

# 인공위성 탑재품의 환경 스트레스 스크리닝을 위한 열환경시험 테일러링 연구동향 분석

성아정<sup>1,†</sup> · 박신무<sup>2</sup> · 오현웅<sup>3</sup> · 이균호<sup>4</sup> · 임재혁<sup>1</sup>

<sup>1</sup>전북대학교 기계공학과

<sup>2</sup>한국항공우주연구원 스페이스파이어오니어사업단

<sup>3</sup>한국항공대학교 항공우주공학과

<sup>4</sup>세종대학교 항공우주공학과

## Research Trends in Tailoring of Thermal Environment Test Requirement for Environmental Stress Screening of Satellite Components

Ah-Jeong Seong<sup>1,†</sup>, Shin-Mu Park<sup>2</sup>, Hyun-Ung Oh<sup>3</sup>, Kyun Ho Lee<sup>4</sup>, Jae Hyuk Lim<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Department of Mechanical Engineering, Jeonbuk National University

<sup>2</sup>Korea Aerospace Research Institute Space Pioneer Program Office

<sup>3</sup>Department of Aerospace Engineering, Korea Aerospace University

<sup>4</sup>Department of Aerospace Engineering, Sejong University

### Abstract

In this study, we explore the purpose, origin, and history of thermal testing in the development of artificial satellite components. We seek to understand precisely the test variables associated with thermal vacuum and thermal cycle tests, including temperature margins and cycle counts, which may differ according to the development model. We analyze specifications detailed in standards from NASA, ESA, MIL, and others. Furthermore, given the recent surge in interest in CubeSats and nanosatellites, this paper aims to identify research trends in customizing satellite development projects according to their budget and duration.

### 초 록

본 연구에서는 인공위성 구성품 개발에 사용되는 열환경시험의 목적, 태동 및 역사에 관해 살펴본다. 개발모델에 따라 달라지는 온도마진, 주기 수 등 열진공시험, 열주기시험과 관련된 변수를 정확하게 이해하고 NASA, ESA, MIL 규격 등에 기술된 규격을 분석한다. 또한 최근 큐브위성과 초소형위성에 대한 관심이 고조됨에 따라, 인공위성 개발사업의 예산과 기간에 맞는 테일러링에 대한 연구동향을 파악하고자 한다.

**Key Words** : Tailoring(테일러링), Thermal Environment Test(열환경시험), Thermal Cycling Test(열주기시험), Thermal Vacuum Test(열진공시험), Environmental Stress Screening(환경 스트레스 스크리닝)

## 1. 서 론

지구 저궤도를 공전하는 인공위성은 우주의 극한 환경에 노출된다. 지구 저궤도 위성의 경우 낮, 밤의 변화로 인해 하루당 14~15 번의 열주기를 겪으며, 계절

변화로 인해 겨울 중 동지에 가장 높은 평균 온도를 경험하고 여름 중 하지에 가장 낮은 평균 온도를 경험한다. 또한 11년 간격으로 변화하는 태양 활동 주기에 따라 임무기간 전반에 걸쳐 평균 온도가 변화하기도 한다.

이러한 극한 환경에 노출이 되는 인공위성은 우주 공간에 발사된 이후 고장 발생 시 수리가 불가능하며, 고장 발생을 막고 성공적인 임무 수행을 위해 개발 및 발사 전 다양한 환경시험을 수행한다. 특히 열환경시

Received: Jan. 18, 2024 Revised: Jun. 09, 2024 Accepted: Jun. 13, 2024

† Corresponding Author

Tel: \*\*\*-\*\*\*\*-\*\*\*\* E-mail: jaehyuklim@jbnu.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

험은 궤도환경에서 예상되는 탑재품 온도에 적절한 온도마진과 열주기 횟수를 노출시켜서 수행하는 시험이다. 이 중 인증(Qualification) 시험을 통하여 극한 환경의 스크리닝 적용으로 설계마진 여부 및 잠재 결함을 검증하며, 인수(Acceptance) 시험은 인증시험보다는 비교적 낮은 스크리닝을 적용하여 제작, 조립 오류 등의 작업도(Workmanship) 검증을 수행한다[1].

온도마진과 열주기 횟수에 관한 방침은 미국항공우주국(National Aeronautics and Space Administration, NASA), 미국 국방부(Department of Defense, DOD), 미군(Military, MIL), 유럽 우주국(European Space Agency, ESA)마다 각기 달라 초심자들이 업무를 수행할 때 굉장히 혼란을 겪기도 한다. 또한 MIL 규격의 경우 상대적으로 과도하여 이를 준수하는 경우 개발기간과 개발비용이 비약적으로 증가하여 업무수행에 큰 차질을 겪기도 한다.

최근 뉴스페이스 패러다임을 기반으로 많은 탑재품들을 값싸고 빠르게 개발하려고 노력하는 추세이다. 특히, 50kg 이하 큐브위성(CubeSat)과 50~150 kg급 초소형위성 개발 시에 이전 발사로부터 충분히 검증된 중저가의 COTS(Commercial Off-the-shelf) 부품을 사용하거나 또는 탑재품 설계시 TMR(triple modular redundancy) 등의 중복설계를 고려하여 개발비용을 줄이고 신뢰성을 높이는 연구가 활발하게 진행되고 있다.

NASA는 위성의 임무 중요도, 복잡성, 비용에 따라 Table 1과 같이 Class A~D의 4개 등급으로 분류하였다. 이를 토대로 국내에서는 Table 2와 같이 국내 위성 개발 현황을 고려한 임무 분류기준을 마련하였다. Class A~B는 임무에 대한 위험도와 중요도 측면을 강조하며, 보통 과학적 또는 탐사 목표와 직결된다. 초소형위성 및 큐브위성은 국내 기준 Class C~D 임무에 속한다[2, 3].

따라서 본 연구에서는 열환경시험의 태동과 각 기관의 열환경시험 관련 규격을 요약하고, 테일러링을 시도한 연구를 소개한다. 2장에서는 열환경시험의 역사, 각 기관별 규격 현황을 다루며, 3장에서는 테일러링과 관련된 동향을 설명한다. 4장에서는 결론을 제시한다.

**Table 1** Mission Risk Class Profiles [2]

Char.	Class A	Class B	Class C	Class D
Mission Risk Accp.	Lowest	Low	Moderate	Highest
National Significance	Extremely Critical	Critical	Less Critical	Not Critical
Payloads	Operational	Demonstrates operational utility	Typically experimental	Typically experimental
Acquisition Costs	Highest	High	Medium	Lowest
Development time	May take 4 or more years	May take 3 or more years	May take 2 or more years	May take 1 or more years
Mission Life	Long, greater than 5 years	Medium, up to 5 years	Short, typically less than 2 years	Short, typically less than 1 year
Launch Constraints	Critical	Medium	Few	Few-None

**Table 2** Mission Classification Standard for Domestic Satellite Mission [3]

선발표 요소	Class A	Class B	Class C	Class D
우선순위	최상	상	중	하
위험 허용도	최소	중	중상	상
국가적 중요성	최상	상	중	중하
탑재체 종류	실험용	실험용, 시연용 (Demo)	탑재체(경량 실증, QM급), 실험용	실험용, 기술검증용 (EM급)
복잡도	최상~상	상~중	중~하	중~하
임무 수명	> 5년	3~5년	1~3년	< 1년
사업비(억)	> 1,000	500~1,000	100~500	< 100
대안 가능성 여부	무	소수	일부	충분
임무성공 확률도	최상	상	중	하
국내 위성 프로그램 사례	정지궤도 위성/통신 위성 대형과학 위성	정지궤도 위성/중형과학 위성/초대형 (대형)	저궤도위성/소형과학위성/표준과학 위성/중형기술검증위성(중형실험)	나노위성/표준위성/소형기술검증위성(소형실험)
임무등급 기준	Level 1	Level 1 또는 Level 2	Level 2 또는 Level 3	Level 3

## 2. 열환경시험 개요

### 2.1 역사적 배경[4]

요즘 위성개발에 널리 사용되는 열환경시험은 전자 시스템의 개발이 본격적으로 채택된 2차 세계대전에 뿌리를 두고 있다. 탑재품이 점차 고성능, 고집적화됨에 따라 많은 고장과 불량 이 보고되었으며, 오랜 사용시간 동안 탑재품이 정상적으로 작동하기를 요구하였다. 이를 위해 1960년대 DOD는 장시간 고온에서 전자 장치를 구동하여 발생 가능한 고장을 촉진하는 번인 시험(Burn-in test)을 도입하였다. 이와 함께 극한 환경을 모사하여 시험하도록 요구하는 표준을 도입하기 시작하였다. 이 중 진동환경시험과 열환경시험(Thermal environmental test)이 환경 스트레스 스크리닝(Environmental stress screening, ESS)의 기초가 되었다.

NASA Goddard 우주비행센터(Goddard Space Flight Center, GSFC)에서는 1960년대 초 발사된 인공위성들의 열진공시험(Thermal Vacuum Test, TVT) 결과를 정리하여 1963년 NASA TN D-1748에 발표하였다[5]. 이에 따르면 인공위성 3기: Explorer X(1961년), XII(1961년), Ariel I(1962년)에는 열진공시험이 그 당시 기준인 2~5일 정도로 수행되었으나 그 결과로 3기의 인공위성은 기대한 임무수명에 크게 못 미치는 시간 동안 운용되어 ESS 전략이 실패했음을 알 수 있다. 이 초기 위성개발 경험으로 정확한 열진공시험의 주기를 정하는 것은 불충분하였으나, 시제기(Prototype)에는 고온 6일 및 저온 4일을, 비행 유닛(Flight unit)에는 고온 4일 및 저온 4일의 시험 시간이 적절할 것 이란 점과 시제기 시험에는  $\pm 10^{\circ}\text{C}$ 의 온도마진을 부여해야 한다는 점을 경험적으로 획득할 수 있었다.

이후 1966년에는 과거 5년간 64대의 인공위성 개발 과정의 환경시험 결과를 NASA TN D-3713에서 정리 및 보고하였다. GSFC는 시스템의 시험 효과를 확인하기 위해 비행모델 우주선의 시험결과와 실제 우주선 성능을 비교하였는데, 처음 평가된 10기의 인공위성 중 7기가 본래 계획된 수명 혹은 그 이상의 시간동안 운영된 결과를 확인하였으며, 극한 환경(고온, 저온)에서 최소 6일씩 시험할 것과 가능한 경우 넓은 온도 범위와 빠른 온도 변화 속도로 시험할 것을 권장하였다. 1975년에 발간된 NASA TN D-8017는 GSFC에서 개발한 57기의 인공위성에서 발사한 후 우주에서의 관찰된 임

무수명 정리 및 환경시험 미적용 시 예측 가능한 고장 횟수를 제시하였다[7]. 그 후, 인공위성 프로그램의 성공과 실패 기록을 바탕으로 GSFC의 환경시험 철학이 발전하였고, 몇 차례의 발행과 개정을 거쳐 환경시험 요구조건 및 가이드라인을 제공하는 GEVS(General Environmental Verification Specification)가 Table 3 과 같이 수립되었다[4].

**Table 3** History of GEVS-type Documents at GSFC [4]

Date	Title	Remark
1962	General Environmental Test Specification (GETS) for Delta Launched Spacecraft, GSFC, Preliminary Draft,	
1969	S-320-G-1, GETS for Spacecraft and Components	
1978	GETS, GETS for ELV Payloads	Last update
1984	GEVS, GEVS for STS Payloads, Subsystems and Components	
1990	GEVS-SE, GEVS for STS & ELV Payloads, Subsystems and Components	Rev A (1996)
2005	GSFC-STD-7000, GEVS for GSFC Flight Programs and Projects	Rev B (2021)

**Table 4** History of environmental test documents at MIL-STD-1540

Doc.No.	Date	Title/Remark
MIL-STD-1540	1974.04.	
MIL-STD-1540A	1974.05.	Test Requirements for Space Vehicles
MIL-STD-1540B	1982.10.	
MIL-STD-1540C	1994.09.	Test Requirements for Launch, Upper-Stage, and Space Vehicles
MIL-STD-1540D	1999.01.	Product Verification Requirements for Launch, Upper-Stage and Space Vehicles. (Environmental test condition at MIL-HDBK-340A)
MIL-STD-1540E	2006.09.	Test Requirements for Launch, Upper-Stage, and Space Vehicles.(also published as SMC-TR-06-11. Reported by The Aerospace Corporation)
SMC-S-016 (2008)	2008.06.	Test Requirements for Launch, Upper-Stage, and Space Vehicles. (comprise TR-2004(8583)-1 Rev. A. approved by Space and Missile Systems Center)
SMC-S-016 (2014)	2014.09.	Test Requirements for Launch, Upper-Stage, and Space Vehicles. (comprise TR-RS-2014-00016(2014.06) that supersede TR-2004(8583)-1 Rev. A)

1974년, DOD는 발사체, 인공위성 등에 적용 가능한 환경시험 조건 등을 정의한 MIL-STD-1540 규격서를 발간하였다[8]. 또한, 1996년에는 NASA-STD-7002 규격서가 GSFC가 주관하는 NASA 규격 탑재체 시험 위원(Standard Payload Test Panel)에 의해 작성되었다[9]. MIL-STD-1540은 NASA의 규격서보다 높은 환경시험 조건을 제시하며, 전기·전자 유닛과 비 전기·전자 유닛을 구분하여 별도 시험 조건을 적용하는 등 보수적 성격을 가진 것이 특징이다. Table 4와 같이 여러 번의 개정을 거치며, 초기 규격서보다 완화된 조건을 제시하여 초기 규격서보다 완화된 성격의 규격을 제시하고 있다.

### 2.2 열환경 스트레스 스크리닝

개발된 탑재품의 결함(defects)은 제작 후 검사에서 확인할 수 있으나, 잠재적 결함은 탐지되지 않은 채 검사를 통과하여 임무수행 중 고장(failure) 유발로 이어지므로 반드시 사전에 탐지되어야 한다. ESS는 시험대상의 수명을 줄이지 않는 범위(Fig. 1 [10])의 육조곡선의 Early Failure 구간)에서 이러한 잠재적 결함을 발사 전에 탐지하는 목적을 갖는다.

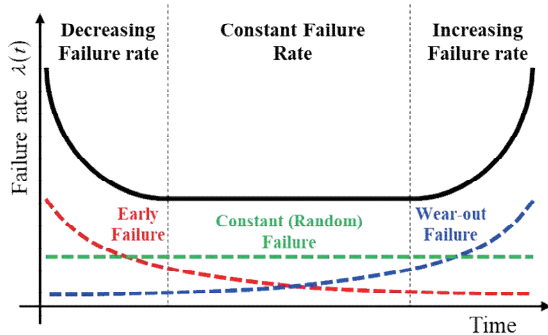


Fig. 1 The Bathtub Curve [10]

ESS는 환경시험의 형태로 수행되며, 열과 관련되어 열환경시험은 열주기시험(Thermal Cycling Test, TCT)과 열진공시험으로 구분된다. 열주기시험은 챔버 내 공기의 대류를 통한 열전달을 이용하므로 시험대상의 온도 변화 속도가 큰 장점이 있으며, 진공 환경의 영향을 받지 않는 부품에 대한 검증이 가능하다. 열진공시험은 진공 환경에 민감한 전자기 부품 등에 필수적으로 수행되나, 복사를 통한 열전달로 인해 온도 변화 속도가 느려 시간과 비용 소모가 매우 크다는 단점이 있다.

환경시험의 적용대상은 인공위성 개발 프로그램에 따라 다를 수 있으나, 일반적으로 인증 모델(Qualification Model, QM)과 비행 모델(Flight Model, FM)이 해당된다. 이외에도 개발 초기 모델인 엔지니어링 모델(Engineering Model, EM)에 인증시험 수준의 환경시험을 수행하는 EQM(Engineering and Qualification Model), QM과 FM의 중간적인 형태인 준비행 모델(Proto flight model, PFM)을 정의하여 환경시험을 수행하기도 한다.

### 2.3 열환경시험 조건 개요

열환경시험의 조건은 크게 온도마진을 포함한 온도 변화 범위, 주기 횟수가 있으며, 이외에도 온도변화율, 담금 혹은 등온 시간(Thermal soak time), 챔버 진공도(열진공시험인 경우) 등이 존재한다. 열환경시험은 잠재적 결함을 감지하고 성능을 입증하는 데에 매우 효과적이지만 많은 시간과 비용을 요구하므로, 열환경시험 조건 조절(테일러링, Tailoring)이 필요하다.

인증 및 인수시험에서 수행되는 열주기 및 열진공시험, 즉 열환경시험의 요구조건은 Fig. 2에 나타난 바와 같이 온도범위( $\Delta T$ )와 주기(Cycle), 횟수( $N$ )로 크게 구성된다. 온도범위는 Fig. 3과 같이 시험대상이 겪을 것으로 예상되는 최저온도에서 최고온도까지의 범위에서 시험별 일정한 온도마진이 추가되어 구성된다. 예상 최저 및 최고온도는 인공위성이 지구 그림자를 드나들며 발생하는 온도 변화가 아닌 계절변화로 인한 연중 최고온도와 최저온도를 의미한다. 이 예상 최고 및 최고온도는 인공위성의 임무 궤도 및 태양활동 등의 정보를 기반으로 수행된 SINDA/FLUINT을 이용한 열해석 등을 통하여 얻을 수 있다[11].

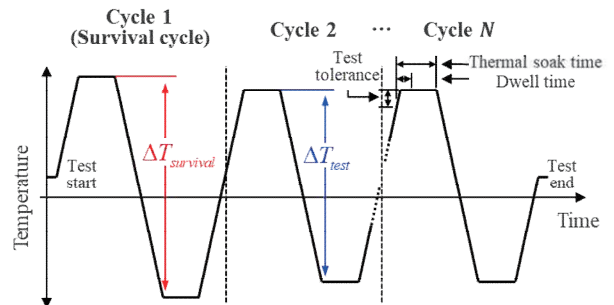


Fig. 2 Example of Temperature Profile of Thermal Test

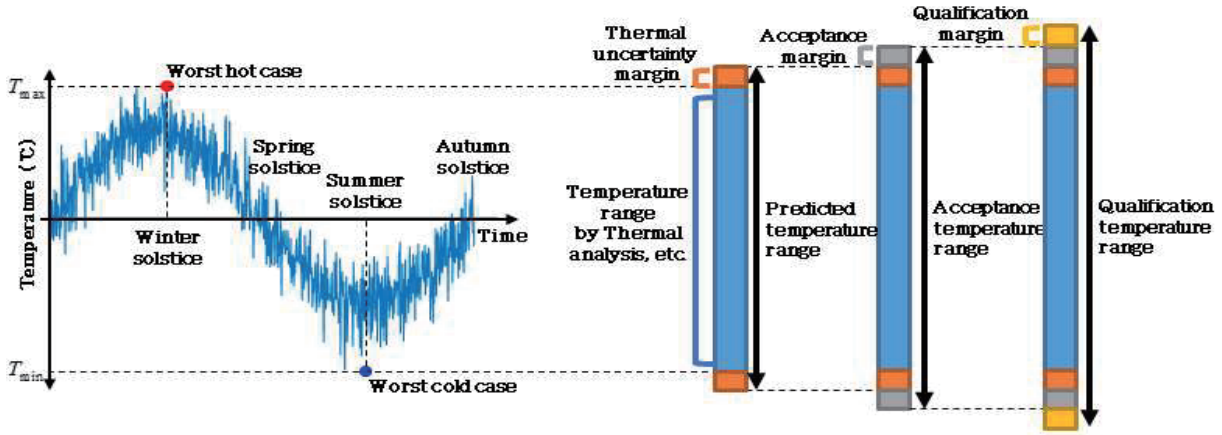


Fig. 3 Example of Seasonal Temperature Variation of LEO Satellites and Temperature Range of Thermal Environmental Tests

이에 열해석 모델의 불완전성을 보완하기 위하여 열적 불확실성 마진(Thermal uncertainty margin 혹은 열해석 마진)을 추가하여 예측 온도범위(Predicted temperature range)를 구성한다. 예측 온도범위에 인수 및 인증 시험 마진을 추가하여 각 시험별 온도범위를 구성한다.

유닛(Unit), 부체계(Subsystem) 혹은 탑재체/위성체(Payload/Spacecraft) 같은 시험대상 수준 또는 전자/전기 장치와 같은 진공 환경에 대한 민감도 여부에 따라 주기 횟수가 결정된다. RF 유닛(Radio Frequency unit)은 온도와 진공에 민감하기 때문에, 진공도, 온도 범위, 밀봉 부품, 방전 위험, 고전력 소모, 열변형 및 새롭게 설계된 유닛에는 반드시 열진공시험이 필요하다. 그러나 온도민감성과 진공민감성이 낮거나 열전달이 충분한 경우 열주기시험으로 대체할 수 있다[1]. 또한, 유닛, 부체계, 탑재체/위성체는 임무수준에 따라 열진공시험의 생략 여부도 판단할 수 있다.

### (1) MIL STANDARD

DOD는 인공위성의 환경시험에 적용하는 시험 요구 조건을 1974년 MIL-STD-1540 시험표준서로 제시하였으며, 이후 여러 번의 개정을 거쳐 현재 2014년 SMC-S-016을 제시하고 있다[12]. MIL-STD-1540B부터 열환경시험의 주기 횟수와 Fig. 4와 같이 온도 범위의 선정을 위한 가이드라인이 제시되고 있으나, 초기 시험표준서는 너무나 많은 횟수의 주기(50회)를 요구하여 Table 5와 같이 인증기준 24회, 인수기준 8회로 개

정되었다. 미국 국방부의 SMC-S-016은 다른 시험 표준서와 달리 Fig. 2처럼 첫 번째 주기의 온도변화를 생존 온도(Survival temperature)까지 도달하게 하는 이른바 생존 주기(Survival cycle)로 구성하여 시험대상이 생존 성능을 검증할 수 있도록 하였다.

이 중 특이하게도 1994년 발간된 MIL-STD-1540C에는 유일하게 주기 수에 대한 근거를 제시하고, 인증 시험의 주기 수를 임무 수명동안 인공위성이 겪는 열피로의 4배만큼을 검증하는데 목표로 하고 있다[13]. 하지만 이후 개정에서는 해당 문구가 삭제되었다. 추가로 열환경시험에 부과되는 주기 횟수가 임무기간 동안 겪는 열주기 수와 관련 없음을 명시하고 있다.

또한 MIL-STD-1540C는 열환경시험의 주기 횟수에 대한 테일러링 방식을 Eq. 1과 같이 제시했다. 시험표준서에 정의된 온도 범위( $\Delta T_{test}$ )에 대한 새로운 온도 범위( $\Delta T_{tailoring}$ )의 비율을 특정 값으로 지수곱을 하고 시험표준서에 정의된 주기 수( $N_{test}$ )를 곱하여 테일러링 된 새로운 주기 수( $N_{tailoring}$ )를 얻게 된다.

$$N_{tailoring} = N_{test} \left( \frac{\Delta T_{test}}{\Delta T_{tailoring}} \right)^{1.4} \quad (1)$$

이는 효율적인 시험 진행을 가능하게 하지만, 매우 넓은 온도 변화 범위가 적용될 경우 예상치 못한 문제가 발생할 수 있다. 넓은 온도변화는 잘못된 파손 메

커니즘을 모사할 수 있으며, 이는 전자기 유닛의 안정성과 신뢰성을 향상을 위해 설정한 디레이팅(De-rating) 기법과 상충되기도 한다.

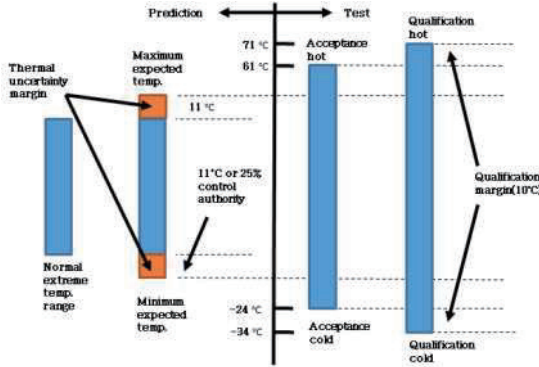


Fig. 4 Definition of Various Temperature Margin (MIL-STD1540B) [8]

Table 5 Unit TVT Parameter (MIL-STD 1540B) [14]

Thermal Environmental Test Parameter	Qualification	Proto qualification	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	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		
Thermal soak	6 hrs first and last cycles; 1 hr intermediate cycles		
Pressure	10 <sup>-4</sup> torr or less		

2014년도에 발간된 DOD의 SMC-S-016(MIL-STD-1540의 최신 개정)은 열케도해석을 통해 도출된 예측 온도범위를 기준으로 각 시험의 온도마진을 추가하여 시험을 위한 최종 온도 범위를 결정한다. 또한 각 시험 별로 최소 온도범위(Maximum and Minimum Predicted Temperature, MPT)에 대한 제한을 두고, 총 주기 횟수에 대하여 각각 인증시험, 준인증시험, 인수시험에 대해서 고장발견확률을 99, 97.5, 95%의 시험효과 목표에 기반을 둔다[12]. Table 6은 SMC-S-016의 전기 및 전자 유닛에 대한 요구사항을 나타내었다.

Table 6 Summary of Unit TVT (SMC-S-016) [2]

Assembly	Test Level	Test Duration	Temperature Range <sup>4</sup>
Unit <sup>1</sup>	Qual.	23TC	-34°C to +71°C (or Max Predicted +10°C)
		16 TV	
	Proto-qual.	20 TC	-29°C to +66°C (or Max Predicted +5°C)
		14 TV	
		Burn-In 200 hours <sup>2</sup>	
	Accp.	4 TC	-24°C to +61°C (or Max Predicted)
4 TV <sup>3</sup>			
Sub system	Qual.	8 TV <sup>2</sup>	Max Predicted +10°C
	Proto-qual.	4 TV	Max Predicted +5°C
	Accp.	4 TV	Max Predicted
Vehicle	Qual.	8 TV	Max Predicted +10°C
	Proto-qual.	4 TV	Max Predicted +5°C
	Accp.	4 TV	Max Predicted

1. Requirements stated for electrical and electronic units.
2. Burn-in test duration includes time accrued in unit thermal cycle and unit thermal vacuum testing.
3. If vacuum insensitivity can be demonstrated, unit thermal vacuum test can be waived and four cycles are added to the unit thermal cycle test.
4. Maximum predicted temperature range includes ±11°C thermal uncertainty margin.
5. Test temperature range will envelope these two temperature ranges

## (2) GSFC STANDARD

GSFC는 몇 차례의 발행과 개정을 거쳐 환경시험 요구조건 및 가이드라인을 제공하는 GEVS(General Environmental Verification Specification) 규격서를 제시하고 있다[15, 16]. GSFC는 전통적인 인증-인수시험 대신 인증단계에서 온도 범위를 줄인 준비행시험 검증 방식을 활용한다. 모든 유닛에 대해 Fig. 5와 같이 모든 시험 수준에서 유닛 수준의 허용비행온도(Allowable flight temperature, AFT)에 대해 최소 10°C의 온도마진이 부여된다. Table 7은 GSFC의 모든 임무에 적용되는 일반적인 시험 매개변수와 규정된 운영 온도마진을 요약한다.

GSFC는 임무에 따라 열균형시험을 진행하며, 부체계, 시스템 및 우주비행체의 열설계마진을 검증하는 중요한 단계이다. 열균형시험은 예상되는 임무에서의 극한 열환경을 시뮬레이션하며, 허용 비행 온도 범위인  $\pm 5^\circ\text{C}$  내에서의 열 제어 성능을 확인하고 모든 극한 환경 조건의 온도예측을 포함하는 분석 예측 범위를 생성한다. 이를 통해 열설계의 정확성과 임무에 필요한 열 성능을 확인한다.

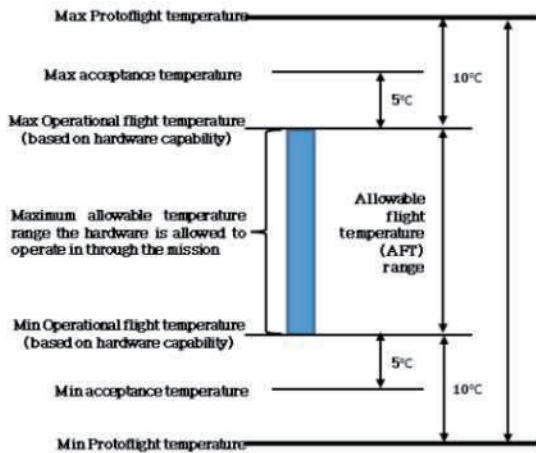


Fig. 5 Thermal-Vacuum Test Temperature Margins (Passive Thermal Control, GSFC) [16]

## (3) NASA STANDARD

NASA는 1996년 NASA-STD-7002를 출시하였으며 시험 요구사항을 추가하면서 2023년 3월 24일 NASA-STD-7002B-W 규격서를 최신 표준 규격으로 발표하였다[9, 17].

열환경시험에는 예상 비행온도의 최대 및 최소 온도를 기준으로 최소한  $\pm 10^\circ\text{C}$  이상의 시험 온도마진을 적용해야 하며, 최소 10 주기 이상이 포함되어야 한다. 최대 예상 온도 범위는 운용 요구사항에 따라 정의되며, 열적 불확실성을 포함하지 않는다. 이러한 시험은 유닛을 충분히 시험하도록 설계되며, 시험 프로파일 매개변수와 주기 수는 임무에 따라 변경될 수 있음이 명시되어 있다.

Table 7 Thermal Vacuum Verification Summary of GSFC-STD-7000B (Non-Cryogenic) [16]

Test Article Level of Assembly	Unit	Subsystem /Instrument	System /Satellite
Test Parameter			
TV Cycle Qty ( preferred)			
Subsystem /Instrument:	4 (0)	4 (0)	4
System /Payload:	8	N/A	4
TV Cycle Qty (alternate)			
Subsystem /Instrument:	6	4	2
System /Payload:	10	N/A	2
Test Temperature Margin (Fig. 5)	AFT range $\pm 10^\circ\text{C}$	AFT range $\pm 10^\circ\text{C}$	AFT range $\pm 10^\circ\text{C}$
Plateau Duration (hrs)	4	12	24
Maximum Transition Rate ( $^\circ\text{C}/\text{min}$ )	1.0	1.0	1.0

## (4) ECSS STANDARD

ESA의 2022년 개정된 ECSS-E-ST-10-03C Rev.01 환경시험 표준서는 예측 온도범위에 인수시험의 온도마진을 더하고, 그 위에 다시 인증시험 온도마진을 더하는 방식으로 시험별 온도범위를 구성한다[18].

ECSS는 개별 장비나 하드웨어에 대한 요구사항과 다수의 하드웨어나 장비가 결합된 유닛에 대한 열환경 시험 규격을 나누어 시험한다. 또한 개정된 규격은 지구 대기압에서 열주기시험은 고려하지 않는다고 언급되어 있으며, 열진공시험에 중점을 두고 있다. 또한 우주 장비의 유닛이 진공과 임무 압력 간의 전환 상황에서 감압 실패 사례(Depressurisation failure)를 고려하여 안전하게 작동하는 것을 확인하기 위해 특정한 열주기시험을 적용한다.

우주 환경을 시뮬레이션하고 장비의 열 및 전원 환경에서의 동작을 평가하기 위해 열환경시험 중에 장비가 계속 전원을 공급받아 작동해야 하는 새로운 요구사항이 추가되었다. 또한, 열환경시험 중에는 온도, 압력, 전압, 전류 등 장비의 중요한 특정 매개변수를 계속 모니터링해야 한다.

SMC-S-016(DOD), ECSS-E-ST-10-03C Rev.1 (ESA) 및 MIL-STD 1540(DOD), GSFC-STD-7000 B(GEVS) 및 NASA-STD-7002B-W(NASA), LSP-R EQ-317(NASA)의 주요 시험 파라미터를 인증시험인 Table 8, 인수시험인 Table 9와 같이 비교하였다.

**Table 8 Comparison of Thermal Vacuum Test Condition (Qualification)**

Rules & Standard	SMC-S-016			ECSS-E-ST-10-03C Rev.1		MIL-STD 1540E	GSFC-STD-7000B			NASA-STD -7002B-W	
	Unit	Subsystem	Vehicle	Equipment	System		Unit	Subsystem/Instrument	System/Satellite	Equipment	system
Chamber pressure	13.3×10 <sup>-3</sup> Pa			10 <sup>-3</sup> Pa		10 <sup>-4</sup> torr or less	1.3×10 <sup>-3</sup> Pa			10 <sup>-3</sup> Pa	
Temperature range	34°C이하/+71°C이상			-170°C이하/+120°C이상		-34°C이하/+71°C이상	At the SRR to PDR phase this is the AFT temperature range			-	
Thermal Uncertainty Margin	예상 온도 범위 ±10°C			예상 온도 범위 ±5°C		예상온도범위 ±10°C	AFT range ±10°C			예상 온도 범위 ±10°C	
Number of cycles	only 27 TV or 23TC +4TV	8TV	8TV	only 8 TV or 7 TC +1 TV	only 4 TV or 3 TC +1 TV	4 TV + 23TC	preferred 4 TV or alternate 6 TV	preferred 4 TV or alternate 4 TV	preferred 4 TV or alternate 2TV	Minimum 10 TV	Minimum 10 TV
Thermal soak time	6h	6h	8h	2h		1h	4h	12h	24h	2h	

**Table 9 Comparison of Thermal Vacuum Test Condition (Acceptance)**

Rules & Standard	SMC-S-016			ECSS-E-ST-10-03C Rev.1		MIL-STD 1540E	GSFC-STD-7000B			NASA-STD -7002B-W	
	Unit	Subsystem	Vehicle	Equipment	System		Unit	Subsystem/Instrument	System/Satellite	Equipment	system
Chamber pressure	13.3×10 <sup>-3</sup> Pa			10 <sup>-3</sup> Pa		10 <sup>-4</sup> torr or less	1.3×10 <sup>-4</sup> Pa			10 <sup>-3</sup> Pa	
Temperature range	-24°C이하/+61°C이상			-170°C이하/+120°C이상		-24°C이하/+61°C이상	At the SRR to PDR phase this is the AFT temperature range			-	
Thermal Uncertainty Margin	예상 온도 범위 ±11°C			예상 온도 범위 ±5°C		예상 온도 범위 ±11°C	AFT range ±5°C			예상 온도 범위 ±5°C	
Number of cycles	only 14 TV or 10 TC+ 4 TV	4TV	4TV	only 4 TV or 3 TC+1 TV	only 4 TV or 3 TC+1 TV	4 TV+ 10 TC	preferred 4 TV or alternate 6 TV	preferred 4 TV or alternate 4 TV	preferred 4 TV or alternate 2TV	Minimum 10 TV	Minimum 10 TV
Thermal soak time	6h	6h	8h	No info.		1h	4h	12h	24h	No info.	



### 3. 열환경시험 테일러링을 위한 연구사례

2장에서 소개된 다양한 열환경시험 조건은 높은 신뢰도를 요구하는 실용급 위성을 개발하는 데는 적절하나 최근 들어 상대적으로 낮은 비용으로 개발되는 상용급 위성 또는 상용소자 COTS를 탑재한 큐브위성 등에는 개발비용이나 개발일정 측면에서 그대로 적용되기에는 무리가 있다. 또한 Space-X의 위성개발 철학과 같이 동일 목적의 위성을 신속하게 다수 발사하여 위성임무의 신뢰성을 높이는 방식이기 때문에 기존의 실용급 위성을 개발하는 철학을 그대로 적용하기에는 역시 무리가 있다. 따라서 본 장에서는 열환경시험 테일러링에 관한 노력에 대해 언급한다.

#### 3.1 유닛 수준 열환경시험의 시험효율성 분석

Welch는 유닛 수준 열환경시험의 주기 횟수에 대해 고장발견 확률인 시험 효율(Test Effectiveness, TE) 관점에서 테일러링 방안을 제시하였다[2, 19]. 이는 유닛 수준 환경시험에서 발견하지 못한 잠재 결함이 체계 수준에서 발견됨으로써 더 큰 비용소모를 발생시키는 기존 테일러링 방식의 한계점을 지적하였다.

Wright의 2012년 연구에 따르면, 200개의 전자기 유닛을 포함하는 우주용 탑재품에 대한 14회의 열시험을 실시할 경우, 최종 조립된 체계에서 대략 1개의 잠재 결함이 발견될 것으로 예측하였다[20, 21]. 반면, 유닛 수준에서 단 8회의 시험만 수행할 경우 잠재적 결함 유출 가능성이 약 3.2배 증가할 것으로 예측하였다. 이는 주기 횟수를 줄일 경우 결함 감지 능력이 저하될 수 있음을 의미한다.

Figure 6은 열시험 주기 횟수에 따른 시험 효율의 증가를 나타내었다. Wright의 데이터와 JPL-LM의 데이터의 경우 두 세트의 위성체 비행 유닛에서 도출된 값이며, MIL-HDBK-344A의 주기 수 변화에 따른 유닛 수준의 결함 감지 효과를 나타내는 Eq. (2)~(3)을 통한 곡선으로 근사화했다.

$$TE = 1 - e^{-kt} \quad (2)$$

$$k = 0.0017(\Delta T + 0.6)^{0.6} [\ln(R + e)]^3 \quad (3)$$

$t$ 는 주기 횟수,  $\Delta T$ 는 온도범위(MIL-STD-1540E의 경우 85°C, Fig. 6),  $k$ 는 0.2095,  $R$ 은 온도 변화 속도(5°C/min)를 의미한다.

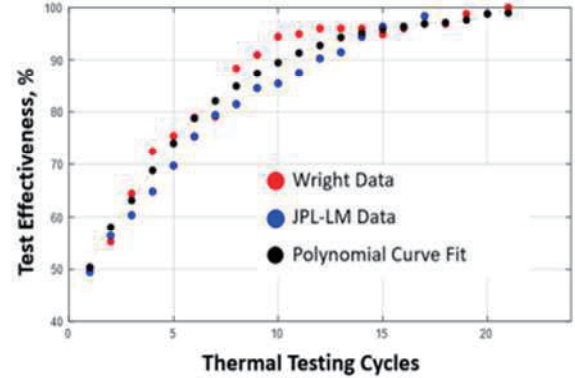


Fig. 6 Test Effectiveness for Thermal Cycles (Temperature Range of 85°C) [2]

결과적으로 주기 횟수가 증가함에 따라 효과가 향상되지만, 9~11 주기에서는 시험 효율 곡선의 기울기가 급격히 변하며 효과가 크게 감소한다. 이러한 경향은 95%의 시험 효과를 달성하기 위해 약 14개의 주기가 필요함을 확인할 수 있다.

결론적으로 체계 수준에서 고장 난 유닛을 제거, 수리, 재시험 및 재설치하는 데 일반적으로 30~60일이 소요됨을 고려할 때, 8주기로 진행된 유닛 수준 열 시험으로 인한 비용 절감 효과는 체계 수준에서 발견된 추가 비용과 시간 소모에 의해 상쇄된다. 따라서 14회 미만의 주기를 적용하고자 할 경우, 위험성(Risk) 판단을 통해 충분한 근거와 추가적인 조치를 감안하여 결정해야 한다.

#### 3.2 Class C, D의 열환경시험 가이드라인

Welch는 Table1의 임무 위험등급에 따라 2021년도 Class C 및 D의 우주 프로그램을 위한 열환경시험을 위한 가이드라인을 제공했다[2]. Class A와 B는 서로 비슷하게 인식되어, 임무 성공 가능성이 높고 위험이 낮은 것으로 간주되며, 준비행인증 개발시험을 수행한다. 반면, Class C, D는 더 높은 위험을 감수하면서, 임무 성공에 초점을 두고 설계하도록 되어있다.

Class C는 국가 안보에 필수적이지 않으나, Class A, B와 같이 열환경시험은 중요한 검증 단계이다. 열

주기시험은 필수적으로 수행되어야 하며, 하드웨어의 결함과 오류를 효과적으로 발견할 수 있도록  $-24^{\circ}\text{C}$ 에서  $+61^{\circ}\text{C}$ 의 범위로 설정된 최소 10 주기를 포함해야 한다. 이를 통해 약 90%의 시험 효율성을 유지하고, 주기 수를 감소시킬 경우 결함탐지 능력이 감소한다.

Class D는 ESS와 설계마진 없이 주요 임무 요구 사항에 초점을 맞춰 설계하고 시험이 수행된다. Class D의 경우 Table 10과 같이 시험 비용과 임무 성공률을 기반으로 2가지 그룹으로 나누어 열환경시험에 대한 테일러링을 수행한다. 높은 성공 기대치를 가진 프로그램의 경우, 지상에서 비행 하드웨어의 검증이 요구되며, 크기와 복잡성에 맞추어 Class C 수준의 열환경시험이 진행된다. 최소 4주기의 위성/발사체에 대한 열진공시험을 필수적으로 수행한다. 반면, 낮은 성공 기대치를 가진 큐브위성과 같은 경우, 발사체의 요구 사항을 만족시키는 최소한의 시험만 수행한 후 추가 시험의 범위를 결정된다. 결론적으로, 높은 기대치를 가진 경우 더 포괄적인 시험을 진행하는 반면, 낮은 기대치를 가진 경우 필수적인 시험에 중점을 둔다.

**Table 10** Differentiation between Two Types of Class D Space Programs [2]

Program Feature	Class D Space Program	
	High Success Expectations	Lower Success Expectations
Program development cost	More than 1 million dollars	Less than 100,000 dollars
Ground testing	Yes	Safety <sup>(1)</sup>
Test levels	Acceptance	Not applicable
Thermal model development	Simple model	None
Thermal subsystem verification	Thermal balance test or analysis	None
Use of redundancy	Very limited	Very limited to none
Number of cycles	Minimum 4 TV	-

(1) Only for the verification of safety margins as mandated by launch vehicle and payload requirements.

## 4. 결 론

본 논문은 열환경시험의 역사적 배경과 발전 과정을 상세히 설명하며, 여러 기관들의 규격서가 제시하는 열환경시험 조건을 비교 분석하였다. 이러한 규격을 모두 준수하는 것은 많은 시간과 비용을 요구하며, 우주 프로그램에 큰 부담으로 작용한다. 이를 해소하기 위하여 최신 테일러링 방식의 연구 사례들을 소개하고, 신속하고 경제적인 위성 개발을 가능하게 하는 접근 방식을 모색하였다. 이러한 접근은 비용과 일정이 제한적인 소형위성 및 큐브위성 개발에 유용할 수 있다.

결론적으로 열환경시험의 테일러링은 환경시험의 근본적 목표인 초기 고장 발견확률을 유지하면서도, 시험 비용과 시간을 절약할 수 있는 방법을 제공해야한다. 그러나 테일러링의 적용은 부품단위의 열주기시험에서 9~11 주기를 유지하지 않을 경우, 시스템 수준에서의 고장 발생이 날 수 있다고 판단되며, 이로 인한 수리 및 분석하는 비용과 시간을 고려하면 큰 효과가 없을 수도 있다고 판단되었다. 초소형위성 또는 큐브위성의 경우, 임무의 중요도 및 소요예산에 따라 Class C와 Class D로 구분되며, Class D 임무의 경우에도 임무 성공 확률과 개발 예산에 따라 2가지로 분류되어 최소한의 테일러링을 통해 발사체의 최소요구조건만 만족하는 수준에서 진행될 수 있다고 판정하였다.

## 후 기

이 논문은 2022년도 정부(방위사업청)의 재원으로 국방기술진흥연구소의 지원(KRIT-CT-22-040, 이종위성군 우주 감시정찰 기술 특화연구센터, 개발비 지원년도: 2024년)과 2022년도 정부(산업통상자원부)의 재원으로 한국에너지기술평가원의 지원을 받아 수행된 연구입니다.(20224000000440, 섹터커플링 에너지산업 고도화 인력양성사업) 이에 감사드립니다.

## References

- [1] J. K. Seo, T. S. Jang., and W. H. Cha., "Overview of Thermal Test and Practice in Developing Satellite",

- J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences* 41(11), 915-920(2013)
- [2] Welch, W. J., "Thermal Test Tailoring Guidelines for Class C and D Space Programs", The Aerospace Report no.TR-2021-00283, 2021
- [3] K. H. Lee, D. I. Han., C. H. Lee., J. H. Lim., "Study on Mission Classification Standard and Technical Management & Supervision System for Domestic Satellite Development Program", *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, vol. 51, issue 7, pp. 487-496, 2023
- [4] Grob, E. W., "TFAWS Short Course-Thermal Testing," Thermal & Fluids Analysis Workshop 2014, August 2014.
- [5] Rosette, K. L., Timmins, A. R., "A Experience in Thermal-vacuum Testing Earth Satellites at Goddard Space Flight Center" NASA Technical note, pp. 261-267, 1963
- [6] Timmins, A.R., "The Effectiveness Of Systems Tests In Attaining Reliable Earth Satellite Performance", NASA Technical note NASA TN D-3713, 1966.
- [7] A. R., "A study of total space life performance of GSFC spacecraft" NASA Technical note NASA TN D-8017, 1975.
- [8] MIL-STD-1540B, "Test Requirements for Space Vehicles," U.S. DOD.1982.
- [9] NASA-STD-7002, "Payload Test Requirements, NASA Technical Standard," NASA, 1996.
- [10] G. -A. Klutke, P. C. Kiessler, and M. A. Wortman, "A Critical Look at the Bathtub Curve", *IEEE TRANSACTIONS ON RELIABILITY*, vol. 52, no. 1, pp. 125-129, Mar 2003.
- [11] SINDA/FLUINT "Heat Transfer and Fluid Modeling Software" manual, <https://www.crtech.com/products/sindafluint>
- [12] Air Force Space Command, SMC Standard Improvement Proposal SMC-S-016E, 2014.
- [13] MIL-STD-1540C, "Test Requirements for Space Vehicles," U.S. DOD, 1994.
- [14] Welch, W. J., "Thermal Testing", The Aerospace Corp.
- [15] GSFC-STD-7000A, "General Environmental Verification Standard (GEVS) for GSFC Flight Programs and Projects," NASA GSFCenter, 2019
- [16] GSFC-STD-7000B, "General Environmental Verification Standard (GEVS) for GSFC Flight Programs and Projects," NASA GSFC, 2021
- [17] NASA-STD-7002B-W, "Payload Test Requirements, NASA Technical Standard," NASA, 2023.
- [18] ECSS-E-ST-10-03C, "European Cooperation for Space Standardization Space Engineering Test," ESA for the members of ECSS, 2012
- [19] Welch, W. J., "Considerations in Assessing Risk for Tailoring Spacecraft Unit Thermal Test Cycle Requirements," *42nd International Conference on Environmental Systems*, July 2012.
- [20] Wright, C. P., "Test Effectiveness of SMC-S-016 Unit Acceptance Thermal Testing," *Proceedings of the 26<sup>th</sup> Aerospace Testing Seminar*, March 2011.
- [21] Wright, C. P. Arnheim B. L., "INSIGHT INTO THE VALUE OF SYSTEM LEVEL THERMAL VACUUM TESTING", The Aerospace Corp. 2020.