

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(11), 915-920(2013)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.11.915

인공위성 개발을 위한 유닛 열시험 개요와 실제

서정기*, 장태성, 차원호

Overview of Thermal Test and Practice in Developing Satellite

Joung-Ki Seo*, Tae-Seong Jang and Won-Ho Cha
SaTReC(Satellite Technology Research Center), KAIST

ABSTRACT

Units developed for a real satellite should pass space environmental tests and launch environment tests. Thermal Vacuum Test, one of the space environmental test, simulates extreme thermal environment encountered in on-orbit operation of satellite. Many payloads which adapt non-traditional, brand-new technology are developed by developers who is not familiar to space engineering field. There might be some possibility of mistakes which result in serious problem due to lack of experience, especially from planning to performing thermal vacuum test. In this paper, brief overview of thermal environmental test related to a satellite development is summarized in order to prepare and perform the thermal test.

초 록

인공위성 내부 유닛들이 위성에 실장 되기 위해서는 각 위성 프로그램에서 요구하는 다양한 환경시험을 반드시 통과해야 한다. 최근 타 분야의 기술이 우주분야로 이전되면서 다양한 인공위성 탑재체들이 개발되고 있다. 하지만, 타분야 개발자의 경우 우주개발에 대한 경험 및 이해부족으로 발사 및 우주환경시험을 수행함에 있어 다양한 문제점을 접하게 된다. 본 기술논문에는 위성개발 각 단계에서 수행되는 열시험의 개념을 서술하여 우주분야 기술개발을 처음으로 수행하는 개발자가 열시험을 준비하는데 실제적인 도움을 주고자 한다.

Key Words : Thermal Vacuum Test(열진공 시험), Thermal Cycle Test(열주기 시험), Environment Test Specification(환경시험조건)

1. 서 론

기존 국내 우주기술 개발은 연구개발 경험이 풍부한 산업체와 연구소를 중심으로 수행되어 왔으나, 최근 국가주도의 핵심우주기술 개발사업, 우주원천기술 개발사업 등을 통해 대학 중심의 연구개발 사례가 증가하게 되었다[1]. 이러한 추세는 앞으로 계속 이어질 것이며, 다양한 전공을

갖는 연구자의 우주분야 기술개발 참여 증가로 인해 우주기술개발은 더욱 폭넓은 방식으로 전개 될 것이다. 하지만 하나의 요소기술이 최종적인 위성 탑재물로 완성되기까지 다양한 기술적 검증과 환경시험이 필요하다. 이 과정에서 실무자의 경험부족, 우주분야 특수성에 대한 이해부족으로 예상하지 못한 난관에 부딪히는 경우가 적지 않다[2,3]. 특히, 우주기술 개발과 관련된 열시험

† Received: July 2, 2013 Accepted: October 30, 2013

* Corresponding author, E-mail : mart@kaist.ac.kr

http://journal.ksas.or.kr/

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

(Thermal Test)은 시험 종류와 방법론, 시험규격 설정 등이 매우 복잡하여 명확하게 정의하는데 어려움이 발생한다. 본 논문에서는 위성개발과 관련된 열시험의 기초적인 내용을 개념적으로 설명하여 우주분야 신기술 개발자에게 실질적인 도움을 주고자 한다.

II. 인공위성 열시험 개요

2.1 우주의 열환경과 인공위성 열설계

지구 궤도를 운행하는 인공위성은 우주의 극단적인 열적 환경에 노출된다. 태양이 위성에 가하는 복사열은 약 $1353\text{W}/\text{m}^2$ 이며, 태양광이 지구에 반사되어 가해지는 복사열량(Albedo)은 고도와 지표면 상태에 따라 다르지만 일반적으로 태양복사열의 약 30% ($\approx 400\text{W}/\text{m}^2$)로 알려져 있다. 한편, 지구 자체에서 방열되는 적외선에 의한 복사열량은 약 $240\text{W}/\text{m}^2$ 이다[4]. 위성이 태양에 노출되는 낮 기간에는 태양복사열, 지표면에 반사된 복사열, 지구 자체 복사열에 노출되어, 상당량의 복사에너지가 위성으로 유입된다. 반대로 지구 그늘에 가려지는 밤 기간(Eclipse) 동안에는 위성에서 극저온(-270°C)인 심우주로 열이 방출된다. 태양동기궤도 위성의 경우 낮/밤이 주기적으로 바뀌게 되며 이에 따라 위성온도가 상승/하강하게 되지만, 정지궤도 위성의 경우 밤 기간이 없는 운용기간이 존재하기도 한다.

2.2 열시험(Thermal Test)의 종류

위성 개발에서 대표적인 열시험은 크게 열주기 시험(Thermal Cycling Test)과 열진공 시험(Thermal Vacuum Test)로 나눌 수 있다. 열주기 시험은 시험품에 고온/저온 상태를 주기적으로 노출시키는 시험이다. 열주기 시험은 대기 또는 질소로 충전된 챔버(Chamber)에서 수행된다. 열주기 챔버 내부에는 대류열전달이 존재하므로 시험품의 온도를 빠르게 올리고 내릴 수 있는 장점이 있다. 짧은 시간에 많은 고온/저온 사이클을 부가할 수 있으므로 많은 사이클을 가해야 발견될 문제점을 찾아내는데 유용하다. 단, 열주기 챔버는 팬(Fan)에 의한 강제대류와 자연대류에 의한 공기순환이 존재하므로 챔버 내부에 따라 국부적 온도 불균일이 발생할 수 있다. 따라서, 전체적으로 온도가 안정화된 뒤에 시험을 수행하도록 한다. 아울러, 열주기 시험 동안 챔버 내부에 포함된 수증기의 결로현상(Condensation)이 발생할 수 있으므로 매우 주의해야 한다.

열진공 시험은 시험품에 진공상태 고온/저온 환경을 조성하여 각 상태에서 시험품이 정상작동 유무를 판별하도록 한다.

열주기 시험과 열진공 시험은 시험품에 온도 변화를 가하는 유사한 시험이지만, 목적과 상황에 맞도록 선택적으로 수행되어야 한다.

2.3 열시험 대상의 구분

열진공 시험은 크게 유닛 레벨(Unit Level)과 시스템 레벨(System Level) 열진공 시험으로 나눌 수 있다. 일반적으로 유닛(Unit)은 하나의 독립적인 기능단위를 의미한다. 모듈(Module)은 유닛에서 독자적인 기능을 수행하는 세분화된 단위로 유닛은 모듈의 집합체로 간주하는 것이 일반적이다. 각각의 모듈에 가해지는 열적조건이 유사하므로 특별한 이유가 없는 한 모듈단위 열진공 시험은 수행하지 않으며, 유닛레벨을 열진공 시험의 최소단위로 설정하여 시험을 수행한다.[5]

시스템 레벨 열진공 시험은 모든 유닛을 조립하여 시스템 차원으로 열진공 시험을 수행하는 것이다. 비록 각각의 유닛이 열진공 시험을 통과했다고 해서 위성이 시스템 레벨에서 정상적으로 동작한다는 보장은 없다. 저온/고온 상태에서 하니스(Harness)의 미세한 수축팽창으로 인한 접촉 불량, 각 전자유닛의 클럭 변화에 따른 동기화 에러 등 전체 시스템이 조립되어야 발견되는 문제점도 존재하기 때문이다. 따라서, 시스템 레벨 열진공 시험은 개별 유닛이 모두 열진공 시험을 통과하였다 하더라도 반드시 수행 되어야 한다.

2.4 위성 개발 단계에 따른 열시험 구분

위성개발의 단계는 크게 공학모델(EM, Engineering Model), 인증모델(QM, Qualification Model), 비행모델(FM, Flight Model)로 나눌 수 있고, 각 개발단계에서는 프로그램(Program) 차원에서 요구되는 열시험을 수행하여 시험품에 열적으로 문제가 없음을 확인한다[6].

공학모델은 시험품이 기능적 요구사항 만족여부 검증이 주된 목적이므로, 공학모델에 대해서는 열진공 시험이 필수적인 것은 아니다. 인증모델에 대한 시험은 인증시험(Qualification Test)라고 하며 시험품에 가해질 것으로 예상되는 온도 범위에 일정한 인증 마진(Qualification Margin)을 더하여 넓은 온도대역에 대해서 시험을 수행한다. 이를 통해 시험품의 열설계가 성공적으로 수행되었음을 증명한다. 비행모델(FM)에 대한 시험은 인수시험(Acceptance Test)라고 불린다. 비행모델 시험의 목적은 납품될 비행모델의 조립,

제작오류에 대한 검증이 주목적이다. 인증시험과 유사하게 인수시험에서도 예상 온도범위에 일정량의 인수 마진(Acceptance Margin)을 더하는데, 실제로 발사될 FM 유닛/위성체에 과도한 스트레스를 가할 필요가 없으므로 이는 인증마진보다는 작은 값을 가지는 것이 일반적이다.

III. 열진공 시험 개요

3.1 열진공 시험 장비구성

열진공 시험 장비는 진공 환경 속의 시험품 온도를 주기적으로 높이고 낮추는 기능을 수행한다. 열진공 챔버는 원통 또는 육면체 형태이다. 원통형은 육면체에 비해 대기압에 의한 응력을 견디는데 유리한 형상이므로 일반적인 열진공 챔버는 원통형으로 설계된다. 열진공 챔버 내부에는 Shroud라고 불리는 내벽이 있는데, 이 벽면에는 온도가 조절되는 냉매가 흐른다. 챔버 벽면과 Shroud는 단열되어 외부로의 열교환이 차단되어 있다. 열진공 챔버 벽면에는 시험품과 각종 계측기 및 전원공급기의 전기적 연결을 위한 포트(Port)가 설치되어 있다. 열진공 챔버에 부착되는 포트는 핀이 벽면을 관통하는 형태(Feed through)이므로 핀 번호의 뒤바뀔(Mirror)이 발생한다. 열진공 시험 준비 단계에서 이에 대한 사전확인이 반드시 필요하다.

진공펌프는 열진공 챔버 내부의 공기를 외부로 빼내어 챔버 내부에 진공을 형성하는 장비이다. 진공펌프는 일반적으로 1차 펌프(1st Stage Pump)와 2차 펌프(2nd Stage Pump)로 구성된다. 1차 펌프는 저진공(=10⁻³ torr)까지 진공도를 만드는데 사용되며, 기계식 로터리 펌프(Mechanical Rotary Pump)가 주로 사용된다. 2차 펌프는 기름(Oil)을 가열해서 기체분자를 포집하는 디퓨전 펌프(Diffusion Pump), 날개를 고속으로 회전시키는 터보펌프(Turbo Pump), 배관을 극부적으로 냉각시켜 압력을 떨어트리는 극저온 펌프(Cryogenic Pump) 등으로 나눌 수 있다. 어느 방식이든 고진공을 얻기 위해 필요한 펌프이며 각각의 장단점이 있으므로, 주어진 상황에 맞도록 시스템을 구성하도록 한다[7].

냉각기는 열진공 챔버 Shroud에 냉매를 공급하며 냉매 냉각방식에 따라 냉동 사이클을 이용하는 기계식 냉각기 또는 액체/기체 질소를 이용한 질소냉각 방식이 사용된다.

3.2 열진공 시험 온도 프로파일

열진공 시험은 진공상태의 시험품에 고온/저

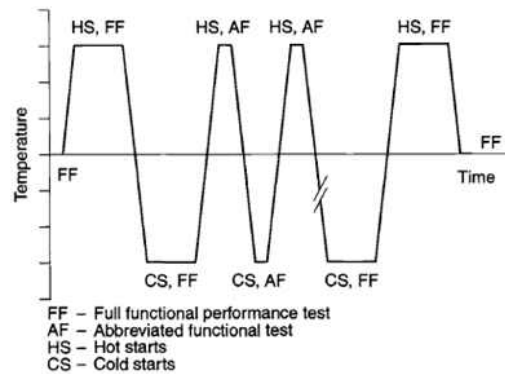


Fig.1. Temp. Profile of Thermal Vacuum Test

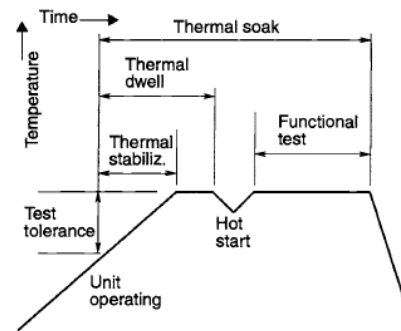


Fig. 2. Definition of Major Terms

온 사이클을 반복적으로 부가하는 시험으로 전형적인 온도 프로파일을 Fig. 1에 나타내었다[5].

열진공 시험의 온도 프로파일을 결정하기 위해서는 시험전에 정의되어야 할 물리량들이 있으며, 상황에 맞게 이 값을 부여하도록 한다. 이를 Fig. 2에 나타내었다[5].

- 시험 온도(Target Temperature) : 열해석으로 얻은 최고/최저 온도에 일정한 마진을 붙인 값으로 시험이 수행될 온도를 의미한다.

- 사이클 횟수(Number of Cycle) : 사이클 횟수는 시험품의 기술적 성숙도에 의해 결정된다. 즉, 이미 개발되어 실용화 단계에 들어간 제품은 Workmanship 검증만이 필요하므로 요구되는 사이클 횟수가 적고, 처음 개발된 제품은 기술적 검증차원에서 요구되는 사이클 횟수가 많다. 이는 3.5절에 상세하게 기술하도록 한다.

- 시험 여유(Test Tolerance) : 실제 시험에서 가급적 시험온도를 맞추도록 노력하지만, 장비운용상 시험온도를 정확히 맞추기 어려운 경우가 발생한다. 이를 감안하여 시험 기준온도 대비 3°C 이내를 일반적으로 시험 여유로 허용한다.

- 열적 안정상태(Thermal Stabilization) : 챔버와 시험품은 복사열전달 모드로 상당량의 열교환

을 하기 때문에 온도가 거의 비슷해질수록 열교환 속도가 느려진다. 시험 온도에 도달하여, 1°C/hour 이내로 변하는 경우에 시험품은 열적 안정상태에 도달하였다고 선언한다. 열적 안정상태는 온도 기준점이 시험 온도에 도달했다는 의미이며, 시험품 전체가 등온(Steady State)임을 의미하지는 않는다. 기능 시험은 시험품 전체가 시험온도를 만족시킨 상태에서 수행되어야 의미가 있다.

• 등온시간(Thermal Dwell Time) : 온도 기준점이 열적으로 안정상태 조건을 만족한다고 해서 시험품 전체가 등온이 되었다고 보장할 수 없다. 이에 따라 전체 시스템이 등온이 될 수 있도록 일정시간을 부여하도록 한다.

• 담금시간(Thermal Soak Time) : 열적 안정화 시작부터 기능시험이 끝나는 시점까지 총 시간을 의미하며, 각 고온/저온 상태에서 얼마만큼 머물렀는지를 나타내는 물리량이다.

• 온도변화율 (Transition Time) : Shroud의 온도변화율을 의미하며 높을수록 시험품의 온도가 빠르게 변한다. 너무 높은 값을 가지면 시험품에 열충격(Thermal Shock)을 가하는 상황이 되므로 최대 3~5°C/min 을 넘지 않도록 한다.

3.3 열진공 시험 온도 기준점

열진공 시험시 시험품 내부 여러 지점에 온도 센서를 부착하여 온도를 측정한다. 기본적으로 열진공 챔버는 Shroud의 온도만을 제어한다. 제어할 수 있는 변수가 1개 이므로 시험품 온도에 대한 기준점은 여러 센서 중 한 지점만이 선택될 수 있다. 일반적으로 유닛 열진공 시험에서는 유닛의 바닥면 온도를 기준으로 선택한다. 시스템 레벨 열진공 시험에서는, 특히 중/대형 위성의 열진공 시험에서는 주요부위에 독립적인 히터를 부착하여 실제 궤도상의 온도분포를 모사하여 열진공 시험을 수행하기도 한다[8].

3.4 열진공 시험 온도 여유(Margin)

열진공 시험에 부과하는 마진은 개발 프로그램에 따라 다르게 정의될 수 있다. 일반적인 관점에서 통용되는 세 가지 기본 마진을 설명하면 아래와 같다[5].

• 열해석 마진(Thermal Uncertainty Margin) : 궤도 열해석은 주어진 상황을 단순화하여 해석한 것으로 해석대상의 온도를 정확히 예측한다고 말할 수 없다. 또한, 해석상의 오류, 경계조건 입력 오류에 의한 오차발생 가능성은 여전히 남아있

다. 이를 감안하여 열해석 예측값에 열해석 오류 보정을 위한 마진을 붙이는데 이를 열해석 마진(Thermal Uncertainty Margin)이라고 한다.

• 인증 마진(Qualification Margin) : 인증시험을 수행하는 경우 열해석 마진에 추가로 부과하는 값으로 해석으로 예상되지 못한 가혹한 상황을 고려하기 위한 것이다.

• 인수 마진(Acceptance Margin) : 인수시험을 수행하는 경우 열해석 마진에 추가로 부과하는 값이다. 시험품은 비행모델 이므로 불필요하게 가혹한 시험환경을 가할 이유가 없다. 따라서 인증마진 보다는 작은 값을 선택하도록 한다.

위에서 제시한 세 종류의 마진을 정의하는 방식에 따라 열진공 시험 상한/하한 기준온도에 차이가 발생할 수 있다. 일반적으로 위의 마진은 위성 프로그램 초기단계에 시스템 요구조건으로 선언된다. 위 마진을 정의하는 기준으로 미군 군사규격과 NASA/JPL의 규격을 예로 들 수 있다.

• 미군 군사규격(Mil-STD-1540)[9] : 미군 군사규격은 전 세계 어느 곳에서든 미군의 무기는 정상적으로 작동해야함을 전제로 작성된 규격이므로 그 조건이 매우 까다롭다. 열진공 시험과 관련한 미군 시험규격은 MIL-STD-1540이 대표적이며, 여기서는 열해석 마진을 11°C, 인증마진을 10°C, 인수마진을 5°C로 정의하고 있다. 이를 Fig. 3에 나타내었다. MIL-STD-1540을 원칙적으로 적용할 때 주의할 점은 인증시험의 최소범위는 -34~+71°C, 인수시험의 최소범위는 -24~+61°C로 정의되어 있다는 것이다. 예를 들어, 열해석을 통해 최대/최소 온도가 -18~+42°C로 예상되는 유닛의 경우, 열해석 마진을 포함하면 -29~+53°C가 된다. 이 경우 인증마진을 포함한 범위는 -39~+63°C가 되지만 최소범위 조건에 의하여 실제 인증시험 범위는 -39~+71°C가 되는 것이다. 마찬가지로 방법론으로 인수마진을 포함한 범위는 -34~+58°C이지만, 인수시험은 최소범위 조건에 따라 -34~+61°C가 된다.

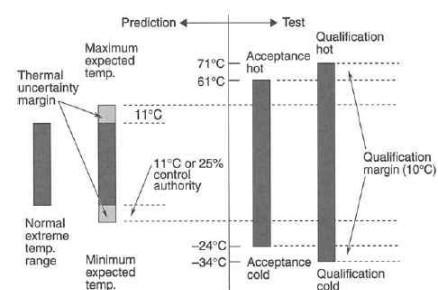


Fig. 3. Thermal Margin (Mil-STD 1540)

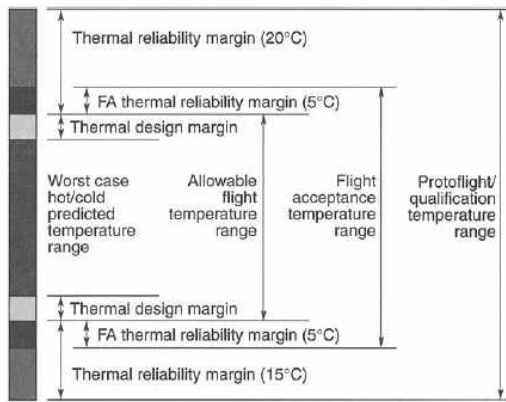


Fig. 4. Thermal Margin (NASA/JPL)

• NASA/JPL 규격[5] : 미군 군사규격과 달리 최저/최고치에 대한 최소규격이 없다. 열해석을 통하여 얻은 데이터에 열설계 마진(Thermal Design Margin)을 포함하되 선언된 허용비행 온도 (Allowable Flight Temperature)를 기반으로 인증시험에는 -15/+20°C, 인수시험에는 +5°C를 부가하여 열진공 시험을 수행한다. 배터리의 경우, 온도가 0°C 이하로 내려가면 성능과 수명이 급격히 저하된다는 것은 널리 알려진 사실이지만, 배터리에 대해서 미군 군사규격을 그대로 적용한다면 열진공 시험이 사실상 불가능하다. 즉, NASA/JPL 규격은 미군 군사규격과 비교하여 최소범위 조건을 삭제, 위성 개발 프로그램의 현실에 맞도록 조정된 것이라고 할 수 있다.

3.5 열진공 시험 사이클 횟수

열진공 시험 사이클 횟수는 시험품의 기술적 성숙도, 시험시간과 비용한계, 열주기 시험 여부에 따라 조정될 수 있다[9]. 가장 기본이 되는 미군 군사규격에서 제시하는 유닛의 열진공 시험 사이클 횟수 정의를 Table 1에 나타내었다. Table 1에 정의된 열진공 시험 횟수는 열주기 시험 유무에 따라 경감될 수 있음을 알 수 있다. 열진공 시험 횟수는 개발비용과 직접적으로 연관이 있기 때문에 위험부담을 감수하더라도 프로그램 차원에서 횟수경감을 할 수 있다.

3.6 유럽연합의 환경시험 표준규격

최근 실용위성 개발과 관련하여 유럽과의 활발한 우주기술 교류가 이루어지고 있는 추세이므로 이를 간략히 소개하도록 한다. 유럽에서 개발된 우주용 제품은 2002년도에 제정된 유럽 표준 규격인 ECSS (European Cooperation for Space Standardization)-E-10-03A를 바탕으로 환경시험이 수행된다. 열시험과 관련하여 유럽규격과 미

Table 1. Summary of Unit TVT (Mil-STD 1540)

Thermal Cycle Test Parameter	Qualification	Protoqualification	Acceptance
Temperature	Minimum expected with -10°C margin to maximum expected with +10°C margin, or at least -34 to +71°C	Minimum expected with -5°C margin to maximum expected with +5°C margin, or at least -29 to +66°C	Minimum to maximum expected, or at least -24 to +61°C
Temperature range	105°C	95°C	85°C
Number of cycles (nonelectrical)	3 minimum	3 minimum	1 minimum
Number of cycles (electrical)	24 minimum if only TV performed; 3 if 24 TC cycles also performed	24 minimum if only TV performed; 3 if 24 TC cycles also performed	8 minimum if only TV performed; 1 if 8 TC cycles also performed
Thermal dwell	1 hr first and last cycles; not required on intermediate cycles	1 hr first and last cycles; not required on intermediate cycles	1 hr first and last cycles; not required on intermediate cycles
Thermal soak	6 hrs first and last cycles; 1 hr intermediate cycles	6 hrs first and last cycles; 1 hr intermediate cycles	6 hrs first and last cycles; 1 hr intermediate cycles
Pressure	10 ⁻⁴ torr or less	10 ⁻⁴ torr or less	10 ⁻⁴ torr or less

Table 2. ECSS 규격의 주요사항 요약

	인증마진	인수마진	사이클회수
열주기시험	10°C	10°C	8회
열진공시험	5°C	5°C	8회
(1) 열주기 시험이 수행된 경우 열진공 시험은 1회 수행 (2) 시험여유 : Tmax : +3°C to 0°C, Tmin : 0°C to -3°C (3) 온도변화율 : 3~5°C/min, > 1°C			

국규격을 비교하면 개념은 유사하나 방법론에 있어 차이를 보인다. ECSS에서는 유닛 열진공 시험의 첫 사이클은 해당유닛이 Non-operating 상태에서 부품규격상 허용가능한 최대/최저온도를 가하고 이후 사이클에서는 열해석에 마진을 붙인 값으로 정의된 최대/최소온도로 시험을 수행한다. 하지만, 시스템 레벨 테스트인 경우 유닛레벨 테스트와 달리 열해석 결과에 마진을 붙인 최대/최소온도로 시험을 수행한다. ECSS 규격의 주요사항을 정리하면 Table 2와 같다[10].

3.7 열진공 시험 기준 완화(Wavering)

시험품에 대해서 이전의 시험결과가 요구조건을 만족시키는 경우나 시험품이 해당 환경에 민감하지 않은 경우에는 시험조건을 완화시킬 수 있다. 하지만, 시험기준 완화는 시스템 차원에서 문제발생 가능성을 염두에 두고 결정해야 한다.

한편, 열진공 시험은 많은 비용이 들어가는 시험이므로 미군 군사규격에는 저전력 전자유닛의 인수시험에 대해서는 이를 자율재량으로 맡기는 경우도 있다. 특히 진공의 영향을 거의 받지 않는 유닛(Vacuum-insensitive Unit)의 경우 유닛 내부 온도는 열주기 시험과 열진공 시험에서 거의 동일한 값을 가지므로 시스템 차원의 결정에 의해 열주기 시험만으로 열진공 시험을 대체할 수 있다. 열진공 시험에 대한 기준완화 기준은

온도민감성(Temperature Sensitive)과 진공 민감성(Vacuum Sensitive)을 기초로 한다. 일부 전자 소자는 저온으로 내려가면 저항이 감소하여 작동 특성이 바뀌어 전자유닛이 오작동하는 경우가 종종 발생한다. 이러한 경우는 온도민감성이 높은 유닛이라고 말할 수 있다. 한편, 고전력을 소모하는 유닛의 경우 저진공 상태에서 방전(Corona Arc)이 발생할 수도 있다. 이러한 경우는 진공민감성이 높다고 말할 수 있다. RF 유닛의 경우 온도와 진공에 민감하므로 열진공 시험이 반드시 수행되어야 한다고 알려져 있다. 열진공 시험이 반드시 수행되어야 할 경우는 다음과 같다[5].

- 진공도에 민감한 유닛, 작동 허용온도 범위가 좁은 유닛, 밀봉(Hermetically Sealed)된 부품, 방전이 발생할 수 있는 유닛, 고전력을 소모하는 유닛, 열변형으로 전기적 단락발생 가능 부품, 처음 설계된 유닛, 비행경험이 없는 유닛.

한편, 열진공 시험을 열주기 시험으로 대체할 수 있는 경우는 다음과 같다.

- 열진공 시험이 특별한 의미가 없는 경우(온도민감성, 진공민감성이 매우 낮음), 열전달 경로가 충분히 확보되는 경우, 열발생이 미미한 경우.

위 조건을 만족하여 유닛레벨에서 열진공 시험을 열주기 시험으로 대체하는 경우 그 위험성(Risk)은 상위 시스템으로 올라감을 인지하여야 하며, 이는 시스템 차원에서 결정한다.

3.8 열진공 시험 준비 및 시행

3.2~3.7절에서 언급한 내용을 바탕으로 열진공 시험 규격이 도출되면 이를 바탕으로 열진공 시험 절차서를 작성한다. 열진공 시험 절차서는 상온진공, 저온진공, 고온진공 등 시험의 각 단계에서 수행될 기능시험, 시험품 온도, 챔버 온도 상황, 특이사항 등 시험전반의 내용을 수기로 기록할 수 있도록 작성된 문서이며, 시험 종료 후 시험 관계자의 서명을 받도록 한다. 앞서 언급한 바와같이 챔버 벽면 포트 연결과 관련하여 핀 종류(Male/Female) 및 핀번호 바뀔을 감안하여 챔버 내/외부 연결 하니스 제작에 오류가 없도록 주의한다.

IV. 결 론

본 논문에 위성개발 과정에서 필수적으로 수행되는 열주기 시험과 열진공 시험의 기초적인

개념을 설명하였다. 본 논문을 통해 우주분야 기술개발에 참여하는 타분야 연구자들이 좀 더 쉽게 열시험 규격을 이해하고 개발 중인 위성 유닛의 실정에 맞는 열시험 규격을 도출, 시험을 수행할 수 있을 것으로 예상된다.

후 기

본 연구는 KAIST 인공위성연구센터(SaTReC) 기관고유사업의 지원으로 수행되었습니다.

References

- 1) <http://www.nrf.re.kr>
- 2) W. J. Tak, J. U. Jo, M. S. Lee, and B. K. Kim, "Release Mechanism for Small Satellite using Micro DC motor," J. Korean Society for aeronautical & space science, Vol. 38, No. 8, 2010, pp.767-773.
- 3) K. J. Lee, "Antennas Design for LEO Satellite and Space Environmental Experiments," Ms. D. Thesis, Korea Aerospace University, pp. 77-91, 2010.
- 4) W. J. Larson, J. R. Werts, *Space Mission Analysis and Design*, Third Ed., Microcosm Press, California, 1999, pp. 431-434.
- 5) D.G. Gilmore, *Spacecraft Thermal Control Handbook*, Third Ed., The Aerospace Corp, California, 2002.
- 6) Y. G. Jang, D. H. Lee, *Satellite System Design*, Kyungmoon Press, Seoul, 1997, pp. 427.
- 7) H. H. Kim, Y. E. Whang, D. H. Park, K. J. Im, *Introduction to Basic Vacuum Engineering for Semiconductor and Display Processing*, Naeha Press, Seoul, 2007, pp.69-85.
- 8) E. S. Shim, C. Kim, S. R. Kun, T. Y. Kim, B. S. Hyun, S. W. Choi, *Short Course on Satellite - Structure and Thermal Subsystem*, KSASS, 2007.
- 9) *Test Requirements for Launch, Upper -Stage, and Space Vehicles, Military Standard, MIL-STD-1540C*, 15 September 1994.
- 10) *European Cooperation for Space Standardization, ECSS-E-10-03A*, 15 February 2002.