

## 시스템 엔지니어링에 의한 차세대 위성 검증

김희섭

한국항공우주연구원

### Verification for Next Generation Satellite using Systems Engineering

HeeSeob Kim

#### 1. 서 론

우주개발 중장기 기본계획에 의해 과학기술위성, 다목적실용위성, 통신해양기상위성 등 많은 위성이 국내 주도로 개발될 예정이다. 특히 이들 위성에 대한 개발 책임이 국내 개발 주체에 있게 됨에 따라 검증에 대한 관심이 높아지고 있다. 위성은 일상에서 사용되고 있는 컴퓨터나 자동차 등과 달리 우주에 발사된 이후에는 고장 수리가 거의 불가능하다. 이러한 이유로 설계, 제작, 조립, 시험, 운영 등 각 단계에서 요구사항에 대한 검증이 수행되고 있다. 과거와 달리 국내 주도로 많은 위성이 개발됨에 따라 위성 개발 비용 절감 및 신뢰성 향상에 대한 요구가 점점 높아지고 있다. 이러한 요구에 효과적으로 대응하기 위해서는 개발 비용 및 신뢰성과 밀접하게 관련된 검증이 효율적으로 수행될 필요가 있다.

본 논문에서는 저궤도위성 개발에 적용된 검증 경험을 바탕으로 시스템 엔지니어링과 검증 관계에 대한 분석을 수행하였으며, 이를 통해 효율적인 검증 수행 방안을 제시하였다. 본 논문에서 제시하고 있는 검증 개념은 국내 주도로 수행될 차세대 위성 개발에 있어서 효율성 증대에 많은 부분을 기여할 수 있을 것으로 예측된다.

#### II. 검증 관련 시스템 엔지니어링

위성은 일상에서 접하는 물건들과 달리 많은 부품으로 구성되어 있으며 이를 종합하기 위하여 시스템 엔지니어링이 수행된다[1,2]. 대부분의 시스템 엔지니어링 가이드에서는 검증은 시스템 엔지니어링의 일부로 기술되어 있지만 많은 경우에 있어서 설계와 검증이 분리되어 수행되고 있다. 이러한 접근 방법은 검증 신뢰성 및 효율성을 저

하시킬 수 있는 요소 중 하나이다. 검증이 효율적으로 수행되기 위해서는 위성 설계시 검증이 동시에 고려되어야 한다. 특히 위성 개발 초기에 수행되는 규격서 작성시 검증이 효율적으로 수행될 수 있도록 규격서가 작성되어야 한다.

#### 2.1 규격서 트리 작성

검증은 적절한 문서 증거에 근거하여 식별된 요구사항이 검증되었고 검증 목적이 완전히 성취되었다고 상호 동의한 경우에 완료된다. 검증의 출발점은 규격서에 기술된 요구사항이다. 검증이 효율적으로 수행되기 위해서는 요구사항의 집합체인 규격서가 체계적으로 작성되어야 한다. 규격서를 체계적으로 작성하기 위해서는 개발 초기에 규격서의 종류 및 역할에 대한 정의를 수립하는 것이 필요하다. 이러한 내용은 규격서 트리에 의해 기술될 수 있다. 규격서의 종류는 위성 개발 환경 및 전략과 밀접하게 관련되어 있다. 인력 및 비용이 제한적인 소형 위성 개발의 경우 문서 작업을 최소화함으로써 설계, 제작, 시험 중심으로 위성 개발이 진행될 수 있다. 상용 위성 개발의 경우 사용자 요구사항을 위성 개발에 반영하고 신뢰성을 확보하기 위하여 많은 문서가 작성될 수 있다. 국내 저궤도 위성 개발의 경우 규격서로 시스템 요구사항 문서, 시스템 규격서, 위성 본체 규격서, 지상국 규격서, 탑재체 규격서, 서브시스템 규격서, 부품 규격서가 작성되었다. 또한, 위성본체와 지상국 접속, 지상국과 탑재체 접속, 탑재체와 위성 본체 접속, 위성체와 발사체 접속 관련된 요구사항을 기술하기 위한 접속제어문서가 작성되었다. 몇몇 해외 위성의 경우 개발 환경 및 프로그램 특성을 고려하여 서브시스템 수준의 규격서를 작성하지 않고 규격서 트리를 시스템 규격서와 부품 규격서로 구성하는 경우도 있다.

## 2.2 규격서 구조

규격서 트리에서 정의하는 규격서의 상하 관계에 의해 상위 규격서의 요구사항은 하위 규격서로 전달된다. 요구사항을 효율적으로 전달하기 위해서는 위성 개발 초기에 규격서 작성 지침이 정의되어야 한다. 국내 저궤도 위성 개발의 경우 MIL-STD-490A의 규격서 작성 지침이 적용되었다. MIL-STD-490A에서 제시하고 있는 시스템 규격서의 목차는 다음과 같다[3].

1. Scope
2. Applicable Documents
3. Requirements
  - 3.1 Definition
  - 3.2 Characteristics
  - 3.3 Design and Construction
  - 3.4 Documentation
  - 3.5 Logistics
  - 3.6 Personnel and training
  - 3.7 Characteristics of subordinate elements
  - 3.8 Precedence
  - 3.9 Qualification
4. Quality Assurance Provisions
5. Preparation for delivery
6. Notes
7. Appendix

MIL-STD-490A 규격서 작성 지침을 따를 경우 규격서에 기술될 요구사항은 크게 규격서와 동급 수준의 시스템에 대한 요구사항과 규격서 수준보다 하위 수준의 시스템에 대한 요구사항, 그리고 모든 수준에 적용되는 요구사항으로 분류할 수 있다. 시스템 규격서의 경우 시스템 관련 요구사항은 주로 3장 2절에 기술되며, 하위 수준인 위성 본체, 탑재체, 지상국 관련 요구사항은 주로 3장 7절에 기술된다.

## 2.3 요구사항 기술

사용자 요구사항은 시스템 엔지니어에 의해 기술적인 용어인 시스템 요구사항으로 정의된다. 이후 이들 요구사항은 하위 시스템 엔지니어에게 전달되어 세부적인 규격서로 구체화되고 여러 분야의 담당 엔지니어에 의해 구현 및 검증된다. 검증이 효율적으로 수행되기 위해서는 규격서에 기술된 요구사항은 다음 사항을 만족하도록 기술되어야 한다[5,6,7].

- 정확성(correct) 및 분명함(clear)  
 요구사항은 정확하고 분명하게 기술되어야 한다. 이를 통해 요구사항에 대하여 위성 개발 참

여자의 오해 또는 다른 해석을 방지하여야 한다. 읽는 사람에 따라 다르게 해석될 가능성이 있는 단어 사용을 지양하여야 한다.

- 완전성(complete) 및 일관성(consistent)  
 하위 수준의 요구사항들은 상위 수준의 요구사항을 충족하도록 기술되어야 한다. 또한 상위 수준에서 요구하지 않는 요구사항을 기술함으로써 위성 개발 비용을 증가시키는 것을 지양하여야 한다.
- 추적성(traceable)  
 요구사항 변경이 발생된 경우 효율적인 검토를 수행하기 위해서는 요구사항이 추적 가능하여야 한다.
- 구현(feasible) 및 검증가능성 (verifiable)  
 요구사항이 현재의 기술 및 향후 개발될 기술에 의해 구현 및 검증 가능하여야 한다. 바램 등의 기술을 지양하여야 한다.

## 2.4 요구사항 할당 및 전달

위성 개발은 크게 설계 단계와 검증 단계로 구분된다. 설계는 그림 1과 같이 상위 수준에서 하위 수준으로 진행된다. 사용자의 임무 요구사항으로부터 시스템 요구사항이 도출되고, 시스템 요구사항으로부터 세그먼트 요구사항인 위성 본체, 탑재체, 지상국 요구사항이 도출된다. 세그먼트 요구사항으로부터 서브시스템 요구사항이 도출되고, 서브시스템 요구사항으로부터 부품 요구사항이 도출된다. 요구사항 할당 체계는 규격서 트리에 따라 달라질 수 있다. 검증은 이와 반대로 부품 수준에서 수행된 후 서브시스템, 세그먼트, 시스템 순으로 진행된다.

상위 시스템 요구사항으로부터 하위 시스템 요구사항으로 요구사항 할당 관계를 정리하는데 있어서 표 1과 같은 요구사항 추적표가 사용될 수 있다. MIL-STD-490A 규격서 작성 지침을 따를 경우 요구사항 추적표에는 규격서 3장 2절의

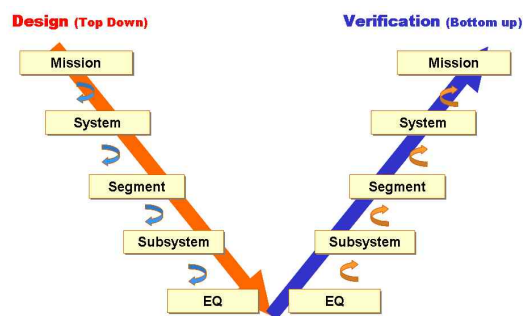


Fig. 1. Design and Verification Flow

상위 요구사항과 3장 7절의 하위 요구사항의 관계와 3장 7절 요구사항과 하위 시스템 규격서 3장 2절 요구사항의 관계가 기술된다.

Table 1. Requirement Traceability Matrix

HIGH LEVEL		LOW LEVEL		REMARK
ID	TITLE	ID	TITLE	

요구사항 추적표가 작성되기 위해서는 우선적으로 요구사항 할당이 체계적으로 수행되어야 한다. 이를 위해서는 규격서 트리에 의해 정의된 상위 규격서 작성자와 하위 규격서 작성자의 원활한 정보 교환이 요구된다. 이를 위해 시스템 엔지니어링 도구인 요구사항 관리 소프트웨어가 사용될 수 있다. 요구사항 관리 소프트웨어는 규격서 작성 및 관리, 요구사항 전달, 검증 결과 정리 등에 사용될 수 있다. 특히 최근에 개발된 대부분의 요구사항 관리 소프트웨어의 경우 네트워크를 통해 요구사항 정보를 공유하고 관리하는 기능을 지원하고 있다. 요구사항 추적표를 이용하면 특정 요구사항과 관련된 상위 요구사항과 하위 요구사항을 쉽게 검색할 수 있다. 이러한 기능으로 인하여 요구사항 추적표는 요구사항 변경이 발생된 경우 전체 시스템에 미치는 영향을 분석하는데 활용될 수 있다. 그림 2는 요구사항 추적을 위해 개발된 소프트웨어 활용 예이다. 소프트웨어는 위성 시스템 수준에서 서브시스템 수준까지 규격서에 기술된 요구사항에 대한 정보를 동시에 검토할 수 있도록 지원한다.

규격서에 기술된 요구사항은 시험, 해석 등의 검증 방법에 의해 검증이 수행된다. 요구사항 검증이 수행되기 위해서는 요구사항 검증을 담당한 엔지니어에게 요구사항이 전달되어야 한다. 특히 시험에 의해 요구사항 검증이 수행되어야 할 경우 사전 준비 등을 위해 요구사항 정보가 빠르고

정확하게 담당 엔지니어에게 전달되어야 한다. 이를 위해 규격서로부터 시험 관련된 요구사항을 추출하고, 이를 시험 항목별로 분류할 필요가 있다. 이를 위해 검증 전략이 수립된다.

### III. 검증 전략 수립

검증의 목적은 크게 다음과 같다.

- 설계를 인증한다.
- 제품이 인증된 설계에 따르고 있으며, 작업 결함이 없고, 사용 가능함을 보장한다.
- 위성 시스템이 임무 요구사항을 만족시킬 수 있음을 검증한다.
- 설계 수명 동안에 제품 종합(Integrity) 및 성능을 확증한다.

규격서에 기술된 요구사항에 대한 검증 전략은 검증 수준, 검증 단계, 검증 방법 등으로 기술된다. 검증 전략을 종합하기 위하여 표 2와 같은 요구사항 검증표가 사용될 수 있다. 요구사항 검증표에는 요구사항 식별 기호, 요구사항 제목, 검증 전략 정보가 포함되어 있다. 또한 검증 계획을 수립하고 검증 결과를 정리하기 위하여 확장된 요구사항 검증표가 사용될 수 있다. 확장된 요구사항 검증표에는 요구사항 식별 기호, 요구사항 제목, 검증 전략 정보 외에 검증 과정 및 검증 결과 관련 정보와 검증 상태에 대한 정보가 추가되어 있다. 시험에 의해 요구사항이 검증되는 경우 시험 절차서, 시험 결과 보고서 등의 정보를 기록함으로써 시험을 준비하는데 있어서 필요한 요구사항 전달 및 검증 결과를 종합 관리하는데 요구사항 검증표가 사용될 수 있다. 이러한 접근 방법은 계획에 의해 검증이 수행되게 함으로써 검증 신뢰성을 향상시킨다.

Table 2. Requirement Verification Matrix

ID	TITLE	LEVEL	METHOD					
			D	Q	A	L	I	X

요구사항 검증표는 위성 개발 비용과 밀접하게 관련되어 있으며 이러한 이유로 규격서와 함께 기술되어 관리된다. 그러나 대부분의 경우 규격서 작성시 요구사항을 완성한 이후에 요구사항에 대한 검증 전략을 수립하고 요구사항 검증표를 작성한다. 이러한 규격서 작성 방법은 검증의 신뢰성을 떨어뜨리는 요인중 하나이다. 이러한 점을 개선하기 위해 몇몇 해외 위성 개발 프로그램

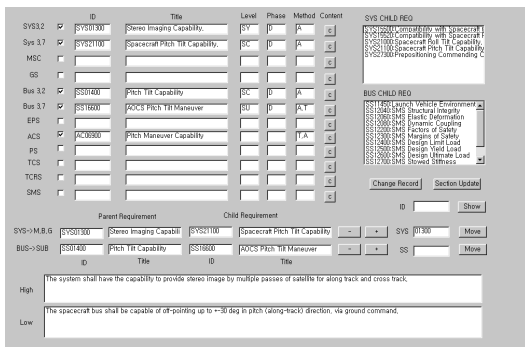


Fig. 2. Requirement Traceability Matrix Tool

의 경우 규격서 작성시 요구사항과 검증 전략을 함께 기술하고 있다. 기본적으로 요구사항과 검증 전략의 일관성을 확보하기 위해서는 요구사항과 검증 전략을 동시에 검토할 수 있는 시스템이 구축되어야 한다. 이를 위해 요구사항 관리 소프트웨어가 유용하게 사용될 수 있다. 요구사항 관리 소프트웨어는 여러 규격서에 기술된 관련 요구사항들의 검증 전략을 동시에 검토하는데 유용하게 사용될 수 있고 이를 통해 검증 전략의 일관성을 향상시킬 수 있다.

**3.1 요구사항 검증 전략 정의**

요구사항에 대한 검증 전략은 검증 수준, 검증 단계, 검증 방법에 의해 구체화된다.

● 검증 수준

검증 수준으로 시스템 (System), 위성체 (Satellite), 지상국 (Ground Segment), 발사체 (Launch Vehicle), 위성 본체 (Spacecraft Bus), 탑재체 (Payload), 서브시스템 (Subsystem), 부품 (Unit), 서브어셈블리 (Subassembly), 부속품 (Part)이 사용될 수 있다.

● 검증 단계

검증 단계는 다음과 같이 5 단계가 사용될 수 있다.

- 개발 단계(Development Phase)

인증 및 비행 하드웨어를 제작하기 전까지로 시스템이 공식화 및 구현되는 단계이다. 개발 단계에서의 검증은 시스템이 임무 목적을 달성할 수 있음에 대한 신뢰를 제공한다.

- 인증 단계 (Qualification Phase)

인증 단계에서 검증은 설계가 충분한 마진을 가지고 요구사항을 만족함을 보여주는 것을 목적으로 수행된다.

- 인수 단계(Acceptance Phase)

인수 단계에서 검증은 제품이 작업 결함 및 중합(Integration) 실수가 없고, 의도된 용도에 사용 준비될 수 있음을 보여준다.

- 발사전 단계(Pre-Launch Phase)

발사전 단계에서 검증의 목적은 비행체가 발사 및 초기운영에 적합하게 구성되어 있는지를 확인한다.

- 궤도 단계(In-orbit Phase)

궤도 단계에서 검증은 위성이 발사된 후 임무 궤도에서 검증이 요구되는 프로젝트에 유효하다. 특히, 지상에서 검증이 비경제적이고 구현이 힘든 경우 지상 시험을 보충하기 위해 사용될 수 있다.

● 검증 방법

MIL-STD-1540D에서는 시험, 시연, 해석, 유사성, 검사가 검증 방법으로 정의되어 사용되고 있다[8]. 이와 달리 ECSS-E-10-02A에서 기술하고 있는 검증 방법은 표 2와 같이 시험, 해석, 검사, 설계 검토이다[9]. ECSS-E-10-02A에서 시연은 시험에 포함되며, 유사성은 해석에 포함된다. 또한 설계 검토라는 개념이 추가되었다.

**Table 3. Verification Method Comparison**

	MIL-STD-1540D	ECSS-E-10-02A
Test	T	T
Demonstration	D	(T)
Analysis	A	A
Similarity	S	(A)
Inspection	I	I
Review of Design	N/A	R

검증 방법에 대한 정의는 검증을 위한 준비 및 검증 행위라는 관점에서 기술될 필요가 있다. 검증 방법은 요구사항 검증을 담당한 엔지니어에게 무엇을 준비해야 하며, 최종 결과물이 무엇인지를 알려주어야 한다. 이러한 관점에서 검증 방법을 다음과 같이 5개로 분류하였다.

- 유사성 (Similarity, S)

이전에 동일하거나 더 심한 조건에서 인증된 대상과 유사함을 보임으로써 요구사항을 검증하는 것을 유사성에 의한 검증이라고 한다. 유사성은 기존 검증 결과에 대한 검토로 검증이 완료될 수 있음을 알려준다.

- 해석 (Analysis, A)

일반적으로 수용되고 있는 이론이나 경험적인 평가에 의해 요구사항 검증이 수행되는 경우 이를 해석에 의한 검증이라고 한다. 많은 경우에 있어서 해석 결과는 문서 형태로 정리된다.

- 시험 (Test, T)

다양한 환경에서 제품의 성능이나 기능을 측정하거나 보여줌으로써 요구사항을 검증하는 경우 이를 시험에 의한 검증이라고 한다. 많은 경우에 있어서 특별한 장비나 설비가 요구된다.

-검사 (Inspection, I)

물리적인 특성에 대한 시각적인 결정에 의해 요구사항 검증이 수행되는 경우 이를 검사에 의한 검증이라고 한다.

-설계 검토 (Review of Design, R)

유효한 설계 문서나 설계 보고서 또는 기록에

대한 유효성 검토에 의해 검증이 수행되거나 승인된 설계 보고서, 기술 설명, 도면 등이 요구사항을 만족함을 보여주는 경우 이를 설계 검토에 의한 검증이라고 한다.

### 3.2 하드웨어 검증시험표

위성 개발 전략에 따라 여러 형태의 부품 모델이 사용된다. 여러 부품 모델을 사용하여 검증을 수행하는 경우 높은 신뢰도를 보장할 수 있지만 개발 비용 및 개발 기간이 많이 소요된다는 단점이 있다. 국내 저궤도 위성 개발의 경우 DM, STBM, EM, STM, QM, PFM, FM 부품이 사용되었다. 개발 비용 및 개발 일정을 최소화하기 위하여 PFM 부품 대신 개발 단계에서의 인증 모델이 사용될 수 있다. 각 부품에 대한 기능 및 환경 시험에 대한 내용은 하드웨어 검증 시험표로 종합 정리된다. 하드웨어 검증 시험표에는 부품명, 제작사, 부품 모델, 부품 개수, 인증 수준, 시험 항목 등의 정보가 종합 기술되어 있다.

## IV. 검증 관리

위성 개발 프로그램 차원의 검증 관리를 위해 검증 계획서가 작성된다. 검증 계획서에는 위성 개발 프로그램에 적용될 검증 개념 및 검증 요구사항이 기술된다. 요구사항에 대한 검증은 그림 3과 같이 검증 단계에서 검증 방법에 의해 검증이 수행되며, 검증 결과는 요구사항 검증표로 종합된다.

저궤도 위성 개발에 적용된 시스템 차원의 검증 범위는 그림 4와 같다. 시스템 규격서로부터 서브시스템 규격서까지는 시스템 엔지니어에 의해 검증 관리가 수행되었으며, 부품 이하 수준은 제품 보증 엔지니어와 부품 담당 엔지니어 중심으로 검증 관리가 수행되었다. 검증 관리 범위는 개발 조직, 개발 비용 등 위성 개발 환경에 따라

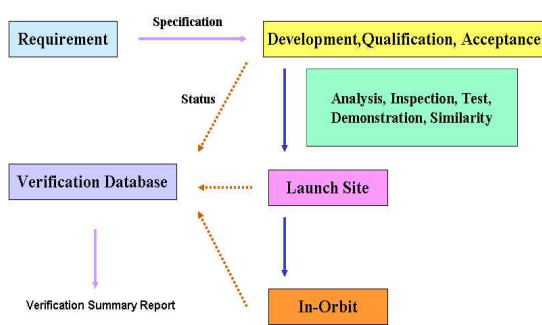


Fig. 3. Verification Management

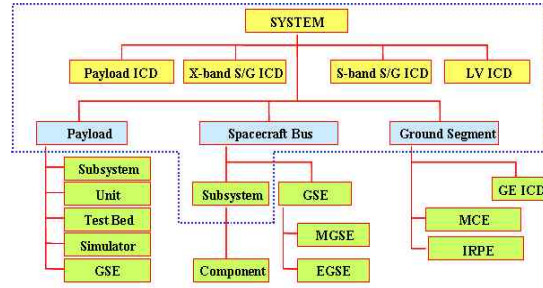


Fig. 4. Verification Scope

달라질 수 있다. 기본적으로 부품 요구사항에 대한 검증은 부품 제작사에 의해 수행된다. 제품 보증 엔지니어와 부품 담당 엔지니어는 부품 설계, 제작, 조립, 시험에 참여하여 검증 활동을 수행하고, 부품 납품시 제공되는 EIDP (End Item Data Package)에 대한 검토를 통해 부품 규격서 요구사항에 대한 검증 결과를 확인한다. EIDP에는 계약 요구사항이 부합됨을 증명할 수 있는 데이터들이 포함되어 있다.

## V. 저궤도 위성 개발 및 검증 흐름

저궤도위성의 경우 위성 본체와 탑재체로 구성된 위성체와 지상국 개발이 독립적으로 수행되었으며, 위성 시스템 수준에서 위성체와 지상국의 접속 시험이 수행되었다. 일반적으로 검증은 그림 5와 같이 빌딩 블록 접근 방법(building block approach)에 의해 하위 시스템으로부터 상위 시스템으로 수행된다.

전체적인 위성 개발 및 검증 흐름은 그림 6과 같다. 위성체 조립 이전에 소프트웨어 시험 모델, 전기 기능 시험 모델, 열구조 모델을 사용하여 시험이 수행되고, 최종적으로 위성체 시험이 수행된다.

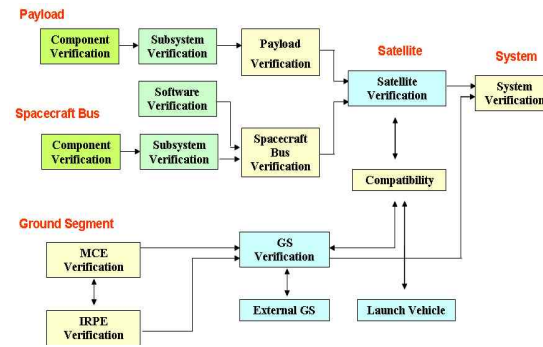


Fig. 5. Building Block Approach

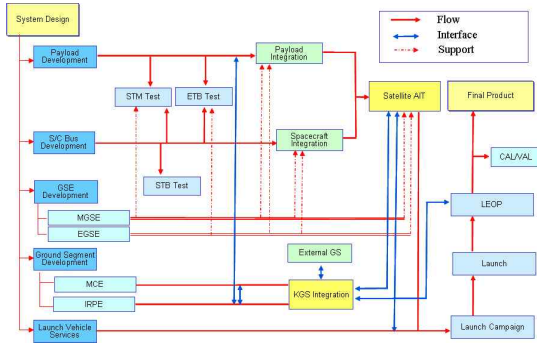


Fig. 6. Development and Verification Flow

5.1 열구조 모델 시험

열구조 모델(Structure and Thermal Model) 시험은 개발단계에서 수행되는 최초의 위성체 수준의 시험이다. 열구조 모델은 위성체의 열 및 구조 설계를 초기 인증하는데 사용된다. 열구조 모델에 사용되는 부품은 비행 모델과 구조 및 열 특성이 거의 유사하다. 열구조 모델을 이용하여 동적 시험, 태양전지판 전개 시험, 열균형 (Thermal Balance) 시험, 정렬 측정, 질량 측정 등이 수행된다.

5.2 전기 기능 시험 모델 시험

전기 기능 시험 모델(Electrical Test Bed) 시험은 전기적인 접속, 전기지원 장비, 소프트웨어, 시험 절차 등에 대한 검증을 위해 수행된다. 전기 기능 시험 모델 시험에 사용되는 엔지니어링 모델(EM) 부품은 상용 부속품을 사용한 것을 제외하고 비행 모델 설계를 반영한다. 전기 기능 시험 모델 시험에서는 중앙처리장치 시험, 비행 시뮬레이터를 이용한 위성 모드 검증, 서브시스템 알고리즘 시험, 고장 관리 시험, 지상 접속 시험 등이 수행된다.

5.3 소프트웨어 시험

여러 개의 중앙처리장치를 사용하는 경우 중앙처리장치는 동기화되어 운영된다. 각 중앙처리 장치에 구현된 소프트웨어에 대한 검증은 일차적으로 소프트웨어 시험 모델과 전기 기능 시험 모델을 이용하여 수행되며, 최종적으로 위성체 시험을 통해 소프트웨어 검증 및 보정이 수행된다.

5.4 위성체 시험

인수 시험을 통과한 비행 모델 부품을 이용하여 조립 절차서에 의해 위성체 조립이 수행된다. 위성체 조립 후 부품 정렬 요구사항에 대한 검증

이 수행되며, 전기지상지원장비를 이용하여 위성체 접속 및 기능 시험이 수행된다. 이후 안테나 성능 및 전개 시험, 지상국 접속 시험, 고장 시험, 태양전지판 전개 시험 등이 수행된다. 특히 발사 및 우주 환경에 대한 검증을 위하여 음향 환경 시험, 충격 시험, 열진공 시험, 전자파 시험 등이 수행되며, 환경 시험 전후의 시험 데이터의 비교를 통해 환경 시험 요구사항에 대한 만족 여부가 확인된다. 시스템 수준으로 최종단 시험과 Quick Look 시험이 수행된다. Quick Look 시험을 통해 탑재체 작동 및 기능에 대한 확인이 수행된다. 위성체 인수 시험이 종료된 후 선적전검토가 수행된다.

5.5 발사장 및 궤도 시험

위성체에 대한 최종 인수 시험이 종료된 후 위성체는 발사장으로 이동된다. 발사체 관련 요구사항은 일차적으로 위성체가 발사장으로 이송되기 전인 위성 조립 및 시험 기간 동안에 수행되며, 연료 주입 및 발사체 접속 관련된 요구사항에 대한 검증은 최종적으로 발사장에서 수행된다. 위성체는 우주에 발사된 후 초기 운영 및 검보정 과정을 통해 사용자에게 위성 영상을 제공할 준비를 완료한다. 저궤도위성의 경우 검보정 지점에 대한 관측을 통해 위성 영상에 대한 품질 확인이 수행된다.



Fig. 7. Space Environmental Test

VI. 결론

우주개발 중장기 계획에 의해 많은 위성이 국내 주도로 개발될 예정이다. 검증은 위성 개발 비용과 밀접하게 관련되어 있다. 위성 개발 비용을 절감하기 위해서는 체계적이고 효율적인 검증 개념 및 절차가 마련되어야 한다. 본 논문에서는 위성을 개발하는데 있어서 검증을 효율적으로 수행하기 위한 방안을 모색하기 위하여 저궤도위성

검증 경험에 기초하여 시스템 엔지니어링과 검증 관계에 대한 분석을 수행하였다.

본 논문에서 제시하고 있는 규격서 트리 작성, 규격서 구조, 요구사항 기술, 요구사항 할당 및 전달, 검증 전략 수립 등은 검증 관점에서 고려되어야 할 시스템 엔지니어링 사항이다. IT 기술은 위성 설계, 제작, 시험, 운영 단계로 요구사항 정보를 전달하고 검증 결과를 종합하는데 효율적으로 사용될 수 있다. 위성을 개발하는데 있어서 IT 기술을 접목하기 위해서는 전반적인 위성 개발 개념 및 검증 개념이 수립되고, 이를 구현하기 위한 구체적인 절차가 마련되어야 한다. 본 논문에서는 저궤도위성 개발 및 검증 경험을 바탕으로 위성 기술과 IT 기술을 접목하는데 필요한 내용을 제시하였다. 본 논문에서 제시한 검증 개념은 추후 국내 주도로 개발될 차세대 위성 개발에 적용할 경우 효율적인 검증 수행에 도움이 될 것으로 예상된다.

### 참고문헌

- 1) Systems Engineering Handbook, NASA, 1995.
- 2) Systems Engineering Fundamentals, Defense Systems management College Press, 1999.
- 3) MIL-STD-490A, Military Standard Specification Practices, Department of Defense, 1985.
- 4) MIL-STD-961D, Standard Practice for Defense Specifications, Department of Defense, 1988.
- 5) Ivy F. Hooks, Guide for Managing and Writing Requirements, Compliance Automation, INC., 2000.
- 6) M. Elizabeth C. Hull, Ken Jackson and A. Jeremy J. Dick, Requirements Engineering, 시스템체계공학원, 2005.
- 7) 김희섭, 김응현, 이상률, "체계적인 검증을 위한 규격서 작성", 한국항공우주학회 춘계학술 발표회, 2003, pp. 690-693.
- 8) MIL-STD-1540D, Product Verification Requirements for Launch, Upper stage, and Space Vehicles, Department of Defense, 1999.
- 9) ECSS-E-10-02A, Space Engineering Verification, ESA Publications, 1998.