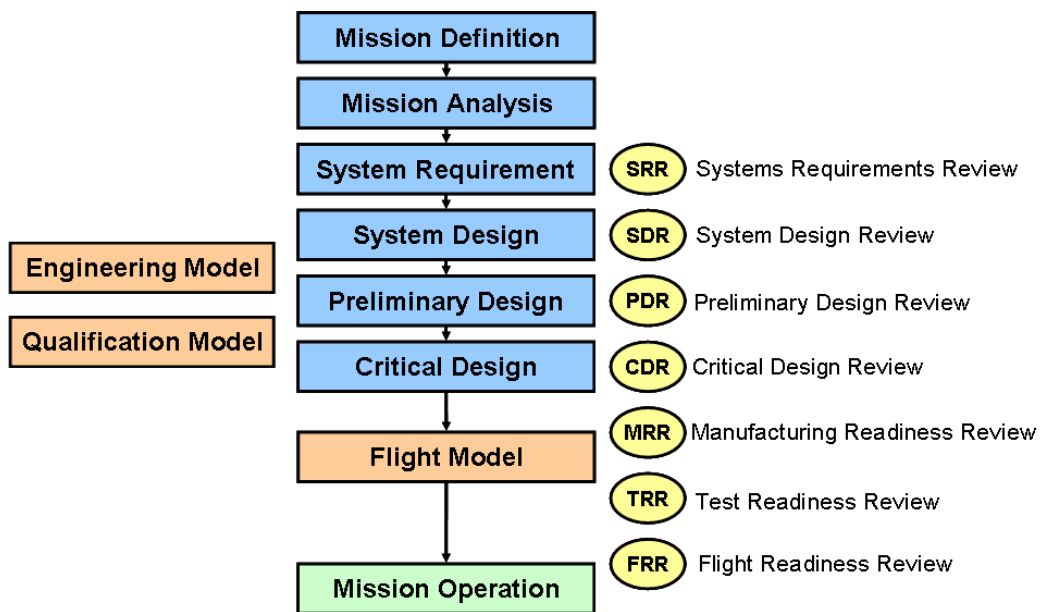
인공위성의 제품보증은 계약 시점부터 위성의 운용까지의 모든 단계를 포괄하여 수행되며, 개발단계에서 기술성능지표(TPM, Technical Performance Measure) 중 하나로써 중점 관리되는 신뢰성의 관리 프로그램은 제품보증 업무의 핵심요소이다. 인공위성 시스템 신뢰성 요구조건은 사용자 또는 개발기관에서 최상위 수준의 요건으로 제시하며, 설정된 신뢰성 및 설계수명 요구조건을 만족시키기 위하여 다음과 같은 세부 업무를 통해 관리하고 있다.

2.1 Reliability Allocation

그림 2와 같은 개발 사이클 중 시스템요구조건검토(SRR, System Requirement Review) 단계에서 설정된 위성본체(Spacecraft)와 탑재체(Payload)에 대한 시스템 신뢰성 요구조건은 시스템설계검토(SDR, System Design Review) 단계에서 subsystem 및 equipment 수준까지 top-down 방식으로 배분한다. 신뢰성 배분 결과는 subsystem 및 equipment specification의 신뢰성 요구조건으로 제시되며, 해당 수준에서의 신뢰성 분석을 위한 기준으로 활용된다. 다목적실용위성 프로그램의 경우 기존 heritage 데이터를 바탕으로 ARINC Apportionment 기법과 Feasibility-of-objectives 기법을 조합하여 allocation하며, 가중치(Weighting Factors) 계산시에는 다음과 같은 사항을 종합적으로 고려한다.

- 시스템 복잡도(System Complexity) : 시스템을 구성하는 부품 또는 부분품의 개수와 이들 조합의 복잡한 정도에 따라 등급을 적용한다.

- 기술수준(State-of-the Art) : 설계 및 제작에 있어서의 기술수준을 고려하기 위한 것으로서, 기존 개발품의 경우에는 낮은 등급을 적용하고, 신규 및 첨단 개발품의 경우에는 높은 등급을 적용한다.
- 동작 시간(Operation time or phase) : 전체 임무기간 중 해당 수준이 동작하는 시간 또는 단계에 따라 등급을 적용한다.
- 환경 조건(Environment) : 해당 서브시스템이 임무기간 중 겪게 되는 환경조건으로 열악한 환경에서 작동할수록 높은 등급을 적용한다.



<그림 2> Project Cycle

2.2 Reliability Assessment

신뢰성 관리 활동 중 신뢰성 평가는 시스템 운용 중 발생할 수 있는 고장을 사전에 예방하고, 이것이 불가능할 경우 고장의 발생 가능성을 허용할 수 있는 수준 이하로 낮추며, 운용수명 평가를 실시하여 시스템의 임무수행기간을 연장시키고, 취약부위에 대한 설계개선을 통해 신뢰성을 향상시키기 위해 적용하는 기법이다. 신뢰성 예측 및 모델링은 인공위성 시스템의 개발과정에서 설계에 대한 평가를 위해 필수적인 사항으로서, 신뢰성을 정량적으로 나타내기 위해서는 수치적인 데이터와 그 데이터를 생성하기 위한 기법의 정확성이 확보되어야 한다. 신뢰성 및 고장률 데이터는 다음과 같은 범위 내에서 채택하는 것을 원칙으로 한다.

- MIL-HDBK-217F Notice 2, Reliability prediction of electronic equipment
- ESA PSS-01-302, Failure Rates for ESA Spacecraft and Associated Equipment

- Heritage Data (similar technology, similar environment)
- Vendor supplied reliability data
- PRISM (RAC), EPRD-97, NPRD-95, RDF 2000, HRD5, FIDES, IRPH, IEEE Gold Book, Simens SN 29500, Telcordia SR-332, AT&T reliability manual
- Reliability Test Data

신뢰성 예측방법은 MIL-HDBK-217에 제시된 Parts Count Method 및 Parts Stress Method를 기준으로 하는데, Parts Count Method는 각 부품에 인가되는 스트레스 수준이 명확하지 않은 예비설계 단계 이전에 주로 적용한다. 상세설계에 대한 신뢰성 예측은 Parts Stress Method를 적용하여 개별 부품에 실제 인가되는 스트레스 수준을 적용한 고장률을 바탕으로 분석하게 된다. 이와 같은 신뢰성 예측을 위해 적용하는 기준 및 가정 사항은 다음과 같다.

- 신뢰성 예측의 대상은 비행모델(Flight Model)을 기준으로 한다.
- 임무수명에 대한 사항은 임무수명 요구조건에 따라 적용한다.
- 운용환경 조건은 임무단계에 따라 MIL-HDBK-217F에 제시된 Space Flight(S_p) 및 Missile Launch(M_l) 조건으로 가정한다.
- 전기전자 및 구동되는 기계적 하드웨어의 고장만을 고려하며, 소프트웨어 및 고정 구조물의 고장률은 0으로 가정한다.
- 별도로 명기하지 않는 경우 EEE part의 고장률은 임무수명기간동안 일정한 것으로 가정한다. (random failure)
- 개별 부품의 고장은 서로 독립적이다.
- Dormancy ratio (Non-operating Factor)는 10%로 가정한다.

신뢰성 모델링은 기능블록다이어그램(Functional Block Diagram)을 기초로 임무 성공 경로에 대한 로직을 나타내는 신뢰성 블록다이어그램(RBD, Reliability Block Diagram)을 도출함으로써 임무성공률(Probability of Success)을 계산하는 과정으로, equipment의 redundancy 구조 및 단일점고장(SPF, Single Point Failure)을 파악하는데 매우 유용하다.

2.3 FMECA(Failure Mode, Effect, and Criticality Analysis)

FMECA는 고장의 형태와 그 영향을 밝혀내어 설계상의 취약점을 보완하는데 그 목적이 있다. 특히 인공위성과 같이 지상에서의 유지 관리가 제한적인 시스템의 경우에는 FMECA는 더욱 중요한 의미를 갖기 때문에 System, Subsystem, Equipment별로 FMECA를 수행한다. 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. FMECA를 통하여 각 고장에 의한 시스템 영향을 분석하여 심각도 및 발생 확률 별로 구분하며, 심각도 및 발생확률이 높은 품목은 설계 개선 또는 중요품목관리(Critical Item Control) 절차에 따라 위험요인을 경감시키게 된다. 표 1은 심각도 유형에 따른 구분 및 정의를 나타낸 것이다.

<표 1> Severity Category

| Severity | Category | Definitions |
|--------------|----------|---|
| Catastrophic | 1 | Failure modes that could result in serious injury or loss of life (flight or ground personnel) or loss of launch vehicle |
| | 1R | Failure modes of identical or equivalent redundant hardware items that, if all failed, could result in Category 1 effects. |
| | 1S | Failure in a safety or hazard monitoring system that could cause the system to fail to detect a hazardous condition or fail to operate during such condition and leads to Severity Category 1 consequences. |
| Critical | 2 | Failure modes that could result in loss of one or more mission objectives as defined by the KARI project office. |
| | 2R | Failure modes of identical or equivalent redundant hardware items that could result in Category 2 effects if all failed. |
| Significant | 3 | Failure modes that could cause degradation to mission objectives. |
| Minor | 4 | Failure modes that could result in insignificant or no loss to mission objectives. |

2.4 Limited Life Item Control

인공위성용 부품 중 노화, 마모, 피로 및 윤활특성의 열화 등으로 인하여 수명이 제한되는 부품은 궤도상에서의 유효수명(Mission Life) 동안 기능을 수행하도록 하기 위하여 수명제한 품목(Limited Life Item)으로 선정하여 지상에서 별도의 관리를 수행하게 된다. 이를 위하여 부품의 수명제한 특성을 조사 분석하게 되는데 주요 고려사항은 atomic oxygen, solar radiation, shelf-life, extreme temperatures, thermal cycling, 윤활특성의 열화(lubricant degradation), 노화(aging), 마모(wear) 및 피로(fatigue) 등이다. 수명제한 품목은 개별적으로 유효 수명동안 누적되는 스트레스(시간 또는 사이클)에 대하여 제한을 설정하고, 지상 운용기간동안 이력관리를 수행하게 된다.

2.5 Critical Item Control

FMECA 및 신뢰성 분석 결과 등을 바탕으로 시스템 안전성, 신뢰성, 임무성공, 또는 정비성 지원이 필요한 품목에 대해서는 설계 개선 또는 부품 교체 등과 같은 방법을 통해 문제점을 제거하거나, 비용, 중량, 전력, 일정 등의 제한사항을 고려하여 리스크를 감수하고 개발을 진행하게 된다. 즉 리스크 제거가 불가능한 경우에는 중요품목(Critical Item)으로 구분하여 특별 관리를 수행하게 되며, 이러한 품목의 대상으로는 다음과 같은 경우가 해당된다.

- FMECA 결과 심각도 2R 이상인 품목
- Single Point Failure Item
- 수명제한 품목
- Negative or no heritage
- Board issues
- Subsystem Concern (if requested)
- Subcontractor's CIL

<표 2> 우주용 EEE 부품의 등급 구분 (ECSS-Q-30-08A)

| | Class S categories | Class B categories | Class B1 categories | Other |
|---------------|--|--|--|--|
| Active parts | <ul style="list-style-type: none"> ♦ MIL JAN Class S ♦ MIL QML Class V ♦ MIL QML Class K ♦ MIL JANS ♦ "S" SCD ♦ ESA/SCC Level B ♦ NASDA QTS Class I | <ul style="list-style-type: none"> ♦ MIL JAN Class B ♦ MIL QML Class Q ♦ MIL QML Class H ♦ MIL JANTXV, JANJ ♦ ESA/SCC Level C ♦ NASDA QTS Class II | <ul style="list-style-type: none"> ♦ MIL 883 B ♦ MIL QML Class M, N, T ♦ MIL QML Class D, E ♦ MIL JANTX, JAN ♦ DSCC Drawing | Level in accordance with manufacturer test flow and additional testing (user requirements) |
| Passive parts | <ul style="list-style-type: none"> ♦ MIL Class S, T ♦ MIL "S" Failure Rate ♦ MIL "R" where no "S" QPL ♦ MIL Weibull "C" ("D" if available) ♦ ESA/SCC Level B ♦ NASDA QTS Class I | <ul style="list-style-type: none"> ♦ MIL "P" Failure rate ♦ MIL Weibull "B" ♦ ESA/SCC Level C ♦ NASDA QTS Class II | <ul style="list-style-type: none"> ♦ MIL "M" or "L" Failure rate ♦ DSCC drawing | |

2.6 EEE part control

우주용 전자 부품의 등급은 MIL-STD-975, GSFC PPL(Preferred Part List), 및 EPPL (European Preferred Part List) 등에 규정되어 있다. 인공위성 개발 프로그램에서는 임무와 비용 등을 고려하여 일정 등급 이상의 부품을 적용하도록 요구하고 있다. 일반적으로 저궤도 상용위성의 경우 MIL-STD-975의 Grade 2에 준하는 등급 이상의 소자를 사용하며, 표 2는 우주용 EEE 부품의 등급을 나타낸 것이다.

EEE part는 내재적인 결함 요인을 갖고 있는 부품을 선별해 내기 위하여 부품에 인위적인 스트레스를 가하는 screening이 요구되는데, 시험 대상에 따라 전수시험 또는 표본시험으로 구분하고 시험 목적에 따라 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. 또한, 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. 다목적실용위성 프로그램의 경우에도 Grade 2의 품질 요건에 더하여 상기의 시험을 추가적으로 요구하고 있으며, 그 밖의 많은 상용 위성 프로그램에서 이러한 추가 검증을 수행하고 있다.

2.7 Parts Stress Analysis (Parts Application Review)

EEE 부품은 프로그램 초기에 설정된 부하경감(Derating) 기준에 부합하는지 Parts Stress Analysis를 통해 확인하게 된다. 설계 엔지니어는 개별 부품의 전압, 전력, 온도 등의 스트레스 수준이 부하경감 기준에 부합한지 확인하고 보고서를 작성하면 제품보증 엔지니어가 이를 검토 승인하는 절차를 따른다. 이 과정에서 부적합사항이 발생할 경우에는 부품을 교체하거나 Waiver 요청(Request for Waiver)을 통해 부품 적용조건을 변경하게 된다.

3. 결론

인공위성 개발 프로그램에서는 초기단계에 수립된 신뢰성 보증 프로그램 계획(Reliability Assurance Program Plan)을 근거로 개발단계에서의 신뢰성 관리를 수행하고 있다. 성공적인 신뢰성 관리를 위해서는 프로그램 초기단계에서부터 개발 완료시점이 아닌 임무완료 시점까지 지속적으로 유지되어야 하며, 기존 heritage를 중요시하는 우주개발 프로그램의 특성상 관련 데이터를 확보하고 이를 업데이트하여 차기 프로그램에 연계 적용할 수 있어야 한다.

초기 우주 개발 프로그램에서는 군용 또는 우주용 부품에 대한 성능 요구조건이 전자산업의 제조능력보다 상회하였으나, 최근에는 제조기술 및 품질 관리 기술이 비약적으로 발전함에 따라 우주용 또는 군용 부품에 비해 상용부품의 성능 및 품질 개선과 신뢰성 향상이 오히려 더 빠르게 이루어지고 있다. 또한 생산 규모에 따라 사업성이 좌우되는 부품 산업의 특성상 많은 기업들이 군용 또는 우주용 부품 라인을 포기하는 경우도 증가하고 있다. 따라서 앞으로는 기존의 표준부품이 아닌 비표준부품을 대체 사용하고, 개발비용 등을 고려한 설계 최적화 방안에 대한 연구가 수행되어야 한다.

참고문헌

- [1] 유승우, 이백준, 진영권(2006), 우주 시스템의 신뢰성 예측에 관한 연구, 항공우주기술, 제5권 제2호, pp. 227-239
- [2] 유승우, 이백준, 진영권(2003), 항공우주분야 신뢰성 향상 및 인증에 관한 연구, 항공우주기술, 제2권 제1호, pp. 205-212
- [3] Patrick D. T. O'connor "Practical reliability engineering", 4th edition, John Wiley & Sons, Ltd. 2002
- [4] Wiley J. Larson, James R. Wertz "Space Mission Analysis and Design", 2nd edition, Kluwer Academic Publishers, 1998
- [5] ECSS-Q-30-08A, "Components reliability data sources and their use", 2006, pp.13-34
- [6] MIL-HDBK-217F Notice 2, "Reliability prediction of electronic equipment", 1995
- [7] RAC, Reliability Toolkit : Commercial Practices Edition