

위성 우주인증 테일러링을 위한 해외 시험표준서 분석

송수아¹ · 장영근^{2,†}¹한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과²한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

Test Standards Analyses for Tailoring of Satellite Space Qualification

Sua Song¹ and Young-Keun Chang²,¹Dept. of Aerospace and Mechanical Engineering, Graduate School, Korea Aerospace University²School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

Abstract

The space qualification has to be conducted by a high level of screening to ensure the design margin of devices, materials, manufacturing processes, units, modules, and subsystem or system. The space qualification according to traditional test standards proposed by US military, NASA and ESA involve high cost and tight schedule due to their conservative requirements. It is necessary to develop a space qualification guideline that is cost-efficient and schedule-optimized for the development of domestic satellites. In this study, as a basic research to develop the space qualification guideline, the articles related to space qualification in test standards document released from military and space agency have been investigated. We are planning to utilize the results as a basic database for establishing the independent tailored space qualification guideline.

초 록

일반적으로 우주인증은 높은 수준의 스크리닝을 수행하여 소자, 재료 및 제작공정, 부품, 서브시스템 또는 시스템 설계에 대한 마진을 확인한다. 기존의 미국 군, 미 항공우주국(NASA) 그리고 유럽우주기구(ESA) 시험표준서의 우주인증은 보수적 요구조건에 기인해 일정과 비용 측면에서 과도한 경우가 많다. 따라서 국내 위성 개발을 위해 독자적인 비용 및 일정 최적화된 우주인증지침서가 필요하다. 본 논문에서는 이러한 우주인증 가이드라인 개발을 위한 기초 연구로서 해외 군 및 우주기구 시험표준서의 우주인증 항목을 비교 분석하였다. 이를 통해 테일러링(tailoring)된 독자적 우주인증 가이드라인을 구축하기 위한 데이터베이스로 사용하고자 한다.

Key Words : Test Standard(시험 표준), Space Qualification(우주인증), Protoqualification Model(PQM; 준인증 모델), Protoflight Model(PFM; 준비행모델), Environmental Test(환경시험)

1. 서 론

위성은 일단 발사하여 임무궤도에서 고장이 발생하면 수리나 보수가 불가능하기 때문에 ‘무결점(zero defect)’ 기술이 요구되며, 이는 발사 전에 발사환경 및 우주환경 시뮬레이션 시설에서 충분한 설계 마진

및 작업도 검증을 위한 인증시험과 인수시험 등을 요구한다. 특히 새롭게 개발되는 구성품은 인증모델(QM; qualification model)을 제작하여 인증시험을 수행하여 설계 마진 및 최악의 경우에서의 성능을 검증하고, 이렇게 인증된 설계 및 소자, 소재 그리고 제작 공정을 이용하여 비행모델(FM; flight model)을 개발하여 위성에 탑재하여 발사한다. 일단 파괴적이고 높은 스크리닝의 인증시험을 거친 구성품은 더 이상 비행모델로서의 사용이 불가능하다.

위성의 우주인증체계는 제품인증(product qualifi-

ation), 공정인증(processes qualification) 그리고 제작사 인증(company certification) 등으로 구성된다. 제품인증은 다시 하드웨어 인증 및 소프트웨어 인증으로 구분된다. 국내에서는 인증 제작사를 승인해주거나 제작공정을 인증해 주는 기관과 제도 자체가 부재하다. 따라서 이들 공정인증 및 제작사 인증체계가 구축되지 않은 국내에서는 하드웨어와 소프트웨어 인증을 거친다고 해도 바로 비행모델을 제작하여 실용급 위성에 탑재하는 것은 불안요소로 작용할 수 있다.

아직 국내에는 새로운 위성제품의 국산화 개발에 대해 시험표준서 또는 별도의 우주인증을 위한 가이드라인(guideline)이 존재하지 않으며, 개발 프로그램에 따라 개발자의 정책적, 기술적 판단에 따라 우주인증을 테일러링(tailoring)하고 있다. 국내에서는 우주인증의 테일러링에 관한 논문이 발표된 바 없으며, 다만 2004년 항공우주연구원이 수행한 “차세대 통신위성 우주인증기술 개발에 관한 연구” 보고서가 제출된 바 있다. 이 보고서는 우주인증보다는 열진공 챔버 시스템 국산화 설계 제작 기반 구축, 오염방지 소요기술, 발사환경 및 전자파 환경 소요기술에 초점을 두고 있다[1]. 한편, 2017년 발표된 “위성 제품보증 표준개발 및 우주용 소재·부품 인증체계 구축” 보고서에서는 우주용 소자(parts) 및 소재(materials)의 국산화 개발을 위한 인증제도 구축의 필요성을 기술하고 있다[2].

기존에 정립된 우주비행체(위성 포함) 시험표준서 또는 시험 가이드라인은 미국 군의 MIL-STD-1540E, MIL-HDBK-340A, NASA의 GSFC-STD-7000A와 NASA-STD-7002A 등이 있으며, ESA의 시험표준서로서 ECSS-E-ST-10-03C가 있다[3-8]. 이들 시험표준서 또는 가이드라인은 매우 보수적인 설계 및 개발을 기준으로 하여 위성개발에 그대로 적용 시 상당한 비용 및 일정이 소요된다는 단점이 있다. 따라서 현재 각 위성개발기관들은 각각의 임무 목적에 따라 테일러링된 독자적인 시험규격서를 사용한다[9].

본 연구에서는 해외 군 및 우주기관의 시험표준서에 제시된 우주인증을 분석하고 비교하며, 개발비용 및 일정의 최적화를 위해 테일러링된 우주인증 방안을 제시하고자 한다.

2. 우주인증을 위한 개발모델의 특성

새로운 위성용 구성품을 개발하는 경우 최종 위성탑재용 비행모델 개발을 위해 단계별로 어떤 모델을 개발하여 어떠한 검증을 수행할지 결정해야 하며, 이러한 단계별 개발모델의 결정은 개발비용 및 일정에 중요한 영향을 미치기 때문에 개발모델의 결정은 프로젝트에서 중요한 역할을 한다. 단계별로 모든 개발모델을 개발하는 것은 일정과 비용이 상당히 소요되므로, 시험환경의 수준, 헤리티지(heritage), 기술능력, 구성품 및 위성체의 기능, 신뢰성 및 구매자의 요구에 따라 적절한 개발모델을 선정하고 적합한 시험을 통해 설계 마진, 작업도 및 성능 등을 검증하게 된다.

우주인증과 연관된 개발모델에는 구조열모델(STM; structure thermal model), 시험인증모델(EQM; engineering qualification model), 인증모델(QM), 그리고 준비행모델(PFM; protoflight model) 또는 준인증모델(PQM; protoqualification model) 등이 있다.

2.1 구조열모델(STM)

구조 및 열모델은 위성체 구조물에 실제와 동일한 크기 및 질량의 더미(dummy) 부품을 장착하여 인증 수준의 진동 및 열시험을 수행하고, 질량, 체적, 발열 사항, 열전달 경로 등을 예측하기 위한 모델로 전기적인 성능은 반영하지 않는다. 대부분의 구조 및 열모델은 기계시스템 수준에서의 모델로 위성체 시스템 수준의 인증시험에 활용된다.

2.2 시험인증모델(EQM)

구성품이나 위성체 공급자가 다른 위성개발 과정에서 동일한 단위 구성품 및 조건으로 그 성능이 인증되었다는 충분한 증빙을 제공하지 못할 경우에는 개발하려는 구성품을 시험인증모델 또는 인증모델로 제작하고 인증수준의 시험을 거쳐서 설계 마진과 성능 만족도를 보여주어야 한다. 이와 관련된 인증시험은 설계의 적합성뿐만 아니라 안전 및 성능의 마진을 확인하는 것이다.

시험인증모델은 모든 면에서 비행모델과 동일한 규격서를 기준으로 제작되어야 하나, 반드시 방사능 인증을 포함한 고 신뢰성(high reliability) 소자나 소재

Table 1 Space Qualification in the Development Model, Test and Concept Validation

VM (Validation Model)	STM(Structural and Thermal Model)		FM (Flight Model)
	EM(Engineering Model) EQM(Engineering Qualification Model) QM(Qualification Model)		
Development Tests	Functional Test & Pre-Qualification	Qualification Tests	Acceptance Tests
Concept Validation	Performances Verification/ Qualification		Performances Validation

등을 사용할 필요는 없다. 시험인증모델의 시험결과를 기준으로 설계 해석의 타당성을 확인하고 비행모델의 설계 내용과 제작 기준을 확정한다. 시험인증모델은 비행모델로 사용할 수 없으며 구성품의 일부만 다른 프로그램에서 인증된 경우에는 계약자에 따라 “델타인증(delta qualification)”을 요구할 수도 있다.

일반적으로 시험모델(EM; engineering model)과 인증모델을 각각 개발할 경우에 비용과 일정 소요가 증가되기 때문에 시험인증모델 개발을 통해 두 모델의 개발 목표를 달성하는데 사용된다.

2.3 인증모델(QM)

인증모델은 고 신뢰성 소자와 소재를 사용하여 비행모델과 완전히 동일한 규격으로 제작된 모델로 인증시험을 거치며 비행용으로 사용하지는 않는다. 인증시험은 위성체나 구성품 등이 발사체나 우주환경으로부터 예상되는 최대 환경조건에서 미세한 설계 변경이나 무게가 변해도 일정한 마진을 가지고 성능을 보이는지 검증하는 시험이다.

2.3 준비행모델(PFM; protoflight model) 또는 준인증모델(PQM; protoqualification model)

통상 새로 제작된 비행모델 중 첫 번째 구성품을 준비행모델로 선정하여 준비행모델 수준의 시험을 거쳐 인증모델의 인증시험을 보완하도록 한다. 그리고 위성체계의 경우에도 인증시험 수행 시 더 이상 비행모델로의 활용이 불가능하기 때문에 비행모델을 제작한 후, 실제 비행에 사용할 수 있도록 준비행모델 수준의 시험을 수행하는 경우가 종종 있다. 준비행모델 수준의 시험은 인증시험(QT; qualification test)과 비행모델에 행해지는 수락시험(AT; acceptance test)의 중

간 수준에서 결정된다. 예를 들어, 랜덤진동시험의 경우 시험수준은 인증시험 수준으로, 시험시간은 인수시험 수준으로 수행한다. 개발기관에 따라서는 시험수준과 시험시간을 인증수준과 인수수준의 중간으로 선정하는 경우도 있다.

준비행모델 수준의 시험목적은 작업도와 설계의 적합성을 규명하기 위한 것이며, 실제 비행에 사용하는 모델이기 때문에 성능을 저하시키거나 신뢰도에 영향을 줄 수 있는 응력을 주어 시험하지 않도록 해야 한다. 다음 Table 1은 개발모델, 시험 및 개념검증 차원에서 우주인증의 역할을 보여준다.

3. 하드웨어 단계별 우주인증

우주비행체 개발에서 전기, 전자 및 전기기계 소자(EEEE; electric, electronic and electro-mechanical elements) 수준에서 구성품(부품) 수준, 그리고 서브시스템/시스템 수준까지 각각 수행되어야 하는 하드웨어 단계별 우주인증은 다음과 같다.

- 소자(감지기 및 센서 포함)의 인증(방사능시험 포함)과 스크리닝(screening)
- 제작공정 인증(process qualification)
- 구성품(부품) 인증(수명제한품목의 수명주기시험 포함)
- 서브시스템/시스템 인증

추가적으로 미세설계 변경, 우주환경 변화, 제작공정 변경 등에 따른 델타인증(delta qualification)과 비행모델로 사용이 가능한 수준의 인증을 수행하는 준인증모델 또는 준비행모델에 대한 부분인증 등이 있다.

3.1 소자 단계의 인증 및 스크리닝

소자 단계의 인증은 특정 소자의 설계, 조립, 작업숙련도(workmanship) 등이 적절하고 요구되는 환경과 성능조건에서 운용 및 생존성을 검증하는 것이다. 전통적인 인증방법은 특성 조사에 대한 광범위한 시험과 특성화(characterization)를 요구하며, 이를 위해 이미 결정된 종류의 시험과 특성화 조건을 사용한다. 이러한 접근은 일정과 비용 측면에서 값비싼 대가를 요구하지만, 특정 적용을 위해 의미 있는 인증 및 신뢰성 데이터를 얻을 수 있게 한다. 모든 전기전자소자는 프로그램의 전기적, 기계적, 환경적 그리고 신뢰성 수준 요구조건까지 인증이 되어야 한다. 인증이 되지 않은 소자 또는 부분적으로 인증된 소자에 대해서는 소자, 소재 및 공정제어위원회(PMPCB; parts, materials and processes control board)의 승인을 위한 인증 공정서가 준비되어야 하며, 여기서는 요구조건을 맞추는 조건과 시험 등을 명시한다. 소자의 인증을 위해서는 번인시험, PIND(particle impact noise detection), 누설(leak) 및 실링(sealing), 열주기시험, 파괴시험(DPA; destructive physical analysis) 등과 같은 시험을 수행해야 한다.

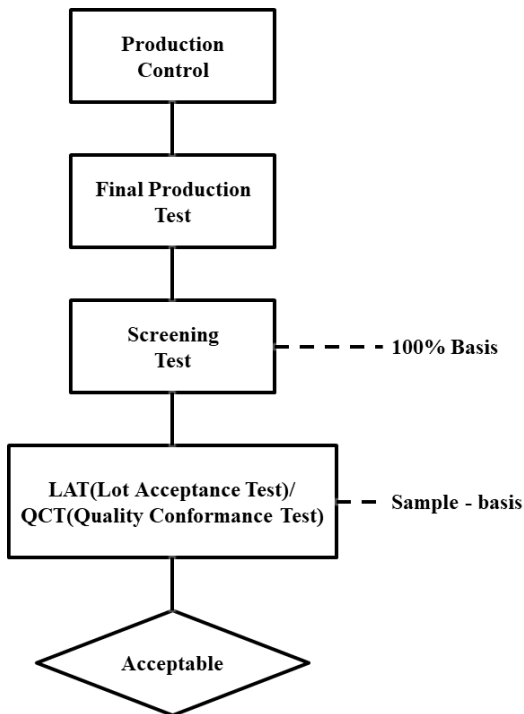


Fig. 1 Test Procedure of EEE Parts

소자의 검증시험은 개별 품질 수준에 따라 차별화된 스크리닝 및 LAT/QCI(lot acceptance test/quality conformance inspection) 시험을 거치며, 여기서 스크리닝은 해당 로트(lot)의 모든 소자에 대해 수행되고, 소자 인증시험에 해당하는 LAT/QCI는 샘플 기준으로 수행된다. 표준소자뿐만 아니라 상용소자(COTS; commercial-off-the shelf)를 포함한 비표준 소자의 경우에도 유사한 스크리닝 절차를 거치게 된다. 하지만, 비표준 소자의 경우에 스크리닝 및 LAT/QCI 시험을 위한 명세서가 존재하지 않기 때문에 소자의 특성을 고려하여 시험계획을 세울 필요가 있다. 다음 Fig. 1은 생산된 소자의 시험절차를 보여준다.

3.2 제작공정 인증

위성체 및 구성품 제작사는 요구조건에 맞는 제작공정 제어 프로그램을 계획해야 하며, 우주제품의 제작에서 열악한 우주환경에 견디기 위해 제품의 품질을 보증하기 위한 주요 공정에 대한 인증이 반드시 필요하다.

우주제품의 제작 및 조립에서 중요한 공정(예를 들어, 납땜, 용접, 크림핑(crimping), 본딩, 스테이킹(staking), 코팅 등)을 수행하기 위해서는 다음과 같은 요건이 필요하다.

- 인증 프로세스(qualified processes)
- 작업 표준서(workmanship standard)
- 작업자 인증(personnel certification)

국내에서는 우주제품 제작공정에 대한 작업자 인증 체계나 작업 표준서도 제대로 갖추지 못한 것이 현실이다. 전장품의 제작 및 조립에 대한 작업자 인증은 ESA가 지정한 훈련기관에서 교육을 이수하고 인증서를 받을 수 있으나, 주요 기계공정에 대한 교육은 NASA나 ESA에서 개방하지 않고 있다. 구조물의 경우 작업 표준서도 없이 수행하는 제한적인 쿠폰시험(coupon test)을 통한 인증은 작업자의 작업 재현성을 보장할 수 없기 때문에 완전한 인증 공정이라 판단하기 어려울 수 있다. 결국 우주 헤리티지를 얻기 전까지는 작업자의 작업도 능력을 극대화하고, 공정에 대한 인증을 확인하기 위해 많은 수의 패스파인더

(pathfinder) 제작과 환경시험을 수행할 필요가 있으며, 작업자의 작업 재현성을 얻기 위해서는 주요 공정에 대한 작업도 표준서를 작성해 일관성 있는 제작공정을 유지할 필요가 있다.

3.3 구성품(부품) 인증

위성 플랫폼(버스) 및 탑재체의 각 서브시스템을 구성하는 구성품 수준에서의 우주인증은 설계, 제작 및 조립 등이 임무 요구조건을 만족하는지 보여주기 위해 위성체 하드웨어에 엄격한 스트레스(stress)를 적용하는 것이다. 부과되는 스트레스의 유형은 위성체가 발사로부터 임무수명 말까지 겪는 환경과 연관이 있으며, 적절한 마진을 보여주기 위해 부과되는 스트레스 수준은 위성의 수명 및 인수시험 동안에 기대되는 스트레스보다 높아야 한다.

구성품(전장품) 수준에서의 기본 인증시험 요구조건은 기능시험, 열진공시험, 열주기시험, 랜덤진동시험, 정현파진동시험, 충격시험 및 전자기 적합성(EMC; electro magnetic compatibility) 등과 같은 시험으로 구성된다. 이들 기준 인증시험 항목들은 특정 프로젝트의 요구사항에 따라 조정될 수 있다.

위성용 구성품은 변화하는 임무와 요구사항을 갖지만 일반적인 인증요소는 공통의 인증활동으로 구성되며 다음 사항을 포함한다.

- 요구환경과 수명에 대한 설계 마진을 확인하기 위한 기능 및 성능 검증
- 최악의 성능, 소자의 경감(de-rating), 고장전과 억제, 단일점실패(SPF; single point failure)의 완화 및 SEE(single event effect)에 대한 허용할 수 있는 민감성 등을 확인하는 회로 해석
- 기계적 운동, 열 또는 압력주기, 그리고 배터리와 같은 전기화학적 저하 등에 기인한 마모, 드리프트(drift) 또는 피로 타입의 고장모드 또는 성능 저하에 민감한 구성품의 수명시험
- 하중(loads), 랜덤 진동, 음향, 충격, 열주기, 열진공, 전자기 호환성 및 간섭, 접지와 본딩과 관련된 설계 마진과 작업도를 검증하기 위한 환경시험
- 펌웨어(firmware), 임베디드 소프트웨어, 그리고 응용비행 소프트웨어의 기능 및 형상 검증

구성품 시험 지속시간은 시험시간이 줄어들면 결함을 발견하기 위해 많은 주기의 시험을 해야 하며, 이에 대한 위험이 증가할 수 있다. 반면, 시험 지속시간이 길어질수록 결함을 발견하기 쉬워져 실패율은 상대적으로 줄어들게 되어 신뢰성이 증가하는 장점이 있지만 이에 따른 비용 및 시간이 증가하게 된다[10]. 위성임무에 따라 위성 개발일정이나 비용이 신뢰성보다 더 중요시되는 경우에 이에 대한 적절한 테일러링이 필요하다. 테일러링에 대한 이론적 근거는 다음과 같은 항목을 기준으로 한다.

- 우주프로그램의 특정 유형
- 하드웨어의 성숙도(maturity)
- 유사한 시스템/서브시스템에 적용된 구성품의 이상 및 실패 내역
- 수명, 방사능, 열 및 기계적 응력환경 등과 같은 임무 요구사항, 등

3.4 시스템/서브시스템 인증

시스템 수준에서의 인증은 두 가지 방안이 있다. 첫 번째는 완전히 새로운 아키텍처의 위성체를 개발하는 경우, 열구조모델(STM)을 개발하여 기계적 성능에 대한 인증을 한다. 두 번째는 위성체가 기존의 헤리티지를 가지는 경우, 비행모델로 사용 가능한 준비행모델(PFM) 또는 프로토타입인증모델(PQM)을 이용하여 제한적 또는 부분적으로 인증을 수행한다. 서브시스템 수준의 우주인증시험은 서브시스템이 규격에 맞게 설계되고 성능을 만족하는지 검증하기 위해 수행한다.

시스템/서브시스템 수준의 인증시험은 전자기적합성 시험, 충격시험, 음향시험, 진동시험, 열주기시험, 열평형시험, 열진공시험, 구조 정적 하중시험 및 압력과 누설시험 등을 포함한다.

4. 해외 시험표준서의 우주인증 비교분석

본 장에서는 해외 군 및 우주기관에서 제시한 시험표준서의 우주인증 관련 내용을 비교 분석한다. 각 시험표준서는 기관의 정책 또는 임무에 따라 내용과 시험 요구조건 등이 가변적이기 때문에, 국내 위성개발을 위해 비용 및 일정 최적화를 위한 테일러링된 우주

인증 가이드라인을 개발하기 위해서는 이에 대한 분석이 필요하다. 테일러링된 국내위성용 시험표준서의 우주인증 기준 정립을 위해 각 시험표준서의 우주인증 항목에 대한 요구조건을 비교 분석하였다.

4.1 해외 시험표준서 우주인증 분석

4.1.1 MIL-STD-1540E의 우주인증

MIL-STD-1540E는 하드웨어 수준에 따른 시험표준을 제시하여 각 구성품(부품), 서브시스템 및 비행체 시스템 수준에서의 우주인증시험 요구조건을 제시하였다. MIL-STD-1540E에서 인증시험 수행 모델은 인증모델(QM)과 준인증모델(PQM)이 있으며, 인수시험 수행 모델에는 비행모델(FM)이 있다. 구성품 수준에서의 우주인증시험은 순수 구성품/유닛 수준에서만 수행되며, 검사, 규격 성능, 누설, 충격, 진동 또는 음향, 가속도, 열주기, 열진공, 압력, EMC, 수명, 파괴압력(burst pressure), 그리고 정적하중(static load) 시험 등으로 구성된다. 만약 무선주파수 회로처럼 여러 개의 구성품이 모여 하나의 기능을 제공하는 경우 구성품 시험은 어셈블리 수준에서 시험이 수행된다. 모든 구성품 및 시스템은 인증 및 인수 수준의 환경시험 요구조건을 만족해야 한다[1].

4.1.2 MIL-HDBK-340A의 우주인증

MIL-HDBK-340A의 하드웨어는 MIL-STD-1540E와 마찬가지로 인증모델, 준인증모델 그리고 비행모델 등이 있다. 구성품에 대한 인증시험은 기능, 열주기, 열진공, 랜덤 및 음향, 충격, 누설, 압력, 가속도, 수명, EMC 시험 등을 수행한다. 시스템에 대한 인증시험은 기능, 전자기 적합성, 충격, 랜덤, 음향, 압력 및 누설, 열주기, 열균형, 열진공 등의 시험을 수행한다. 인증시험에 사용되는 하드웨어는 비행시험에서 사용되는 것과 동일한 도면, 동일한 소재, 도구, 공정 및 작업자 역량의 수준 등으로부터 제작되며 인증항목은 제작된 아이템들의 그룹에서 임의로 선택한다. 위성체 또는 서브시스템의 인증시험 항목은 실행 가능한 최대범위까지의 인증 구성품을 사용하여 제작되어야 한다[3].

4.1.3 GSFC-STD-7000A의 우주인증

GSFC-STD-7000A는 인증수준의 인증모델 및 준비

행모델과 인수수준의 비행모델에 대한 우주인증시험 요구조건을 제시하였다. GSFC-STD-7000A는 탑재체, 서브시스템 및 구성품을 검증하기 위한 기본 환경 검증 프로그램과 시스템 수준의 성능검증에서 기본적인 정보 및 용어, 검증 매트릭스 작성법 등을 제시하고 있다. 환경시험 검증 프로그램에서는 환경시험에서 사용되는 용어 정리와 구조정적시험, 음향, 진동 및 열적 시험 등의 시험수준 및 지속시간 요구조건을 명시한다. 다음으로 전기적 기능 및 성능, 구조 및 기계, 전자파 정합, 열, 오염제어 및 단대단(end-to-end) 시험의 각 요구조건을 설명하는 내용으로 구성되어 있다 [4].

4.1.4 NASA-STD-7002A의 우주인증

NASA-STD-7002A에서 다루는 우주인증은 탑재체 하드웨어에 필요한 표준시험을 포함하며, 시험은 크게 기계, 열, 전자파 간섭 및 기능시험 등으로 나뉜다. 또한 요구조건은 각각 세 가지 수준의 어셈블리로 정의되는데, 이는 구성품, 모듈형 서브시스템/대형 장비 및 우주비행체/탑재체 등을 의미한다. 기계적 시험에는 인장강도시험, 정현파 진동시험, 랜덤진동시험 및 음향시험, 충격시험, 모달 해석 및 압력 프로파일 등이 있다. 열적 시험에는 열/진공 및 열주기, 열균형, 베이크아웃(bake-out) 및 누설시험 등이 있다. 기능시험에는 전기적 인터페이스, 성능시험, 단대단 호환성시험, 수명시험, 질량 검증, 전자기파 간섭 등의 시험으로 구성된다[5].

4.1.5 ECSS-E-ST-10-03C의 우주인증

ECSS-E-ST-10-03C의 우주인증 장에서도 인증모델, 준비행모델 및 비행모델에 대한 시험 요구조건을 제시하고 있다. 인증시험은 비행모델 제작에 대한 승인 전에 인증모델에 대해 완료되어야 하며 설계 개선 또는 수정 통합되어야 한다. 파괴시험이 필요한 경우, 인증모델과 다른 전용모델을 사용하거나 인증시험의 마지막에 수행되어야 한다. ECSS-E-ST-10-03의 구성품 시험은 통합시험, 정렬, 누설/기밀 압력시험, 기계적(정적하중, 정현파, 음향, 랜덤, 모달 해석, 충격) 시험, EMC 시험, 열적(열균형/열진공) 시험과 기능 및 성능 시험 등을 포함한다. 수명시험, 파괴압력시험, 정

전기(ESD)는 인증모델에서만 수행되며, 준비행모델에서는 수행되지 않는다[6].

4.2 해외 우주인증 요구조건 비교분석

본 연구에서는 다양한 해외 시험표준서의 시스템 및 구성품 수준에서의 진동시험, 충격시험, 열진공시험 및 열주기시험 등에 대한 인증시험 요구조건을 비교 분석하였다. 시험수준 및 시험시간 측면에서 인증시험은 인수시험보다 높은 스크리닝을 요구하며, 부분인증에 해당하는 준인증시험 및 준비행시험은 인증시험의 시험수준과 인수시험의 지속시간 또는 인증시험의 시험시간과 인수시험의 시험수준을 이용한다. 또는 시험수준과 시간에서 중간 수준의 값을 활용하기도 한다. 준비행 또는 준인증시험의 시험수준 및 시간은 각 개발기관 및 임무 등에 따라 차이가 있다. 통상적으로 위성임무는 임무궤도에 따라 발생하는 우주환경이 매우 다양하므로, 이에 따라 각 위성마다 예측되는 최대예측환경(MPE; maximum predicted environment)이 달라질 수밖에 없다. 따라서 각 시험들은 MPE를 기준으로 마진을 포함하여 준인증/준비행시험 및 인증시험을 수행하게 된다. 본 절에서는 이들 각 시험표준서에 제시된 진동시험, 충격시험 및 열진공/열주기시험의 시험수준 및 지속시간을 비교 분석한다.

4.2.1 진동시험(Vibration Test)

위성체 구성품 및 시스템에 부과되는 랜덤진동환경은 발사체 이륙 음향장, 공기역학적 여기(excitations) 및 구조물에 전달된 진동 등으로 인해 생성된다. 이러한 진동환경은 로켓의 점화, 이륙, 상승 및 엔진 작동 중에 발생한다.

예측된 최대 진동환경은 구성품 및 서브시스템에 대한 설계 및 시험 요구조건을 수립하기 위해 시스템 개발 초기에 필요하다. 따라서 시스템 구조설계가 완료되기 전에 진동환경의 설정이 명확히 되어야 한다. 진동시험의 경우, 구성품 위치에 대해 영향을 주는 변수가 많고 환경의 다양성이 크며, 기존 예측하였던 수준보다 시험수준이 높아지면 상당한 비용과 일정 영향이 발생하게 되므로, 예측 진동환경 수립 시에 상당한 주의가 필요하다.

MIL-STD-1540E의 랜덤진동시험 및 음향시험의

시험수준 및 지속시간은 시스템과 구성품 모두 인증시험, 준인증시험 및 인수시험에서 각각 (MPE + 6dB)로 3 분, (MPE + 3 dB)로 2 분, 그리고 MPE와 최고스펙트럼의 조건으로 1 분 동안 지속한다. 통상 중량 180 kg가 넘는 위성체계에 대해서는 음향시험을 수행하며, 180 kg의 중량이 넘지 않는 위성체계의 경우 랜덤진동시험으로 대체 가능하다. SMC-S-016의 랜덤진동시험 및 음향시험의 시험수준 및 지속시간은 MIL-STD-1540E와 동일하다.

MIL-HDBK-340A의 경우, 구성품의 랜덤진동시험에서 인증시험, 준인증시험 및 인수시험에서 시험수준 및 지속시간은 각각 (AT ± 6 dB)로 3 분, (AT ± 3 dB)로 2 분, 그리고 MPE 또는 (-6~3 dB)의 최소수준의 조건으로 1분 수행된다. 시스템의 시험수준 및 지속시간도 구성품의 경우와 동일하다. 한편, 구성품 및 시스템에 대한 음향시험의 시험수준 및 지속시간도 랜덤진동시험에 대한 시험수준 및 지속시간과 동일하다.

GSFC-STD-7000A의 음향시험에서 시스템 수준의 시험수준은 최소 138 dB 이상이어야 한다. 서브시스템의 경우, 서브시스템이 음향환경에 민감하다고 판단되는 경우에 수행한다. 구성품의 음향시험은 요구될 경우 시스템과 같은 수준의 시험을 수행한다. 랜덤진동시험은 소형시스템(45 kg 또는 100 lb 이하)의 경우 시험이 요구되며, 대형시스템은 경우에 따라 시험 여부를 결정한다. 발사 시 음향환경은 주로 랜덤진동이 원인이지만 다른 랜덤진동 원인도 고려해야 한다. 구성품과 시스템에 대한 음향시험 및 랜덤진동시험의 시험수준 및 지속시간은 인증시험, 준비행시험 및 인수시험에서 각각 (Limit Level + 3 dB)로 2 분, (Limit Level + 3 dB)로 1 분, 그리고 Limit Level로 1 분 동안 수행된다. 통상 준비행시험은 인증시험의 수준과 인수시험의 시간을 따른다.

NASA-STD-7002A의 경우, 최소 음향시험 수준은 138dB이며, 인증 및 준비행시험에서는 최소 음향시험에서 3 dB 증가시킨 수준으로 2 분 동안 지속한다. 또한 모든 하드웨어는 음향진동환경으로 인해 기계적으로 전송된 랜덤진동에 대한 민감도를 평가해야 한다. 랜덤진동시험은 3개의 축 각각에서 가우스(gauss) 진폭 분포를 갖는다. 랜덤진동시험은 20~2,000 Hz까지

Table 2 Random Vibration Test Levels and Duration of Qual, Proto-Qual and Acceptance according to Test Standards(Unit & System)

		MIL-STD-1540E	MIL-HDBK-340A	GSFC-STD-7000A	ECSS-E-ST-10-03C
Qualification Level	Level	AT + 6 dB	AT + 6 dB	AT + 3 dB	AT + 3 dB
	Duration	3 mins.	3 mins. (*2 mins.)	2 mins.	2 mins.
ProtoQual/Flight Level	Level	AT + 3dB	AT + 3 dB	AT + 3 dB	AT + 3 dB
	Duration	2 mins.	2 mins.	1 min.	1 min.
Acceptance Level	Level	AT	AT	AT	-
	Duration	1 min.	1 min.	1 min.	-

* for System

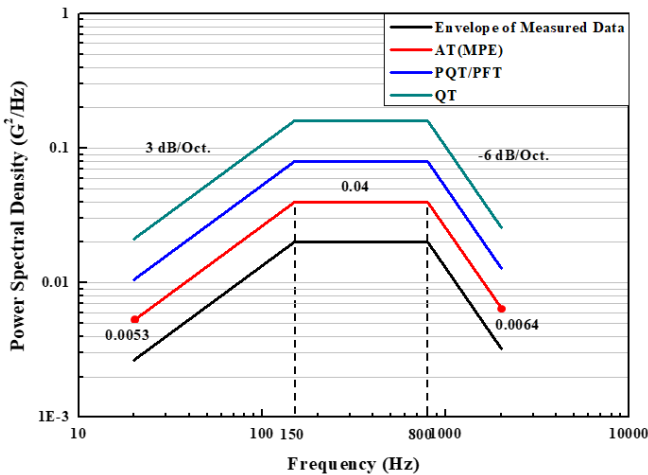


Fig. 2 Representative Random Vibration Test Frequency Range and Level for MIL-STD-1540E (Unit)

의 주파수 범위에서 수행해야 하며, 25Hz 이하 주파수 대역에서는 가속 스펙트럼 밀도(g^2/Hz)를 조절하여 수행한다. 음향진동 인증시험의 지속시간은 음향시험에서 2 분, 각 축에서 2 분으로 한다. 준비행시험의 경우, 음향진동시험의 지속시간은 음향시험에서 1 분, 각 축에서 각각 1 분이 되어야 한다.

ECSS-E-ST-10-03C에서 랜덤진동시험 및 음향시험의 시험수준은 시스템과 구성품에서 동일하며, 인증시험, 준비행시험 및 인수시험에서 각각 (MPE + 3 dB)로 2 분, (MPE + 3 dB)로 1 분, 그리고 MPE에서 1 분으로 수행된다. 이때 발사체 요구에 의해 마진이 3dB 보다 높은 경우 이를 적용한다. 소형위성체의 경우 음향시험만으로는 실제 환경을 적절하게 모사할 수 없으므로 음향시험은 랜덤진동시험으로 대체될 수 있다. 정현파 진동시험의 시험수준은 한계하중 스펙트럼과 인증 인자의 곱의 수준으로 진행된다. 각 3축 당

그리고 분당 2 Oct의 Sweep과 구성품에서는 5~140 Hz의 주파수, 시스템에서는 5~100 Hz에서 시험이 진행된다.

Table 2는 구성품 및 시스템에 대해 랜덤진동시험을 수행하는 경우, 각 시험표준서에서 제시된 측정 및 예측 주파수, 인수시험, 준인증/준비행시험 수준 및 인증시험 수준과 지속시간을 비교 분석한 결과를 보여준다. 각 시험표준서에 대한 랜덤진동시험 시험수준은 MIL-HDBK-340A의 인증시험 지속시간만 시스템에서 2분으로 감소하는 것을 제외하고는 시스템과 구성품에서 동일하다. Figure 2는 대표적인 경우로 MIL-STD-1540E에서 요구하는 구성품에 대한 인수시험, 준인증시험 및 인수시험에 대한 시험수준을 비교하여 보여준다.

미국 군 시험표준서의 랜덤진동시험 및 음향시험에 대한 인증시험은 (AT ± 6 dB)로 3 분 동안 수행되며, 이는 NASA 또는 ESA의 인증시험이 (AT ± 3 dB)로 2 분 동안 요구되는 것에 비해 과도한 스크리닝을 요구하는 것으로 판단된다. 준인증시험의 시험수준은 같으나 지속시간은 군과 NASA 및 ESA에서 각각 2 분, 1 분 및 1 분 동안 수행하여 군의 조건보다 NASA 및 ESA에서 테일러링된 조건으로 수행한다는 것을 확인할 수 있다. 결국, 우주인증에서 시험시간 뿐만 아니라 시험수준, 시험 횟수 등에 대한 테일러링이 필요함을 알 수 있다.

군에서의 준인증시험의 수준 및 지속시간은 인증시험과 인수시험의 중간수준 및 중간시간에서 수행된다. NASA와 ESA의 경우 준비행시험의 시험수준은 인수시험과 동일하게 수행하며, 지속시간은 인수시험 시간과 동일하게 수행된다. 이를 통해 미국 군 규격에 따른 인증시험이 NASA 및 ESA보다 더 엄격하게 수행되며, NASA 및 ESA는 이러한 보수적인 미국 군의 규격에서 상당히 테일러링하여 사용하고 있다는 것을 알 수 있다.

4.2.2 충격 시험(Shock Test)

위성임무와 관련된 분리 또는 사출에 따라 에너지를 갑자기 적용하거나 방출하게 되면 짧은 충격부하가 발생할 수 있다. 이러한 예로는 로켓 단분리, 페어링 분리, 태양전지판 및 돔 사출 등이 있다.

충격시험은 전통적으로 랜덤진동시험이 충격에 대한 저항성을 입증할 수 있다는 논란 때문에 종종 과소평가되기도 하였다. 충격시험은 구성품과 시스템이 비행 중 최대충격예측환경(MPE)을 초과하는 충격을 견디고 요구사항을 만족시키는지를 검증하기 위해 수행된다.

먼저 MIL-STD-1540E의 구성품에 대한 충격시험 수준 및 시험횟수는 인증시험, 준인증시험 및 인수시험에서 각각 (AT ± 6 dB)로 3 회, (AT ± 3 dB)로 2 회, 그리고 MPE에서 각 축에 대해 1 회씩 수행된다. 시스템에 대한 충격시험은 모든 폭발성 장치 및 잠재적으로 충격이 발생 가능한 시스템에 대해 적어도 한 번의 충격시험을 수행하거나 시뮬레이션으로 이를 대체한다. 시스템에 대해 한 번 이상의 충격시험을 수행하는 경우, 인증시험에서는 모든 충격이 발생하는 시스템에 대해 1번의 충격시험과 제어가 필요한 부분에 대해 2번의 추가시험을 수행한다. 준인증시험은 인증시험과 동일하며 추가시험이 1번 수행된다. 인수시험은 특정 충격이 발생하는 시스템에 대해 한 번의 충격시험이 수행된다.

MIL-HDBK-340A의 구성품에 대한 충격시험의 시험수준 및 시험횟수는 MIL-STD-1540E의 경우와 동일하다. 시스템 수준에 대한 충격시험의 경우는 MIL-STD-1540E와 마찬가지로 모든 폭발성 장치 및 잠재적인 충격이 발생 가능한 시스템에 대해 적어도 한 번의 충격시험을 수행하거나 시뮬레이션으로 이를 대체한다. 시스템에 대해 한 번 이상의 충격시험을 수행하는 경우, 인증시험에서는 모든 충격이 발생하는 부분에 대해 1회의 충격시험과 추가로 필요한 부분에 대해 2회의 충격시험을 수행한다. 준인증 시험은 인증시험과 동일하나 2회 반복한다는 점이 다르다. 인수시험은 특정 충격이 발생하는 시스템에 대해 한 번의 충격시험이 수행된다.

GSFC-STD-7000A의 구성품 및 시스템에 대한 충격시험의 시험수준 및 시험횟수는 동일하며, 인증시험, 준인증시험 및 인수시험에서 각각 (1.4 × Limit Level)로 각 축에 대해 2 회, (1.4 × Limit Level)로 각 축에 대해 1회, 그리고 Limit Level에서 1회 수행된다.

ECSS-E-ST-10-03C의 충격시험은 구성품의 충격에 대한 민감성이 충격환경 이상인 것으로 입증되면

Table 3 Shock Test Levels and Duration of Qual, Proto-Qual and Acceptance according to Test Standards(Unit & System)

		MIL-STD-1540E	MIL-HDBK-340A	GSFC-STD-7000A	ECSS-E-ST-10-03C
Qualification Level	Level	AT + 6 dB	AT + 6 dB	AT + 3 dB	AT + 3 dB
	Duration	3 times	3 times	2 times	2 times
ProtoQual/Flight Level	Level	AT + 3 dB	AT + 3 dB	AT + 3 dB	AT + 3 dB
	Duration	2 times	2 times	1 time	1 time
Acceptance Level	Level	MPE	MPE	Limit Level	-
	Duration	1 time	1 time	1 time	-

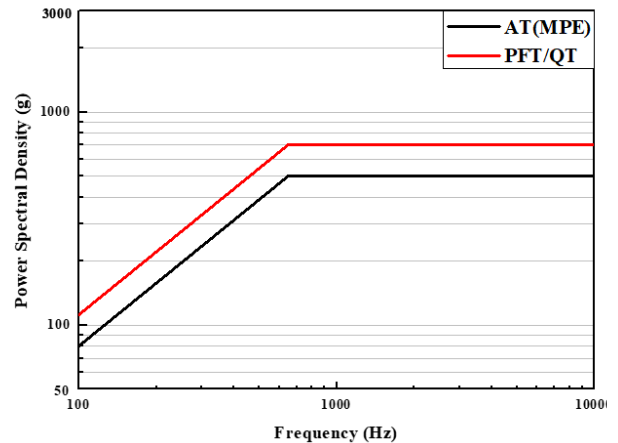


Fig. 3 Representative Shock Test Frequency Range and Level for GSFC-STD-7000A (Unit)

시험을 수행할 필요가 없다. 태양전지판의 경우, 충격시험은 구성요소 수준에서 수행되고 전개시험 중에 확인된다. 구성품과 시스템 수준의 충격시험에 대한 시험수준은 모두 동일하게 인증시험과 준비행시험에서 (MPE + 3 dB)로 수행된다. 또한 지속시간은 20~30 ms로 인증시험 및 준비행시험에서 각각 2 회 및 1 회 수행된다. 인수시험은 구성품과 시스템 수준에서 모두 시행하지 않는다.

다음 Table 3은 구성품 및 시스템에 대해 충격시험을 수행하는 경우, 각 시험표준서의 측정 및 예측주파수, 인수시험, 준인증/준비행시험 및 인증시험 수준 및 시험시간을 비교 분석한 결과를 각각 보여준다. Figure 3은 GSFC-STD-7000A의 경우에 구성품의 인증, 준비행 및 인수수준에서의 충격시험에 대한 프로파일을 대표적으로 보여준다.

미 군의 충격시험 인증시험은 (AT ± 6 dB)에서 3 회가 요구되며, 이는 NASA 및 ESA의 인증시험이

(AT ± 3 dB)에서 2 회 수행되는 것에 비해 더 많은 스크리닝이 요구됨을 알 수 있다. 충격시험에 대한 준인증시험에서 군 및 해외기관 모두 시험수준은 (AT ± 3 dB)로 동일하나, 시험횟수는 미국 군 표준서에서 3 회로 더 높다. 이는 미국 군 표준서가 보수적이고 엄격한 수준으로 충격시험을 수행한다는 것을 알 수 있다. 미국 군에서 요구하는 충격시험의 준인증시험 수준 및 횟수는 인증시험과 인수시험의 중간 수준에서 수행된다. NASA 및 ESA와 같은 우주기구의 경우, 준비행시험의 시험수준은 인수시험과 동일하게 수행되며, 수행횟수는 인수시험과 동일하다. 랜덤진동 및 음향시험과 마찬가지로 미국 군 규격에 따른 인증시험은 NASA 및 ESA보다 더 엄격하게 수행되며, NASA 및 ESA는 이를 테일러링하여 사용하고 있다는 것을 알 수 있다.

4.2.3 열진공 및 열주기시험(Thermal Vacuum & Thermal Cycle Test)

열적 환경에서의 위성체(비행체)와 구성품은 임무에서 주어진 진공과 열환경에서 임무수행을 할 수 있도록 성능이 검증되어야 한다. 열 설계와 열 제어시스템은 임무계획에 따라 각 단계별로 열 및 진공환경에서 임무를 수행할 수 있도록 열적 환경을 유지시킬 수 있어야 한다.

통상 하드웨어 단계별 시험은 구성품, 서브시스템 및 시스템 단계에서 시험을 수행한다. 전체 시스템 수준에서 시험수행이 불가할 경우 가장 높은 수준의 어셈블리 단계에서 시험을 수행해야 하며 실제 운용가능한지 분석해야 한다. 열균형시험의 목적은 열 모델을 검증하는 데이터를 제공하는 것이 목적이다. 또한 열진공시험의 중요한 특징은 특정 범위의 감압에서 비정상적인 동작을 보일 수 있는 구성품을 모니터링하는 것이다.

구성품의 열주기시험은 온도범위, 주기횟수, 일정온도(dwelling) 또는 소크(soak) 지속시간, 온도천이 중 변화율 및 운용조건 등이 중요한 변수가 된다. 열주기시험은 수분 응결문제를 최소화하기 위해 고온의 주기에서 시작하고 끝내는 것을 기본으로 한다.

MIL-STD-1540E의 구성품에 대한 열진공시험 및 열주기시험 수준은 동일하며, 인증시험에서 -34~71

℃(105 ℃) 및 (AT ± 10 ℃)로 27 주기, 준인증시험에서 -29~66 ℃(95 ℃) 및 (AT ± 5 ℃)로 27 주기, 그리고 인수시험에서 11 ℃의 마진이 포함된 MPT(최대예측온도; maximum predicted temperature)와 -24~61 ℃(85 ℃)의 온도범위에서 14 주기의 시험을 수행한다. 시스템의 인증시험, 준인증시험 및 인수시험의 온도범위는 구성품에서와 동일하며 약 3.5 배 적은 8, 4, 4 주기의 시험을 수행한다.

MIL-HDBK-340A의 구성품에 대한 인증시험, 준인증시험 및 인수시험은 각각 -54~71 ℃(125 ℃), -49~66 ℃(115 ℃) 및 -44~61 ℃(105 ℃)의 온도범위에서 열진공시험을 수행한다. 이때 시험주기는 전장품이 아닌 구성품과 전장품에 대한 시험 요구사항이 다르다. 전장품이 아닌 구성품에는 인증시험, 준인증시험 및 인수시험에서 각각 6, 3, 1 주기로 열진공시험을 수행하고, 전장품의 경우 각각 25, 8, 4 주기로 열진공시험을 수행한다. 열진공시험 중 인수시험에 요구되는 주기는 식 (1)~(3)에 의하여 산출가능하다[5].

$$N_{AMAX} = 2N_A \quad (1)$$

$$N_{AMAX} = N_A \quad (2)$$

$$N_Q = 4N_{AMAX}(DT_A/DT_Q)^{14} \quad (3)$$

여기서, N_A 는 인수시험에 요구되는 시험주기, N_{AMAX} 는 재시험을 포함한 최대 허용가능한 인수시험 주기, N_Q 는 인증시험에 요구되는 시험주기, DT_A 는 인수시험 온도범위, DT_Q 는 인증시험 온도범위를 의미한다. 식 (2)는 시스템 수준에서 인수수준의 재시험이 수행되지 않는다는 가정 하에 최대 허용가능 인수시험 주기를 의미한다. 식 (3)에서 인수온도 범위와 인증온도 범위의 차가 20 ℃인 경우(인수온도 범위 105 ℃, 인증온도 범위 125 ℃), 인수시험 주기를 4 회로 가정하면 인증시험 주기는 12 회가 되어야 하나, 실제 다목적실용위성 3A 적외선 탑재체 전장품의 경우, 인증시험 주기를 8 회로 줄여 수행하였다. 결국 국내에서 수행한 우주인증시험도 비용과 일정을 최적화하여 MIL-HDBK-340A의 기준보다 훨씬 감소된 횟수의 시험주기로 수행하였음을 알 수 있다.

시스템에 대한 열진공시험의 온도범위는 구성품과

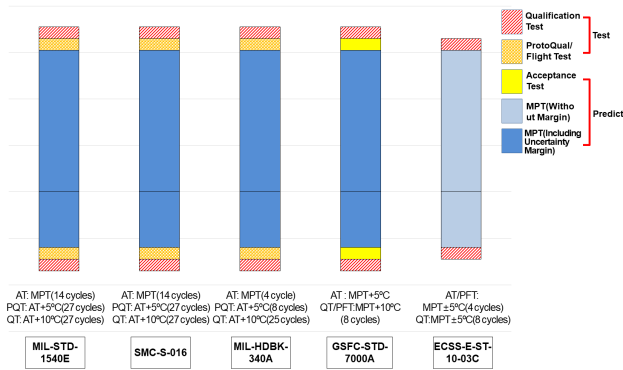


Fig. 4 T/V Test Temperature Range and Cycles for Various Standards at Unit Level

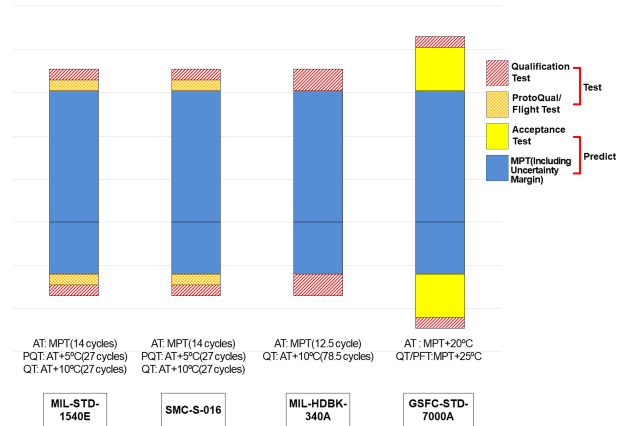


Fig. 6 T/C Test Temperature Range and Cycles for Various Standards at Unit Level

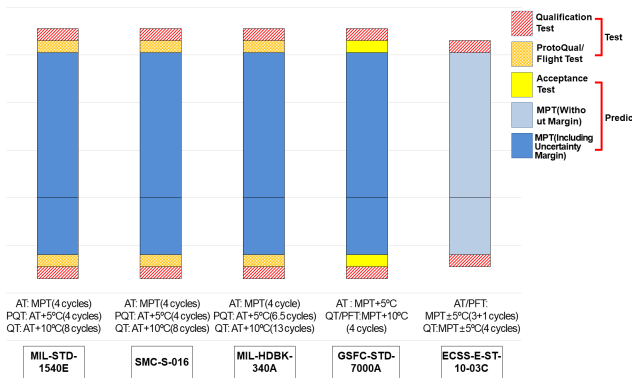


Fig. 5 T/V Test Temperature Range and Cycles for Various Standards at System Level

같으며, 시험주기만 각각 13, 6.5, 13 주기로 수행한다. 통상적으로 시스템 수준에서의 열진공주기는 구성품 수준에서 수행되는 것보다 적은 주기로 수행한다. MIL-HDBK-340A에서는 열진공 및 열주기시험이 혼합하여 진행되는 경우 시험 요구조건을 별도로 제시하고 있다.

GSFC-STD-7000A의 구성품에 대한 열진공시험은 인증시험, 준인증시험 및 인수시험에서 각각 (MPT ± 10 °C), (MPT ± 10 °C) 그리고 (MPT ± 5 °C)의 온도범위에서 모두 8 주기로 수행되며, 열주기시험은 각각 (MPT ± 25 °C), (MPT ± 25 °C) 그리고 (MPT ± 20 °C)의 온도범위 내에서 수행된다.

ECSS의 구성품 및 시스템에 대한 열진공시험 및 열주기시험의 수준은 인증마진이 -170~120 °C 사이의 온도의 경우 인증시험, 준인증시험 및 인수시험에서 모두 동일하게 (MPT ± 5 °C)로 수행된다. 시험주기는 구성품에서 각각 8, 4, 4 주기로 수행되며, 시스템에서의 열진공 및 열주기시험은 각각 4, (3+1) 그리고

(3+1) 주기로 수행된다. 한편, 구성품 수준에서의 열진공시험 지속시간은 열주기시험과 혼합될 경우에 8주기 또는 1 주기 더 시험한다. 태양전지판의 경우에는 10 주기를 시험한다.

지금까지 각 시험표준서의 열진공시험 및 열주기시험에 대한 온도범위 및 주기 등의 요구조건을 분석하였다. 시스템에 대한 열진공시험은 구성품에서 수행하는 온도범위와 같지만 시험 주기가 감소함을 알 수 있었다. Figure 4 및 Fig. 5는 각 시험표준서의 구성품 및 시스템의 MPT, 인수시험, 준인증/준비행시험 및 인증시험에 대한 열진공시험의 허용온도를 각각 나타낸다. 열진공시험은 시스템 및 구성품에서 온도범위는 동일하나 주기 횟수가 감소됨을 알 수 있다. Figure 6은 구성품 수준에서의 열주기시험에 대한 허용온도를 보여준다.

인증시험의 온도범위는 인수시험을 기준으로 인증마진을 포함한 온도로 결정된다. 또한, 인수시험의 온도범위는 각 위성 프로그램에 따라 운용온도가 다르기 때문에 MPT를 기준으로 마진을 포함하여 결정한다. 인수시험의 온도범위 및 시험주기는 MIL-STD-1540E에서 (MPT ± 11 °C) 및 14 주기, MIL-HDBK-340A에서 마진을 포함한 MPT 및 4 주기, NASA에서는 (MPT ± 5 °C) 및 8 주기, ESA에서 MPT 및 4주기를 제시하고 있다. MIL-STD-1540E의 인수시험 요구조건은 NASA 및 ESA에 비교하여 온도범위가 크고 시험주기가 많아 비용 및 일정이 더 많이 소요됨을 알 수 있다. 또한, 인증시험의 온도범위 및 시험주기는 MIL-STD-1540E에서 (AT ± 10 °C) 및

27 주기, MIL-HDBK-340A에서 (AT ± 10 °C) 및 25 주기, NASA에서 (MPT ± 10 °C) 및 8 주기, ESA에서 (MPT ± 5 °C) 및 4 주기를 제시하고 있다. 인증시험의 요구조건은 미국 군표준서의 경우, 인수시험 온도범위에 인증마진을 추가하여 사용하는 반면, NASA와 ESA는 MPT에 인증마진을 추가하여 사용하기 때문에 미국 군에서 더 넓은 온도범위로 인증시험을 수행한다. 시험주기 횟수도 미국 군 표준서에서 NASA나 ESA 등의 우주기구보다 많은 수를 요구한다는 것을 알 수 있다.

결국, 각 시험표준서에서 인증 및 인수마진을 포함한 요구온도범위 및 시험주기는 미국 군에서 가장 높고 ESA가 가장 적다는 것을 알 수 있다. 전술한 바와 같이 미국 군의 시험 요구조건은 매우 보수적인 시험조건으로, 현대의 발전된 기술에 비해 과도한 요구조건 하에 시험을 요구한다는 것을 알 수 있다. 따라서 NASA 및 ESA에서는 미국 군의 시험 요구조건을 테일러링하고, 세계 각국의 위성제작사는 NASA 및 ESA의 시험 요구조건을 테일러링하여 비용과 일정의 최적화를 추구한다[11]. 경험적으로 세계 주요 위성제작사의 테일러링된 우주환경시험을 적용하여도 위성체 성능검증에는 지장이 없음을 알 수 있다.

5. 우주인증 테일러링 방안

테일러링은 특정 프로젝트의 요구사항을 만족시키기 위해 미리 정해진 요구사항을 조정하는 과정을 의미한다. 위성임무에 따라 위성 개발일정이나 비용이 신뢰성보다 더 중요시되는 경우에 이에 대한 적절한 테일러링이 필요하다. 테일러링에 대한 이론적 근거는 다음과 같은 항목을 기준으로 한다.

- 우주프로그램의 임무 유형
- 체계 또는 구성품 설계의 복잡성
- 설계 마진
- 하드웨어의 성숙도(maturity)
- 수용 가능한 위험
- 수명주기 비용
- 유사한 시스템/서브시스템에 적용된 구성품의 이상 및 실패 내역

- 수명, 방사능, 열 및 기계적 응력환경 등과 같은 임무 요구사항 등

4장에서 언급한 바와 같이, 시스템/서브시스템 및 구성품 수준, 그리고 소자 수준에서 우주인증을 위한 환경시험 요구조건은 상당한 스크리닝을 요구하며, 이는 많은 비용과 일정을 필요로 한다. 따라서 특정 프로젝트의 요구에 따라 비용 및 일정 최적화를 위한 우주인증 테일러링을 고려해야 한다. 이는 테일러링의 효율성에 대한 이해를 필요로 하며, 실질적 테일러링을 위해서 개발자의 경험, 헤리티지, 기술 수준 등에 대한 이해가 필요하다.

Table 4는 임무 리스크(mission risk) 유형에 따른 우주인증의 테일러링을 보여준다[12]. 임무 리스크는 국가적 중요도, 성공기준, 투자규모, 대체임무의 가능성 등에 따라 Class A, B, C 및 D로 구분할 수 있다. Class A 임무는 임무성공을 위해 모든 실제적인 조치가 수행되는 임무 리스크가 가장 높은 Class이다. 이는 일반적으로 복잡한 위성체로 구성되고 엄격한 제한조건을 가지며, 통상 5~7년 이상의 임무수명을 가진다. Class A의 위성체는 테일러링을 하지 않거나 최소한의 수준에서 이루어지며, 주로 군사위성, 최고성능의 실용급 위성 임무가 이에 해당된다. Class B 임무는 대부분의 표준서 요구조건은 그대로 적용되나 비용절감과 최소 리스크의 trade-off를 통해 낮은 수준의 테일러링을 수행한다. 평균 3~5년의 수명을 갖는 통상적인 성능의 저궤도위성 프로젝트가 이에 해당된다. Class C 임무는 투자규모가 중소 수준으로 다른 임무로 대체가 가능한 탐사 및 시험임무를 포함하며, 3년 안팎의 수명을 갖는 저궤도위성 프로젝트가 이에 해당된다. Class D는 1년 미만의 짧은 임무수명을 가지며 주로 제한된 비용으로 기술검증을 목적으로 하고, 비용의 최소화를 위해 높은 위험을 감수하며 테일러링을 수행한다. 저가소형위성, 교육용 위성 등이 Class D 임무에 해당된다.

예를 들면, 국내에서 개발하는 다목적실용위성과 정지궤도복합위성은 Class A의 임무에 가까우나 Class B의 테일러링 개념을 일부 도입한다. 군에서 개발 중인 중대형 정찰위성도 Class A의 임무에 근접하나 비용의 제한으로 Class B의 테일러링 개념을 포함한다.

Table 4 Tailoring Program according to Mission Risk Class[12]

Category	Class A	Class B	Class C	Class D
Qualification	<ul style="list-style-type: none"> - Qualification method selected is documented with customer approval - Qualification article and levels minimum use of proto-qualification testing of flight units - Subsystems and units functionally tested to environments plus margin at qualification/proto-qualification levels 	<ul style="list-style-type: none"> - Qualification method selected is document with customer review. - General use of proto-qualification testing of flight units versus Qualification articles - Subsystems and Units similar to Class A, except number of cycles, margins, and duration of test may be tailored based on program risk assessment and acceptance 	<ul style="list-style-type: none"> - System test plan required with customer review - System functional and proto-qualification tests to acceptance levels, to include acoustic, random vibration, shock, thermal vacuum, deployment, EMI/EMC - Subsystems functionally stress tested to margins exceeding what will be experienced during system testing - Component/box testing conducted to meet mission requirements, usually at acceptance levels - Tailoring of Environmental Test requirements 	<ul style="list-style-type: none"> - No formal qualification testing Safety and compatibility testing required by the launch vehicle provider and/or launch base - Other testing at discretion of developer with an informal test program usually followed. Unit tests at discretion of developer - Limited if any customer or other independent review

다. 비용절감과 고성능을 요구하며 수출산업화를 추진하는 차세대중형위성은 Class B의 임무에 해당되나 Class C의 테일러링 개념을 일부 포함한다. 그리고 대학에서 개발하는 큐브위성 및 발사체 검증을 위한 검증위성 등은 Class D에 해당된다.

6. 결 론

우주인증은 위성체 및 구성품이 설계 및 제작 공정에 대해 규격 요구조건을 만족하는 하드웨어/소프트웨어를 생산할 수 있는지 검증하는 과정을 말한다. 이러한 과정은 높은 수준의 스크리닝을 요구하여 소자, 제작공정, 구성품, 서브시스템/시스템 설계에 대한 마진을 확인하게 된다.

본 연구에서는 국내위성개발 실정에 맞는 비용 및 일정 최적화된 우주인증 가이드라인 개발을 위해 해외 군 및 우주기관에서 제시한 시험표준서의 내용 및 구성을 분석하고 각 우주인증 항목을 비교 분석하였다. 군에서 시험하는 모델은 인증모델, 준인증모델과 비행모델이 있다. NASA와 같은 우주기관에서는 준인증모델이 아닌 준비행모델 개념을 사용한다.

이러한 해외 군 및 우주기관의 시험표준서 비교를 통해 테일러링(tailoring)된 우주인증 가이드라인 구축 방안을 마련하고, 추후 국내 우주인증 시험표준서 개발의 기초 데이터베이스로 활용할 수 있을 것이다.

우주인증을 위한 시험수행 시 미국 군 표준서의 요구조건이 가장 큰 스크리닝을 요구하며, NASA와 ESA의 인증 요구사항은 이들을 테일러링하여 사용하고 있다. 최근 기술의 발전 및 헤리티지의 증가와 함께 세계 위성제작업체들은 비용과 일정의 효율화를 위해 프로그램에 따라 자체의 우주인증 가이드라인을 정립하여 테일러링을 수행하고 있다. 국내에서도 실용급 위성개발 시에 미국 군, NASA 및 ESA의 시험표준서 기반으로 일부 테일러링을 적용하여 우주인증을 수행하고 있으나, 일관성 있는 성능검증을 위한 실용급 및 군사위성 개발을 위한 전용의 시험표준서와 인증 가이드라인이 필요하다.

후 기

본 논문은 국방광역감시 특화연구센터 프로그램의 일환으로 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다.

References

[1] S. W. Choi, et al., “Development of Space Certification Technology for the Next Generation Communication Satellite,” Technical Report, M701AA

- 000002, Korea Aerospace Research Institute, 2004.
- [2] C. H. Lee, et al., “Development of Material and Part Qualification Process for Space System,” Technical Report, Korea Aerospace Research Institute, 2017.
- [3] MIL-STD-1540E/SMC-TR-06-11, “Test Requirements for Launch, Upper-Stage, and Space Vehicles,” TR-2004(8583)-1 REV. A, The Aerospace Corp., 2006.
- [4] SMC-S-016, “Test Requirements for Launch, Upper-Stage, and Space Vehicles,” Air Force Command, Space and Missile Center Standard, Sep. 2014.
- [5] MIL-HDBK-340A(USAF), “Military Hand book: Test Requirements for Launch, Upper-stage, and space vehicles(Vol.1: Baselines),” Apr. 1999.
- [6] GSFC-STD-7000, “General Environmental Verification Standard (GEVS) for GSFC Flight Programs and Projects,” NASA Goddard Space Flight Center, 2013.
- [7] NASA-STD-7002A, “Payload Test Requirements, NASA Technical Standard,” NASA, 1996.
- [8] ECSS-E-ST-10-03C, “European Cooperation for Space Standardization Space Engineering Test,” ESA, 2012.
- [9] P. Lang, M. Card, S. Saalwaechter, T. Godkin, “Application of Test Effectiveness in Spacecraft Testing,” Proceeding of Reliability and Maintainability Symposium, 1995.
- [10] Mengu Cho, “Reliability Growth of Small-scale Satellites through Testing: Monte Carlo Simulation”, 5th Nanosatellite symposium, Tokyo, Japan, 2013.
- [11] Private Communication with Dr. Fischer(Program Manager of KOMPSAT- 6 SAR Payload System) at Airbus Defense and Space, 2018.
- [12] Gail Johnson-Roth, “Mission Assurance Guidelines for A-D Mission Risk Classes,” TOR-2011(8591)-21, The Aerospace Corp., 2011.