



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(11), 919-931(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.11.919

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

나노급 초소형위성 우주환경시험 : 결과 및 교훈

김해동¹, 최원섭², 김민기³, 김진형⁴, 김기덕⁵, 김지석⁶, 조동현⁷

Results and Lessons Learned From Nanosatellite Space Environment Test

Hae-Dong Kim¹, Won-Sub Choi², Min-Ki Kim³, Jin-Hyung Kim⁴, KiDuck Kim⁵,Ji-Seok Kim⁶ and Dong-Hyun Cho⁷Korea Aerospace Research Institute^{1,5}, University of Science & Technology^{1,6}, Pusan National University⁷

ABSTRACT

In the recent New Space era, Nanosatellites are being used to carry out space business and practical missions by private space companies, government agencies and military reconnaissance organizations, away from satellite system education tools. In Korea, the development of nanosatellite satellites, which started with universities at the center, is gradually being attempted by various subjects, including private industries. However, it is not easy to find relevant information to share the experience and prepare for the space environment test, test results, and the various problems that may arise in the process, which can increase the chances of mission success for nanosatellites. In this paper, we expect that the subjects who want to develop the nanosatellite(SNIPE) will be used as useful references for reducing trial and error and increasing the possibility of mission success by organizing the 6U-class space environment test, test process, test results and problems.

초 록

최근 New Space 시대를 맞이하여 초소형위성이 위성시스템 교육용 도구에서 벗어나 민간 우주 산업체, 정부 기관 및 군정찰 기관에서도 우주 비즈니스 및 실질적인 임무 수행을 위해 활용되는 추세이다. 국내에서도 대학을 중심으로 시작한 초소형위성 개발이 점차 민간 산업체를 비롯하여 다양한 주체들이 시도하고 있다. 하지만 초소형위성의 임무 성공 가능성을 높일 수 있는 우주환경 시험의 수행 준비 과정과 시험 결과 그리고 그 과정에서 발생되어 질 수 있는 여러 가지 문제들에 대해 정리되고, 그 경험을 공유할 수 있는 자료를 국내에서 찾기가 쉽지 않다. 본 논문에서는 국내 최초로 개발되고 있는 6U급 초소형위성(SNIPE)의 우주환경시험의 준비부터 시험 수행 과정, 시험 결과 그리고 문제점들을 정리함으로써 나노급 초소형위성(Nanosatellite)을 개발하고자 하는 주체들이 시행착오를 줄이고 임무 성공 가능성을 높이는 데 유용한 참고자료로 활용되기를 기대한다.

Key Words : Nanosatellite(초소형위성), Space Environment Test(우주환경시험), Thermal Vacuum Test(열진공시험), Vibration Test(진동시험), Integration(조립)

† Received : June 26, 2021 Revised : October 4, 2021 Accepted : October 18, 2021

¹ Principal Researcher, ^{2,5} Senior Researcher, ⁶ PhD Student, ⁷ Assistant Professor

¹ Corresponding author, E-mail : haedkim@kari.re.kr, ORCID 0000-0001-9772-0562

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

I. 서 론

큐브셋(CubeSat)은 지난 1999년 미국 대학 교수가 학생들에게 위성시스템을 가르치기 위해 중량 약 1.33kg을 가지는 10cm x 10cm x 10cm 정육면체 큐브모양의 아주 작은 위성을 고안하면서 시작되었다[1]. 모양이 아닌 중량으로 위성 규모를 나눌 경우에는 나노셋으로 불리는 Nanosatellite는 중량 1kg~10kg 사이의 위성을 가리키며, 마이크로셋으로 불리는 Microsatellite는 중량 10kg~100kg을 가리킨다[2]. 정육면체 모양의 큐브셋은 또다른 모양의 튜브셋(TubeSat) 등과 함께 나노셋의 범주에 속하는데[3], 최근 큐브셋의 볼륨이 점차 확장되면서 27U(중량은 약 50kg 이하)까지 개발되어지고 있다.

국내에서는 국문으로써의 초소형위성의 정의를 중량 100kg 이하인 모든 위성으로 정의하되[4], 하위 중량에 따라 또는 형태에 따라 나노급 초소형 위성, 마이크로급 초소형 위성, 모양에 따라 큐브셋으로 부르고 있다. 본 논문에서는 나노급 초소형 위성에 대해 다루기로 한다.

나노급 초소형 위성은 이미 해외에서는 지금까지 1,317기가 발사되었고, 향후 6년 이내 약 2,500여 기가 발사 예정일만큼 매우 활발하게 개발되어 지고 있다[5]. 국내에서는 항공대가 2006년 1U 규모의 큐브셋을 처음으로 개발한 바 있으나 발사체의 발사 실패로 끝났으며, 2013년 경희대가 3U 큐브셋을 발사하여 신호 수신에 성공하였으나 정상적인 임무를 완수하지는 못하였다. 이후 과기정통부의 2012년 큐브위성 경진대회 시범사업(주관/주최 항우연)을 시작으로 2013년부터 격년으로 큐브위성 경진대회가 개최되어 다수의 대학들이 1U~3U 규모의 큐브셋을 제작하고, 발사할 수 있는 기회를 가질 수 있었다.

국내 연구기관 중에서 나노급 초소형 위성은 항우연이 2015년부터 국내 최초로 6U급 초소형 위성을 개발해오고 있으며, 2017년 항우연 1호 초소형 위성인 HiREV(High Resolution Image and Video Nanosatellite)의 우주환경시험을 수행하였다[6]. 이후 지능형 군집임무 기술 개발을 위한 A_HiREV(Advanced HiREV)[7], 랑데부/도킹 기술 개발을 위한 KARDSAT(KARI Rendezvous/Docking Demonstration Satellite)을 개발 중에 있다[8]. 또한, 한국천문연구원 개발한 근지구 우주환경관측 탑재체에 맞는 초소형 위성 본체(SNIPE)를 개발하고 있다[9].

초소형 위성을 개발하는 벤처기업들도 2010년대 중반부터 생겨나기 시작하였고, 부품 국산화와 기술 개발을 진행하고 있으나 아직 위성을 발사한 사례는 없는 상황이다.

한편, New Space 시대에 우주개발의 새로운 패러다임이 되고 있는 초소형 위성에 대한 정부의 관심이 증가하여 관련 정책을 개발 중에 있으며, 다수의 기

관들이 관심을 가지고 초소형 위성 사업을 기획하거나 추진 중에 있다. 이처럼 국내에서도 민·관·군에서 다수, 다양한 주체들이 초소형 위성 개발을 시도할 수 있는 이유 중의 하나는 초소형 위성의 저예산, 단기 개발 가능, 유닛(Unit)으로 표준화된 규격, 다수의 상용부품 활용 등의 장점들로 인해 기존 중·대형 실용급 위성처럼 오랜 기간 숙련된 다수의 전문적인 개발자들이 아니어도 초소형 위성 개발을 시도할 수 있기 때문이다.

하지만 국내에서는 아직까지 나노급 초소형 위성의 완전한 임무 성공 사례가 전무하고, 다수의 사업들이 여전히 개발 및 시험 단계에 머물고 있다. 이로 인해 신규로 초소형 위성을 개발하고자 하는(하지만 위성 개발 경험이 풍부하지 않은) 다양한 민·관·군 개발 주체들에게 참고할 만한 국내 개발 자료가 많지 않다. 특히 대학[10-15]이 아닌 전문연구기관에서 수락시험(Acceptance Test)보다 더 가혹한 인증시험(Qualification Test) 수준으로 열주기 시험, 열진공 시험 그리고 진동시험을 실용급 위성 시험 기준을 참고하여 우주환경시험 전 과정을 수행한 경험과 교훈을 정리한 국내 자료는 찾기 어려운 실정이다.

또한 10kg 내외의 나노급 초소형 위성은 중·대형 위성은 물론 100kg 이상의 소형 위성과 달리 설계, 제작, 조립 및 우주환경시험 과정에서 일정 부분 다르게 접근해야 부분들이 있다. 이는 큐브모양의 규격화된 형태, 한정되고 밀집된 공간, 스택 형태의 부품 배치, 다수의 산업급 소자 및 부품의 사용, 별도 발사관을 이용한 전개 등의 특징에서 비롯된다. 따라서 초소형 위성 개발을 처음 시작하는 주체들이 실용급 위성 자료들을 참고하는 것이 쉽지 않다. 이는 우주 개발 최고 수준의 기관인 NASA에서도 최초로 개발, 발사한 6U급 초소형 위성 Dellinger가 발사 초기부터 많은 문제점들을 드러내고, 이를 극복하는 과정에서 초소형 위성의 개발, 운용 상의 노하우를 쌓고 그 내용을 공개함으로써 많은 초소형 위성 개발자들이 참고한 사례에서도 알 수 있다[16].

본 논문에서는 국내 최초로 개발되어 지고 있는 6U급 초소형 위성(SNIPE)의 우주환경시험의 준비부터 시험 수행 과정, 시험 결과 그리고 문제점들을 정리하였으며, 문제 해결 방안과 교훈들을 기술하였다. 본 논문에서 기술한 내용들이 향후 나노급 초소형 위성을 개발하고자 하는 주체들이 시행착오를 줄이고 임무 성공 가능성을 높이는 데 유용한 참고자료로 활용되기를 기대한다.

II. 우주환경시험 준비

2.1 초소형 위성(SNIPE) 시스템 개요

지금까지 국내에서 개발된 나노급 초소형 위성들은

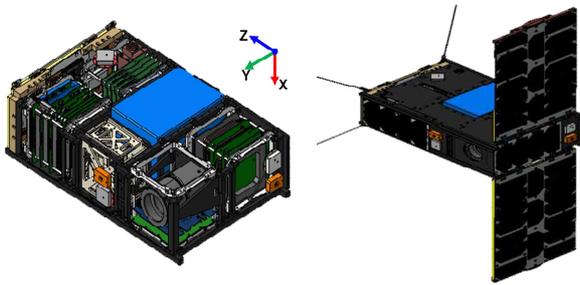


Fig. 1. SNIPE 6U Nano-Satellite System Configuration

주로 사이즈가 1U~3U이었으나 본 논문에서 소개하는 SNIPE는 항우연에서 기 개발하고 있던 6U 플랫폼을 기반으로 개발하고 있다. 특히 SNIPE 위성은 주탑재체 3개와 기술 검증용 부탑재체 2개, 총 5개의 탑재체를 장착하고 있다(Fig. 1). 6U 나노급 초소형위성 중에서 5개 서로 다른 종류의 탑재체를 장착한 사례는 국·내외에서도 찾기 힘들다. 게다가 4기의 동일한 위성들이 편대비행을 유지하기 위해 초소형 추력기까지 본체에 장착되는 매우 복잡한 형태이다.

본 논문에서는 이처럼 다수의 탑재체들과 추력기까지 장착한 6U 나노급 초소형위성의 EQM과 FM에 대한 우주환경시험 준비 과정, 시험 절차, 시험 결과 그리고 전 과정을 통해 얻은 경험적 교훈들에 대해 기술하고자 한다.

2.2 조립

SNIPE 위성의 발사환경 및 우주환경에서의 인증을 위해 EQM을 조립하였다. SNIPE 내부 스택프레임은 총 4개로 구성되어 있다. 각 스택 프레임에는 다음과 같은 다수의 부품들이 장착되게 된다.

- 1) OBC 스택프레임
 - EPS와 배터리, OBC 및 인터페이스 보드
- 2) 통신계 스택프레임

- S-Band, UHF-Band 송수신 보드, GPS 수신보드, 자장 토커 보드
- 3) 별센서 스택프레임
 - 별센서, 이리듐 탑재체, GRM 과학 탑재체
 - 4) 탑재체 스택프레임
 - SNIPE 임무 과학탑재체 랑뮈에 탑재 센싱처리, 자기장 환경 센싱처리, 고에너지 입자 검출기 센싱처리 및 과학탑재체 별도 전원관리, OBC와의 통신을 위한 제어보드

각 스택프레임을 개별 조립한 후 먼저 새시에 엄빌리컬 포트 및 해당 포트의 지지대를 체결하고, Fig. 2와 같은 순서대로 OBC 스택프레임, 통신계 스택프레임을 새시에 체결하고, 두 스택프레임 간 케이블 하네스를 결선하였다. 그 후 반작용휠을 새시에 체결하고 인터페이스 보드 및 OBC에 결선하고, 추력기에 새시와의 인터페이스 구조물을 체결한 후 새시에 추력기를 고정시켰다. 다음으로 새시 하판과 상판을 연결하는 지지대 및 상판을 체결하고, UHF/S-Band 안테나와 태양전지판 전개장치 및 관련 구조물을 체결 및 결선하고, 선센서와 GPS 안테나를 체결 및 결선하였다. 이후 고정형 태양전지판을 각 면에 체결 및 결선하였으며, 6U 방향 상/하판에서 전개되는 전개형 태양전지판을 조립한 다음, 태양전지판을 수납 후 나일론 실로 전개장치에 고정하여 조립을 마무리하였다.

초소형위성의 경우 100kg급 이상의 위성들에 비해 내부 공간이 협소하고, 사용되는 전장품도 고전압을 요하지 않기 때문에 전장품 관련 케이블은 26 AWG 보다 얇은 선을 사용해야만 한다. 케이블이 두껍지 않기 때문에 중대형위성과 같은 케이블의 최대 곡률을 고려한 도선의 꺾임 방지를 크게 고려하지 않아도 큰 문제는 없지만 내부 공간이 협소하여 도선의 길이에 대한 최적점을 가조립을 통해 찾아야 한다. 도면상에서의 거리와 실제 케이블 결선한 경우의 차



Fig. 2. SNIPE 6U Nano-Satellite Integration

이가 비교적 상당하므로 주의를 요한다. 도선이 얇기 때문에 그에 따라 사용되는 커넥터류의 크기도 작고, 도선과 커넥터를 고정시켜주는 Crimp류도 소형이기 때문에 저립과정에서 작업자의 의도와 관계없이 Crimp가 파손되거나 도선이 탈선하는 경우가 발생할 수 있기 때문에 도선과 커넥터가 만나는 지점에는 에폭시로 몰딩을 하여 이를 방지하였다.

초소형위성의 경우 구조물을 고정시키는 볼트류는 보통 M2, M2.5, M3 정도로 매우 작다. 소형 볼트를 사용하다 보니 조립 과정에서 적정 조임토크를 조금만 벗어나도 볼트 머리가 파손되어 조립 과정에서 실수하여 해체를 해야 하는 경우에 풀 수 없는 상황이 발생할 수 있다. 이러한 상황을 방지하기 위하여 일반적으로 공개되어 있는 볼트 조임토크 계산 표를 참조했지만, 볼트 소재와 새시 소재가 상이하여 해당 표를 참조한 조임토크가 과도한 경우가 빈번하여 경험을 통해 적정 조임토크를 결정했으며, 그 값은 M2, M2.5, M3 각각 순서대로 0.2Nm, 0.5Nm, 0.7Nm이다. 해당 조임토크로 조립해도 가공오차 등의 한계로 볼트 풀림이 발생할 수 있기 때문에 볼트 체결 시에는 볼트풀림방지 접착제를 볼트 조임면에 칠한 후 조립을 진행하였다. 볼트풀림방지제는 NASA의 기술문서 [17]를 참조하여 Loctite 242와 271을 채택하여 사용하였다.

2.3 시험 규격

열주기 시험(Thermal Cycling Test)은 주로 고가의 열진공 시험(Thermal Vacuum Test) 수행 전 온도에 의한 문제를 사전에 걸러내기 위해 시험체의 온도만을 맞추어 짧은 기간 동안 수십 회 이상의 온도시험 결과를 얻기 위하여 실시한다. 열주기 시험은 열진공 시험과 달리 진공이 아닌 공기나 질소 등을 열교환

의 매질로 활용하므로 복사가 아닌 매질에 의한 전도와 대류가 주된 열교환의 수단이 된다. 위성체 내부의 유닛 수준에서 보면 열진공시험의 경우 전도와 복사만으로 열교환이 수행되지만 열주기 시험은 주변 매질과의 열교환도 포함되므로 열진공시험의 유닛별 온도 편차는 열주기 시험의 그것보다 큰 경향을 보인다. 그리고 열주기 시험에서는 매질에 의해 주된 열전달이 이루어지므로 온도 수렴 속도가 열진공시험에 비해 월등하게 빠르기에 같은 시간 동안 훨씬 많은 수의 반복 시험을 수행할 수 있다.

SNIPE EQM 모델도 사전 열주기 시험을 통해 온도에 의한 이상을 최대한 탐지하고, 그 이후에 열진공시험을 수행하였다. SNIPE FM은 1호기의 열진공시험을 수행하였고 추후 2-4호기의 제작이 완료되는 데로 열진공시험을 수행할 예정이다.

열시험 전 사전 해석을 통해 허용범위의 최고/최저 온도에 도달하는 유닛을 선정할 수 있다.

MIL-STD-1540C[18]에 의하면 시험장비 챔버 온도를 천천히 상승/하강 시 허용온도에 가장 먼저 도달하는 유닛과 그 온도를 고온/저온의 온도제어 기준 유닛과 기준 온도로 정하게 된다. 추가로 해당 규격에는 인증 수준 시험 시 기준온도에 10℃의 추가 온도마진을 부과하여 시험할 것을 명시하고 있다. 다만 본 시험에는 기준 유닛이 되는 배터리의 수명 및 안정성을 고려하여 별도의 온도 마진 없이 시험을 수행하기로 하였다.

사전 해석 결과 고온일 때는 배터리가, 저온일 때는 추력기가 허용 온도에 가장 빨리 도달하게 되므로 해당 유닛들을 고온/저온의 온도 제어의 기준 유닛으로 설정하였다. 다만 EQM은 실제 추력기 대신 목업(Mockup)을 장착하였으므로 고온/저온 모두 배터리가 기준 유닛이 된다. 여기서 허용 온도는 통상적

Table 1. Specifications of SNIPE Thermal Tests

	EQM 열주기시험	EQM 열진공시험	FM 1호 열진공시험	FM 2-4호 열진공시험
Cycles	10	4	4	4
Range(℃)	-10 to 50	-10 to 50	-21 to 41	-21 to 41 *FM 1호 시험결과로 보정 예정
Stabilization Condition	≤ 0.5℃/20min	<ul style="list-style-type: none"> ≤ 1℃/1hr for Normal FT ≤ 0.5℃/4hr, for 80% of TCs, for TBT 	<ul style="list-style-type: none"> ≤ 1℃/1hr for Normal FT ≤ 0.5℃/4hr, for 80% of TCs, for TBT 	≤ 1℃/1hr for Normal FT
Pressure	상압	<ul style="list-style-type: none"> ≤ 1x10E-5 Torr (Nominal) ≤ 5x10E-5 Torr (Initial FT in Vacuum) 	<ul style="list-style-type: none"> ≤ 1x10E-5 Torr (Nominal) ≤ 5x10E-5 Torr (Initial FT in Vacuum) 	<ul style="list-style-type: none"> ≤ 1x10E-5 Torr (Nominal) ≤ 5x10E-5 Torr (Initial FT in Vacuum)
Tolerance	<ul style="list-style-type: none"> -0 ℃/+3℃ at Hot -3℃/+0 ℃ at Cold 	<ul style="list-style-type: none"> -0 ℃/+3℃ at Hot -3℃/+0 ℃ at Cold 	<ul style="list-style-type: none"> -0 ℃/+3℃ at Hot -3℃/+0 ℃ at Cold 	<ul style="list-style-type: none"> -0 ℃/+3℃ at Hot -3℃/+0 ℃ at Cold
Reference	Battery(Hot/Cold)	Battery(Hot/Cold)	Battery(Hot) Thruster(Cold)	Battery(Hot) Thruster(Cold)

으로 작동온도(Operating Temperature)를 지칭하지만, 추력기의 작동온도가 지나치게 협소하므로 온도 범위의 확장을 위해 추력기에 한해 비작동 온도(Non operating Temperature)를 허용온도로 간주하였다. 다만 ‘비작동’의 정의가 명확하지 않아서 후술할 저온 추력기 부팅 시도에서 문제를 일으키게 된다.

실제 열주기 시험에서는 배터리를 기준으로 온도 제어를 수행해도 아무 문제가 없었기 때문에 전체 시험은 모두 배터리를 기준으로 온도를 제어하였다. EQM 열주기 시험 및 EQM, FM 열진공시험 규격은 Table 1과 같다. 열주기 시험은 온도 설정 후 기능 이상 유무를 사전 판정하는 데 주안점을 두므로 열진공시험만큼의 까다로운 온도 안정화 조건을 두지는 않고 보다 많은 수의 반복 횟수로 위성체의 온도 부하 상태의 기능 여부를 확인하였다. EQM은 시험 목적이므로 가능한 많은 수의 횟수를 시험하는 것이 권장되며, 따라서 본 시험도 MIL-STD-1540C[18]과 함께 내부 전문가의 조언을 받아들여 10회의 시험 횟수를 수행하였다. 단 이 수치는 반드시 지켜야 하는 것은 아니며 개별 상황에 맞게 유연하게 적용할 수 있다.

모든 열시험 시 각 고온/저온 반복 시마다 기능 시험을 수행하고, 시험 직전/완료 직후로 1회씩 기능 시험을 실시하였다.

시험 직전 기능시험은 위성체를 시험 장비에 설치하여 시험 돌입 직전에 위성의 기능 이상을 확인하는 것으로써 시험 중 이상 발생 시 원인이 시험 전부터인지의 여부를 미리 탐지하기 위함이다. 시험 완료 후 기능시험은 열적 환경에 따른 온도 부하 이후에도 위성체의 기능이 정상인지 최종 확인하기 위해 실시된다.

열시험 동안 각 유닛들은 각각의 궤도운영 시나리오에 의거하여 OBC/전력계 등 상시 유닛과 탑재체 등 비상시 유닛들을 구분하여 상시 유닛들은 시험 시작부터 종료까지 항상 켜져 있으며, 타 유닛들은 온도 수렴 후 기능시험 시에만 전원을 인가하였다. 단 열진공 시험의 고온/저온 열평형 시험에서는 모든 유닛의 전원을 켜 채로 열평형 상태를 만든다. 열평형 시험 데이터를 바탕으로 열물성치 보정을 수행하여 위성의 수치열모델 구축에 활용할 계획이다.

한편 Table 1에서 EQM과 FM 1호기 열진공 시험의 온도 범위가 서로 상이함을 알 수 있는데, 저온 시험 시 온도제어의 기준(Reference)이 되는 유닛이 서로 다르기 때문이다. FM 열진공 시험이 규격상으로는 더 낮은 저온 기준온도를 갖지만 실제로는 EQM 저온보다 훨씬 더 높은 온도에서 저온시험을 수행하게 된다. 그리고 고온의 경우 두 시험의 기준 유닛이 같음에도 FM 시험의 고온 기준온도가 더 낮은데, 이는 배터리의 내장 센서로 측정된 온도와 외부에 부착한 온도 센서의 온도 차이를 보정하였기 때문이다. 이에 대한 자세한 사항은 후술하기로 한다.

2.4 시험 환경 구성 및 준비 과정

열주기/열진공 시험 시 위성 각 부분의 온도 상태를 측정하기 위한 온도 센서가 부착되어야 한다. 특히 시험 중 위성의 각 부품들의 온도를 측정하기 위해서는 위성의 조립 과정에서 온도센서를 부착해야 하므로 사전에 챔버에서 사용될 온도센서를 입수한 후 조립을 진행해야 한다.

그리고 위성의 시험 진행 중 위성의 전력 공급 및 신호의 송/수신이 되어야 하고 이를 위하여 전력공급 및 모니터링을 위한 장비들과 소프트웨어(COSMOS 기반 시험운용 SW, 태양전력 시뮬레이터, 동역학 시뮬레이터) 그리고 장비들과 챔버 내에 있는 위성을 연결해 주는 하네스가 필요하다. Fig. 3은 SNIPE 위성의 열주기/열진공 시험의 구성도이다.

위성으로의 하네스 연결을 위하여 위성의 외부로 노출된 엄빌리컬 포트(Umbilical port)가 필수로 구성되어야 한다. Table 2는 SNIPE 위성의 엄빌리컬 포트 구성을 보여준다.

위의 구성을 위하여 SNIPE 위성에서는 Fig. 4와 같이 25핀 micro-dsub 플러그 타입 커넥터를 사용하였다.

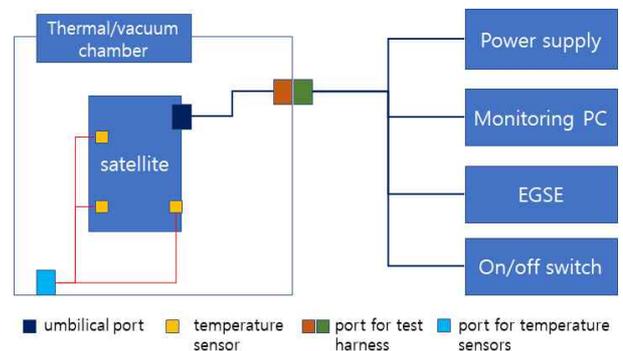


Fig. 3. Configuration of thermal/vacuum test

Table 2. Configuration of umbilical port

포트 명	포트 기능	연결장비
PCM input	시험 중 전력공급	파워 서플라이
USB charge	배터리 충전	
Ground	파워 그라운드	
Ethernet	커맨드/텔레메트리 송/수신	EGSE
monitoring	온보드 컴퓨터 터미널	monitoring PC
Seperation SW	위성의 파워 on/off	on/off SW
RBF	위성의 파워 on/off	

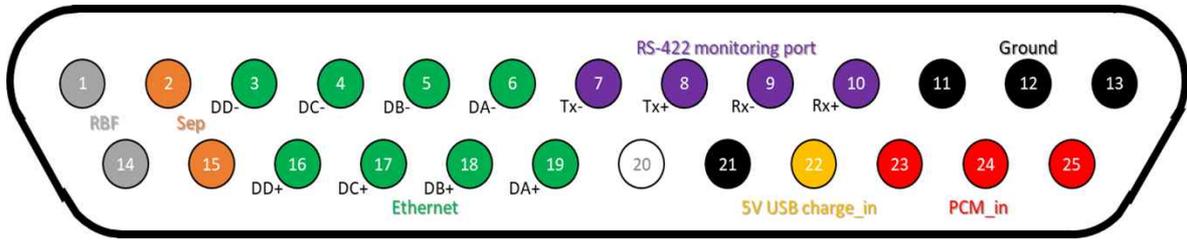


Fig. 4. Pin arrangement of Umbilical port

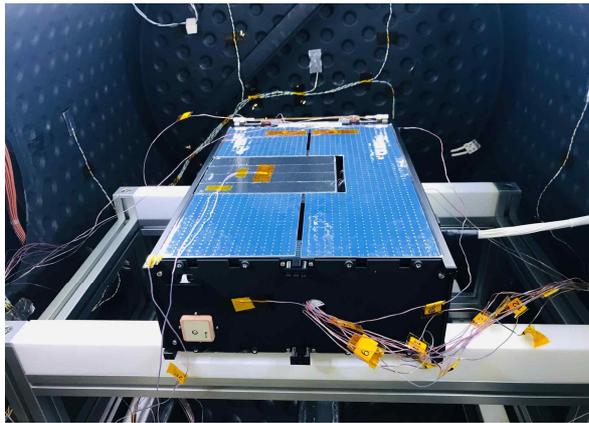


Fig. 5. Ready for thermal/vacuum test

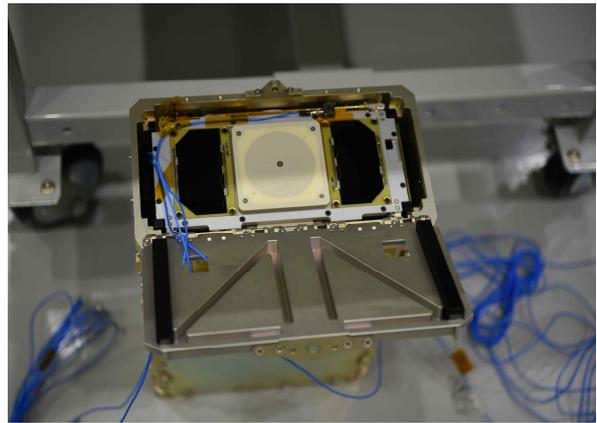


Fig. 6. Attaching acceleration sensors for vibration test

하네스는 챔버의 컨넥터 인터페이스를 확인한 후 내부/외부 두 개를 제작한다. 외부용 하네스는 일반 전선으로 제작을 해도 되지만 챔버 내부용은 되도록 우주급 전선을 이용한다. 제작 시 주의할 점은 이더넷과 같이 속도가 빠른 통신을 이용할 시 선의 길이에 따라 신호 품질이 영향을 받게 된다는 점이다. 이러한 현상은 온도가 낮을 때 두드러지게 나타난다. 이를 최소화 하기 위해서는 시험 전에 챔버 내/외부 환경을 확인하여 하네스의 길이를 최대한 짧게 하는 것이 좋고 트위스트 페어 형태로 통신선을 제작하도록 한다. Fig. 5는 시험 준비가 끝나고 열진공 챔버에 설치된 SNIPE 위성이다. 위성은 챔버와의 전도를 차단하기 위한 구조물 위에 놓여있는 것을 볼 수 있는데, 위성이 닿는 부분은 에폭시와 같이 열전도성이 낮은 소재를 사용해 구조물을 제작하였다. 위성 표면에는 요구조건에 따라 전도성 테이프를 부착하였다. 그리고 타 위성 사례 및 내부 전문가 자문을 얻어 진동시험과 달리 열주기/열진공시험에는 태양전지판을 부착하지 않았다. 태양전지판은 별도의 유닛 수준의 환경시험을 통해 전개 기능을 확인하였다.

초소형위성은 발사체에 직접 체결되는 것이 아니라 POD라 불리는 별도의 구조물에 삽입되어 발사된다. 그러므로 발사 환경에 대한 검증을 위한 진동시험은 발사 시 적용될 POD 또는 이와 동일한 기계적 특성을 가지는 구조물에 삽입된 채로 수행되어야 한다. 이에 진동시험을 수행하기 위해서는 사전에 이러한 POD 구조물을 입수해야 하고 진동 시험기의 장

착 인터페이스를 확인하여 시험용 POD의 진동시험기 장착을 위한 구조물을 제작해야 한다. 그리고 시험용 POD는 발사 시 사용될 것과 달리 큐브위성 삽입 후 외부로 하네스를 연결할 수 있어야 한다. 이는 진동 시험 중 위성의 진동특성을 측정하기 위해 위성의 각 축 방향으로 가속도 센서를 부착해야 하기 때문이다. Fig. 6과 같이 SNIPE EQM 진동시험을 위하여 테스트용 POD에 위성을 삽입한 후 위성에 부착된 가속도 센서의 하네스를 POD의 하네스 홀을 통하여 외부로 노출하였다. Fig. 7은 진동시험 준비를 완료한 모습을 보여준다.

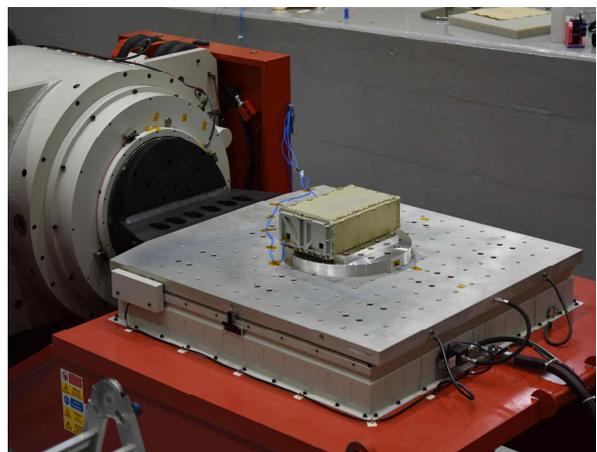


Fig. 7. Ready for vibration test

III. 우주환경시험 수행 및 결과

3.1 열주기 시험 및 결과

전술한 Table 1과 같은 규격의 EQM 열주기 시험을 수행한 온도 결과는 Fig. 8과 같다. 총 10회의 고온/저온 반복 시마다 기능 시험을 수행하고, 시험 전/후로 1회씩 더하여 총 22번의 기능시험을 실시하였다. Fig. 8에서 보듯이 고온/저온 한 주기는 기능시험 포함 대략 3시간 정도가 소요됨을 알 수 있다.

3.2 열진공 시험 및 결과

Table 1의 EQM 열진공 시험의 온도 결과는 Fig. 9와 같다. 시험 전후를 포함 총 11회의 기능시험을 수행하였으며 고온/저온 열평형시험도 포함되어 있다. 앞의 열주기 시험에 비해 한 주기를 마치는 데 훨씬 긴 시간이 필요함을 알 수 있다. 그리고 열주기 시험의 경우 각 유닛별 온도 편차가 10-12°C인 반면 열진

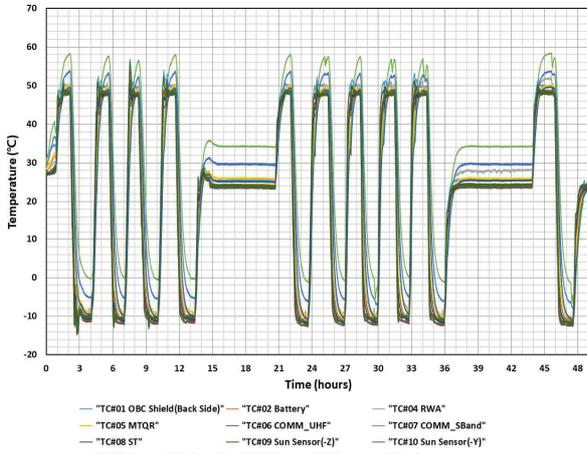


Fig. 8. Temperature Results of SNIPE EQM Thermal Cycling Test[19]

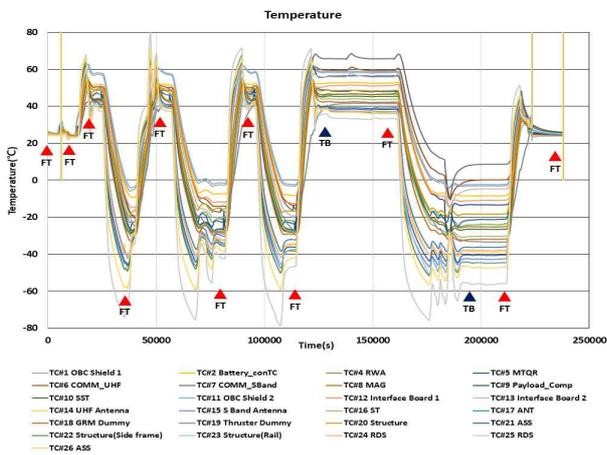


Fig. 9. Temperature Results of SNIPE EQM Thermal Vacuum Test[19]

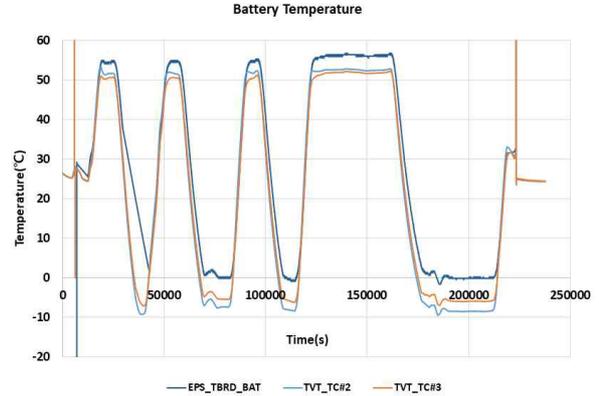


Fig. 10. Temperature Results of both Battery Embedded Sensor and Thermocouple Attached on Battery[19]

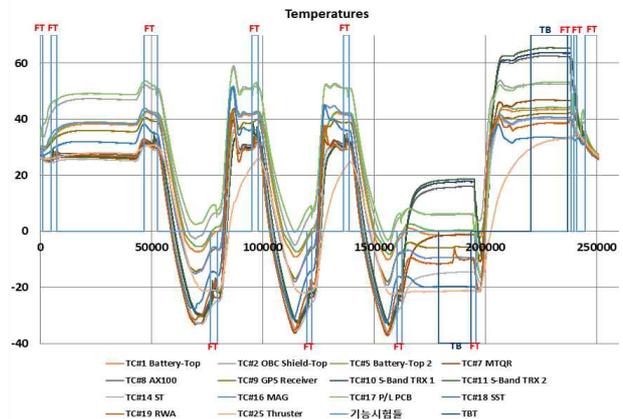


Fig. 11. Temperature Results of SNIPE FM-1 Thermal Vacuum Test

공시험의 경우 32-65°C의 극심한 차이를 보인다.

EQM 열진공 시험에서 시험 진행상의 온도센서 접촉 문제가 있었으며, 이와 관련하여 온도값 상세 분석 결과 Fig. 10과 같이 기준 유닛인 배터리의 내/외부의 온도 차이가 크음을 알 수 있다. Fig. 10에서 'EPS_TBRD_BAT'는 배터리 내장 센서로 측정된 온도, 'TVT_TC#2'와 'TVT_TC#3'은 각각 배터리 외부에 부착한 온도 센서로 측정된 온도이다. 그 차이는 고온 열평형에서 6°C, 저온 열평형에서 8°C이나 차이를 보인다. 다만 EQM시험에서는 온도센서 부착에 문제가 있어서 이 차이는 약간의 오차가 포함될 수 있으며, 향후 FM 2-4호기 시험에는 이를 보정하여 시험 규격에 반영할 예정이다. 이후 수행한 FM 1호기 시험에서는 Fig. 10의 온도차를 반영하여 고온 기준점 온도를 Tolerance 감안하여 41°C로 설정하였다.

이 경우 고온시험 시 배터리 외부 부착 온도센서의 온도가 41-44°C의 온도 범위가 되도록 열제어가 이루어진다. 이를 반영한 FM 1호기 열진공시험의 온도 결과는 Fig. 11과 같다. FM 1호 열진공시험은 EQM 열진공시험과 달리 추력이 실물을 탑재하여 시험하였다.

FM은 추력기도 탑재하기에 고온/저온의 기능시험에서 전기적 신호 교환을, 온도시험 후 상온에서 분사시험을 계획하였다. 그러나 추력기의 '비작동 온도'의 의미가 명확하지 않았으며, 시험계획 시에는 '작동'의 의미를 추진제 분사로 이해하여 추력기 자체의 부팅 및 신호 교환은 가능할 것으로 생각하였으나 실제 시험 결과 저온에는 추력기의 부팅 자체가 불가능하였다. 저온에서의 추력기가 동작하지 않은 이유는 히터의 동작 때문이다.

추력기에 전원을 인가하면 히터에도 전류가 인가되고 저온상황에서는 인가되는 전류량이 시스템 전력계가 공급할 수 있는 한계를 넘어서고 이로 인해 추력기로의 전력이 모두 차단되는 현상이 발생하였다. 그리고 시험 말미에 상온에서 추력기 분사 시험도 시도하였으나 정상적인 분사 여부를 명확하게 알기는 어려웠다. 특히 Fig. 12처럼 시험 동안 챔버 압력의 지나친 불균형 현상을 확인할 수 있으며, 이를 EQM 시험의 결과와 비교 시 더욱 뚜렷해진다. 이 부분은 시험 당시 추력기의 추진제 누출과 연관이 있는 것으로 추측되었으나 시험 전/후의 추력기의 무게 변동을 측정된 결과 변화량이 거의 없음을 확인하였다. 그리고 진공 상태에서의 누출 여부 확인을 위하여 4기의 추력기에 대하여 진공 챔버에서의 분사 및 동작시험을 별도로 수행하였는데 추력기에서의 가스 누출 현상은 확인되지 않았다.

저온 상태에서의 추력기 운영을 확인하기 위하여 추력기 부품 레벨에서의 열진공 시험을 진행하였다. 시스템에서 운영할 때와 동일한 조건을 만들기 위하여 Flatsat의 형태이지만 위성 대부분의 부품을 Fig. 13과 같이 구성하여 시험을 진행하였다.

저온은 추력기 표면온도를 기준으로 -20℃로 설정하였다. 시스템의 열진공 시험 때와 마찬가지로 저온 상태에서 추력기에 전원을 인가하면 전력계에서 전류가 바로 차단되는 Fig. 14와 같이 확인할 수 있었다.

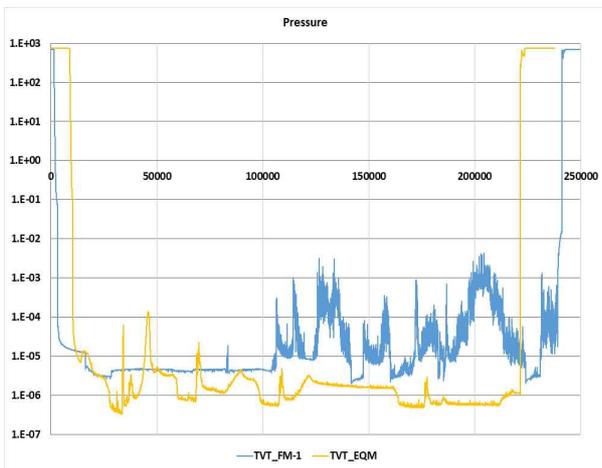


Fig. 12. Comparison of Pressures in Chamber between EQM TVT and FM-1 TVT

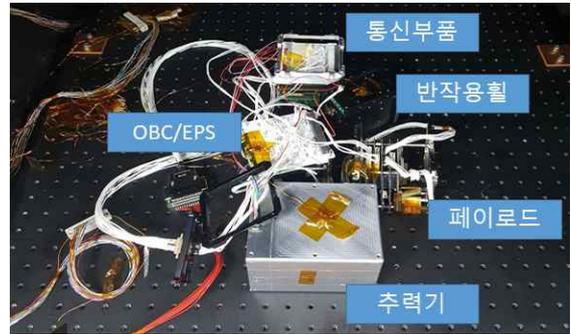


Fig. 13. Flatsat Configuration for Testing Thruster in Thermal-Vacuum chamber

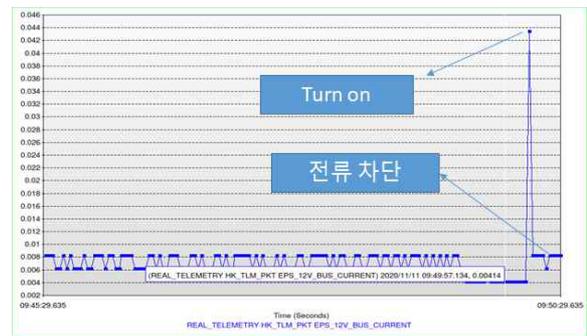


Fig. 14. Current cutoff when turning thruster on

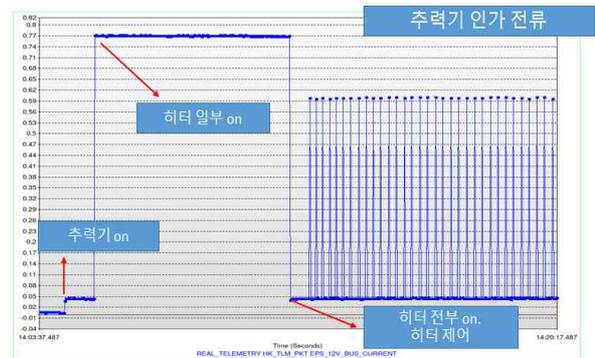


Fig. 15. Current while operating thruster in low temperature after updating FSW

이는 앞서 밝힌 바와 같이 추력기에 전원이 인가되면 저온상황에서는 추력기의 히터가 시스템이 허용하는 양 이상으로 전류를 끌어들이기 때문이다. 이를 방지하기 위하여 추력기 전원을 켜 직후 히터를 끄는 명령을 수행하였다. 그리고 추력기의 히터에 인가되는 전류량이 최소화되도록 설정값을 변경하고 4개 히터 모듈 중 일부만 켜도록 소프트웨어를 수정하였다. 그 결과 Fig. 15와 같이 추력기의 꺼짐 현상 없이 추력기를 정상적으로 운영할 수 있었다. 추력기의 온도가 낮은 상황에서는 히터로 인한 전류 소모량이 비교적 큰 편이나 온도가 안정화된 이후에는 전류 소모값도 크게 안정화되는 현상도 확인할 수 있었다.

3.3 진동시험 및 결과

진동시험은 발사 요구사항에 맞게 Table 3과 같이 EQM의 인증 수준의 시험을 수행하였다. 2019년 10월에 1차 시험을 수행하였고, 해당 시험의 6U면 수직방향 시험에서 2가지의 문제가 발생하였다. 첫 번째는 부품 소자 이탈로 인한 기계적 파손이 발생하였고 이로 인한 여러 개의 볼트 이탈은 태양전지판의 일부 손상을 동반한 것으로 추정되었다. 두 번째는 태양전지판의 체결 끈 풀림이 발생하여 위성의 발사관 사출에 어려움이 있었다. 시험 후 논의 결과 이탈된 부품 소자의 조립 시 접착제 미사용으로 발생한 것으로 추정하였으며 이의 더 확실한 검증을 위해 2차 시험을 계획하였다. 1차 시험에서 발생한 문제점을 Table 4에 정리하였고, 해결 방법을 적용한 2차 시험은 코로나19로 연기를 거듭하여 원래 계획한 2020년을 넘겨서 2021년 4월에 수행하였다.

EQM 2차 시험 결과 1차에서 발생한 문제점들은 모두 수정되었고 위성체에는 어떠한 이상도 존재하지 않았다. 다만 Fig. 16처럼 발사관에서 이탈한 일부 나사가 있었지만, 다행히도 시험 대상인 위성체에 영향을 주지는 않았다. 2차 시험을 통해 발사환경 아래의 위성의 구조적 안정성은 충분히 검증되었다고 할 수 있다.

첫 번째 문제인 부품 파손으로 인한 볼트 풀림은 사후 확인 결과 파손 유닛의 조립 절차인 접착제 처리를 생략하여 발생한 것으로써 그 이외의 부위에는 일체의 풀림은 발생하지 않았다. 볼트 조임 토크 및 체결력의 이론적 배경은 많이 알려져 있고[20], 이를 적용한 통상적인 환경의 조임 토크 수치도 공개된 것들을 검색을 통해 쉽게 입수할 수 있다. 본 연구는

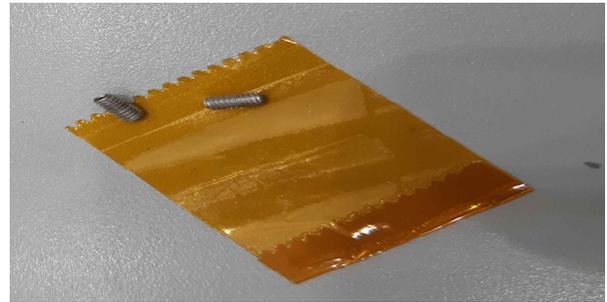


Fig. 16. Separations of Fasteners of the Deployer for 2nd EQM Vibration Test

시제인증모델의 특성상 많은 시험과 분석을 위해 반복적인 해체와 재조립이 필요하고, 초소형위성 설계 특성상 파손이 잦은 접시머리 볼트의 사용이 많으므로 이에 맞게 자체적으로 경험을 통해 습득한 수치를 제작, 조립에 적용하고 있다.

두 번째 문제인 체결용 와이어 풀림은 해외의 안테나 전개에도 쓰이는 Surgeon Knot[21]을 사용하였다. 매듭 방식이나 횡수에 따른 풀림 현상에 대한 상관관계나 이론적, 해석적인 방법을 SNIPE 개발에 적용하지는 않았다. 따라서 Surgeon Knot보다 더 좋은 매듭 및 그 횡수가 존재할 수 있으며, 이에 대한 연구는 분명히 가치가 있는 좋은 주제일 것이다. 본 연구에서는 초소형위성 분야에서 기존부터 사용되는 기법의 매듭을 적용하였으며, 해당 기법으로 체결 시 약점이 존재하므로 이를 극복하기 위해 Glue 처리가 필수적이라는 점을 밝혀둔다.

한편, 여기서 주목할 점은 1차 시험과 2차 시험은 발사관 차이로 Table 3의 외부 가진과 달리 실제 발사관 내부의 위성체가 받는 하중은 두 시험이 큰 차이를 보인다. Fig. 17은 1차 시험의 위성 사출방향인 X축 준정적 하중시험 결과이고 Fig. 18은 2차 시험의 준정적 하중시험 결과이다. Fig. 17에서 보듯이 1차 시험에서는 실제 발사하중인 10G의 8배에 육박하는 하중이 위성체에 가해지는 반면 2차 시험의 경우 Fig. 18에서 보듯이 최대로 입력 대비 1.3배 정도의 하중만 가해진다. 이론상으로 준정적 하중시험의 경우 입력 가진과 응답이 1의 비율을 보여야 하고 1차

Table 3. Vibration Test Specification for EQM Qualification Level

준정적 하중	10G
정현파 하중	생략 가능
랜덤 진동 하중	7.4Grms, 20-2000Hz
모달 탐색	5-2000Hz, 0.15-0.4G

Table 4. Problem Report during the EQM Launch Environmental Test

PR#	Category	문제 상세	문제 대응 방안	대응 결과	상태
19VT1Z001	Iridium Module	1.송수신 칩 및 체결 볼트 이탈 2. 위의 현상으로 인한 태양전지판 셀 손상 야기	1.송수신 칩 조립 시 정해진 접착제 처리 미적용으로 발생한 문제로서 이후에는 접착제 처리 적용함	1. EQM 2차 진동시험 결과 이상없음 확인	closed
19VT1Z002	Deployable Solar Panel	1.태양전지판 고정 끈 풀림	1. 고정 끈 매듭부위 접착제 처리로 끈 풀림현상 방지	1. EQM 2차 진동시험 결과 이상없음 확인	closed

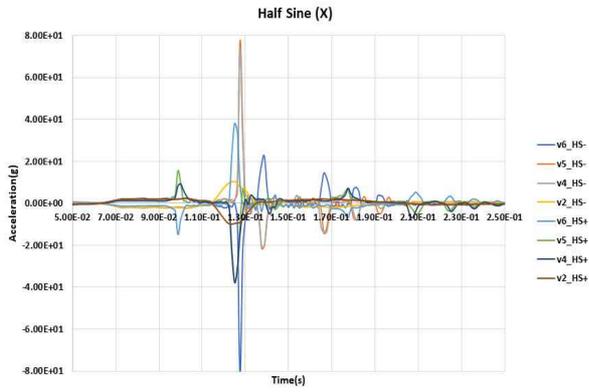


Fig. 17. Time domain Acceleration Responses of X axis Quasi Static Vibration Test by Half Sine Shock for 1st EQM Vibration Test

시험에 비해 2차 시험은 상대적으로 이 점을 더욱 잘 만족하는 것을 알 수 있다. 이는 1차 시험의 발사관은 위성의 원활한 수납과 사출에만 초점을 맞추어서 발사관과 위성 사이에 틈이 존재하게 되고 이것이 큰 가진을 발생시키는 반면, 2차 시험의 발사관은 이러한 문제점을 개선하여 수납 시 위성을 내부적으로 지지하는 메커니즘을 적용하였기 때문이다. 추후에 1차 시험과 2차 시험의 결과를 보다 자세히 분석하여 발표할 예정이다.

3.4 문제 대응

우주환경시험 중 발생한 주요 문제들은 참여 연구원들과의 공유하고, 이후 문제가 해결될 때까지 추적을 용이하게 하기 위하여 PR (Problem Report)로 작

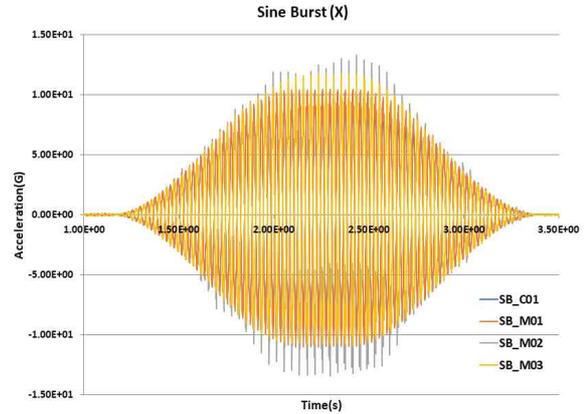


Fig. 18. Time domain Acceleration Responses of X axis Quasi Static Vibration Test by Sine Burst for 2nd EQM Vibration Test

성하여 관리하였다. 발사환경시험에서는 Table 4와 같이 2가지, 우주환경시험의 주요 오작동은 Table 5와 같이 3가지 발생하였으나 각 표에서 보는 바와 같이 문제 대응 방안에 의해 원활하게 해결되었음을 알 수 있다. Table 4, Table 5는 두 가지 환경시험 동안 작성된 PR들을 취합하여 정리하였고 적절한 대응으로 문제를 해결함을 알 수 있다.

IV. 교훈

나노급 초소형위성의 우주환경시험을 준비하면서 중요한 부분은 나노급 초소형위성의 특성을 잘 반영하는 것이다.

Table 5. Problem report during the Space Environment Test

PR#	Category	문제 상세	문제 대응 방안	대응 결과	상태
20007	추력기	1.저온상황에서 추력기를 켤 수 없는 문제 발생 2. 추력기의 leakage 의심 현상 발생 3. 추력기 발사 실험 실패	1.히터의 최소소비전류 및 조정 가능 여부 확인. 전류공급채널을 더 늘려서 한계전류를 높임 2. 진공에서의 단독 시험을 통해 leakage 여부 확인 필요 3. 실험실에서의 분사시험수행. 이후 저온/진공 상태에서의 분사시험 수행	1. 히터모듈이 여러 개 존재. 추력기를 켰을 때 일부를 끄고 heater전압을 최소값으로 조절하여 추력기 꺼짐 현상 방지. FSW에 해당 내용 반영 2. 진공상태에서 각 추력기의 개별 분사 시험 수행. leakage현상 관찰되지 않음.	closed
20008	반작용휠	1.시험 중 저전압(7.5V이하) 상황에서 휠 제어에 이상 현상 발생	1.제어 SW 업데이트 사항 확인 2.실험실에서 저전압 상태에서의 제어 확인. 3.저온 챔버에서 저전압 상태 재현한 후 제어 확인	1.SW업데이트 실시 2.상온에서 7V정도의 배터리 전압을 유지하면서 4일 구동 시험.이상 없음 확인 3.저온(-20C)에서 7.1 ~ 7.5V 전압상황에서 1일 구동시험. 이상 없음 확인	closed
20009	페이로드	1. GPS연동 시 페이로드 동작이 멈추는 현상 발생	1.페이로드 SW 업데이트 사항 확인. PPS 신호 인가시 문제 발생 가능성 확인 2.SW 업데이트 후 GPS와의 연동 시험 수행	1.SW업데이트 실시 2.상온에서 장시간 시험에서 PPS신호 연동 이상 없음 확인 3.저온/진공 시험 수행. 1일의 구동 시간동안 데이터 수집 등 페이로드 동작에 이상 없음 확인	closed

상기의 우주환경시험 수행을 통해 얻은 교훈들을 정리하면 다음과 같다.

1) 엄빌리컬 케이블 준비

열진공 챔버 속 초소형위성과 시험 장비를 연결하는 엄빌리컬 케이블을 준비하는 경우에도 케이블의 길이가 신호 세기에 민감하므로 주의해야 한다.

2) 발사관 사출 시 주의

나노급 초소형위성은 우주환경시험을 전용 발사관(POD)에 수납하여 수행하는데, 발사관에 입고 및 확인을 위한 사출 시 벽면과 태양전지판 등 본체와의 스크래치에 주의해야 한다.

3) 볼트 조임 토크 주의

나노급 초소형위성 특성상 부서지기 쉬운 매우 작은 크기의 체결 볼트의 조임 토크 강도도 주의하여야 하며, 조립/분해 시 망가지는 경우를 조심해야 한다.

4) 접촉제 도포 시 주의

볼트 풀림을 방지하기 위한 접촉제 도포 시 접촉 강도도 매우 민감하므로 주의를 요한다.

5) 전압 모니터링 주의

초소형위성 특성상 본체 내 배터리 전압 및 외부 전압 공급 상태 모니터링(뜻하지 않는 저전력 상태 진입 발생하지 않도록)이 중요하다.

6) 하니스 주의

밀집도가 높은 내부 공간의 하니스 배치 및 매립 시 본체 일부에 하니스가 집중되거나 본체 덮개 장착 시 접혀지는 일이 없도록 사전에 길이와 매립 위치, 순서를 적절하게 고려하여야 한다.

7) 엄빌리컬 포트 제작 시 주의

엄빌리컬 포트를 제작할 때는 최대한 많은 포트를 구성하여 시험 및 제작 중 다양한 쓰임새로 활용하는 것이 좋다. 엄빌리컬 포트의 필수로 넣어야 하는 기능은 OBC 터미널(RS232, RS422, ...), CMD/TLM 송수신 포트(RS232, RS422, Ethernet, ...), 충전 포트, System을 on/off 할 수 있는 포트(RBF or seperation switch), full load 시험 시 소비전력보다 더 큰 전력 공급을 할 수 있는 전력 공급 포트 등이다. 그리고 엄빌리컬 포트에 비행소프트웨어를 업데이트할 수 있는 기능을 추가하면 시험 중 또는 조립이 완료된 이후에도 소프트웨어 업데이트가 용이해질 수 있다.

8) 사전 반복 시험

상용부품의 비중이 높은 나노급 초소형위성의 특성상 사전 장기 반복시험을 권장한다. 초소형위성의 부품들은 우주 헤리티지가 있는 경우에도 오랜 시간 동안 다수의 임무를 통해 그 기능이 완벽하게 증명되는 경우가 많지 않다.

이는 실용급 위성의 동일 부품들이 오랜 시간 동안 다수의 유사 임무를 통해 증명되고, 업그레이드하며 부품 제작사가 집중하여 개발, 보완, 품질관리를 할 수 있는데 반해, 대부분의 영세한 초소형위성 제

조사들은 수요(주문)가 있을 경우 소량으로 제작하는 경우가 많고, 별도의 지속적인 품질관리를 통한 업그레이드 체계가 없는 경우가 많다. 실제 해외 초소형위성 분야의 유명한 회사들의 부품들을 구입하는 경우에도, 새로운 요구 조건에 맞춰 발주를 내는 경우 제작 과정에서 다수의 문제가 발생하여 지연되거나 납품 이후에도 자체 기능 시험 시 문제가 발생하는 경우가 적지 않았다. 따라서 초소형위성 분야의 우주 헤리티지에 대한 믿음보다는 입고 후 자체적으로 충분한 시험(우주환경시험 이전 상온에서도)을 수행해보아야 한다.

만일 비용과 일정상 열주기 시험, 열평형시험의 수행이 어려울 경우에는 실험실에서 장시간의 반복 시험을 대체 수행하는 방식으로라도 열진공시험 수행 이전에 문제를 파악하는 것이 중요하다.

다수의 상용부품을 구성하는 유닛들을 모두 우주환경시험을 수행하는 것은 초소형위성 프로젝트의 일정과 예산 측면에서 허용되기 어려운 경우가 많기 때문이다. 따라서 상온 시험실 내에서 장기간 반복시험을 통해 각 유닛 수준의 문제점을 미리 파악하는 것은 매우 효율적이고 중요하다. 실제로 상용부품의 비중이 높은 나노급 초소형위성의 열주기시험/열진공시험에서 발생한 문제의 상당수는 온도나 진공환경이 아니더라도 생길 수 있는 것들이었다.

9) 기준 유닛 및 기준 온도 설정 유의

기준 유닛 및 기준 온도 설정 시 주의하여야 한다. 통상적으로 나노급 초소형위성용 배터리는 내장 히터와 내장 온도센서가 있어서 이를 통해 내부 열제어를 자동으로 수행할 수 있는 기능을 갖추고 있고, 작동 온도의 기준도 내장 온도센서를 기준으로 할 것으로 예상할 수 있다. 이처럼 내부 온도센서를 가진 유닛을 기준 유닛으로 지정할 경우 열시험의 온도 제어를 유닛 내부센서를 기준으로 수행하는 것이 바람직하나, 현실적으로는 어렵기 때문에 외부에 부착하는 온도센서로 대신할 수밖에 없는 경우가 대부분이다. 이 경우 해당 유닛의 작동 온도의 기준점과 외부 센서 부착점과의 온도 차이가 존재함을 감안해야 하지만 이 차이를 시험 전 알기는 쉽지 않다.

이는 인증 모델(EQM 또는 QM)의 시험을 통해 알 수 있지만, 인증 모델 제작이 어렵다면 원래 계획한 기준 온도에서 별도의 온도마진을 차감하여 시험계획을 수립하는 것이 바람직할 것이다. FM 1호기의 시험 규격은 EQM 시험으로 도출했지만 EQM 시험 시에 온도센서 부착방식에 문제가 있었고, FM 시험에는 이를 반영하여 올바른 방식으로 부착하여 시험하였다. 향후 FM 2-4호기는 FM 1호기의 배터리 온도 결과 및 추력기 온도 결과 등을 종합하여 기준 온도를 다시 보정할 예정이다.

10) 온도센서 부착 방식 유의

온도센서(열전대) 부착 방식에 따른 온도 차이를

고려하여 적절한 순서로 부착하도록 한다. 본체 내부 집적도가 높은 나노급 초소형위성의 특성 상 온도센서 부착 방식에 따라 측정되는 온도에 큰 차이를 보일 수 있다. EQM 열진공시험 시 온도센서 부착을 권장하는 방식이 아닌 잘못된 방식으로 붙이게 되었고, 올바른 방식과의 비교를 위해 동일 위치에 두 개의 센서를 부착 방식만 달리하여 온도를 비교한 결과 최대 7°C에 육박하는 온도 차이가 발견되었다. 이후 센서 부착 시 시편에 캡톤 테이프-열전대-알루미늄 테이프-캡톤테이프 순으로 장착하여 시험하였다. 열전대를 조립과 함께 다양한 곳에 가능한 많이 부착하는 것이 바람직하나 나노급 초소형위성의 형상 특성상 쉽지 않다. 따라서 이를 고려하여 시험 준비 단계의 센서 부착에서 문제가 생기지 않도록 유의하고 적절한 개수의 센서를 부착할 곳을 사전에 살피는 것이 중요하다.

11) 안테나, 태양전지판 줄 묶음 주의 및 시험

초소형위성의 전개형 안테나, 전개형 태양전지판은 대부분 끈을 묶어서 저항을 이용하여 전개한다. 즉 끈을 묶을 때 방법에 따라 잘 풀릴 수도 있고 자칫 진동 시험 중 꼬이거나 쉽게 풀어지는 경우가 발생한다. 따라서 적절한 방법으로 묶어 확인하도록 하며, 허용되는 범위에서 상온뿐만 아니라 열진공 내 저온 상태에서 명령에 의해 제대로 전개가 되는지를 반드시 확인해야 한다. 묶음의 풀림이 염려되는 경우 매듭의 일부를 접착제로 붙이는 것도 가능한 방법이다.

12) 시험 종료 후 분해, 재조립 주의

우주환경시험 종료 후 시험 동안 발생한 문제를 해결하기 위해, 또는 미처 확인하지 못한 문제를 해결하기 위해 분해하는 경우가 발생할 수 있다. 하지만 초소형위성의 경우 하니스의 강도, 매우 밀접도 높은 내부 프레임 내의 하니스 연결 상태, 상대적으로 부서지기 쉬운 볼트 강도 등을 고려하면 발사를 앞두고 초소형위성의 경우 분해 후 재조립 시 성능을 보장하기 어렵다. 따라서 발사 전 최종 진동 시험을 수행하기 위해 총조립을 한 상태 이후 재분해하여 다시 조립하면서 부서지기 쉬운 볼트, 프레임 사이에 접혀진 하니스 연결 부위, 인터페이스 보드와의 연결 단자들이 훼손되지 않도록 최대한 사전 시험을 철저히 하고 분해하는 상황이 오지 않도록 해야 한다.

V. 결 론

논문에서는 국내에서는 최종 발사를 목표로 처음으로 개발 중인 6U 나노급 초소형위성 SNIPE의 우주환경시험 준비부터 수행까지 전반에 걸친 과정 동안 얻은 결과와 다양한 오류와 실수, 그리고 이를 대처한 경험에 대해 기술하였다. SNIPE는 다수의 탑재체 및 추력기를 장착해야 하는 요구사항을 감안하여 기존 6U 표준 구조물의 일부 변형하는 등 국내에서 지

금까지 개발한 1U~3U 나노급 초소형위성과는 또 다른 다양한 우주환경시험 변수들이 있었다. 실용급 위성들의 구조, 내부 집적도, 조립 방식, 우주환경시험 기준 설정 등에서 다소 상이한 나노급 초소형위성의 조립부터 우주환경시험 준비 그리고 수행에 이르기까지 다양한 경험을 통해 얻은 교훈들을 정리하였다. 나노급 초소형위성의 개발 특성을 NASA Dellinger 개발팀이 'build, test, fix'로 정의할만큼 나노급 초소형위성의 개발, 시험, 발사, 운영의 과정은 기존 고신뢰성 실용급 위성 개발로부터 확립된 정형화 된 그것들과는 차별화되므로 다양한 시도와 시험을 통한 노하우 확보가 중요하다. 즉, 아직까지 나노급 초소형위성의 우주환경시험에 관한 표준화 된 문서가 부족한 상황에서 본 논문은 추후 국내에서 6U 이상의 나노급 초소형위성을 개발하고자 하는 주체들(특히 개발 경험이 미흡한)에게 관련된 설계 문서들[22-24]과 함께 우주환경시험을 수행하는 데 유용한 참고자료가 되기를 기대한다.

후 기

본 논문은 한국천문연구원 위탁과제인 '근지구 우주환경관측용 초소형위성 본체 개발' 및 한국항공우주연구원의 'AI 기반 랑데부/도킹 기술검증용 위성 개발' 사업 연구 성과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

Reference

- 1) <https://en.wikipedia.org/wiki/CubeSat>
- 2) https://en.wikipedia.org/wiki/Small_satellite
- 3) <https://www.nanosats.eu/cubesat>
- 4) Oh, C., "Research Direction for the Development Road-map of Nano/Mircosatellite," *Proceedings of 5th Workshop on Nanosatellites*, Pusan, 2020.
- 5) <https://www.nanosats.eu/>
- 6) Kim, H., Choi, W., Cho, D. and et al., "Current Status of the Development of 6u CubeSat for Hight RESolution Image and Video(HiREV CubeSat)," *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2016, pp. 444~445.
- 7) Kim, J., Lim, S. and Cho, D., "Neural Network based on Orbit Cloud Coverage Estimation Techniques for Intelligence Earth Observation Nano-satellite," *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2018, pp. 400~401.
- 8) Kim, H., Choi, W., Cho, D. and et al.,

"Introduction to Development of a Rendezvous/Docking Demonstration," *Proceeding of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2019, pp. 417~418.

9) Kim, J., Kim, H-K., Kim, M. and Kim, H-D., "On-Orbit Thermal Analysis for Verification of Thermal Design of 6U Nano-Satellite with Multiple Payloads," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 48, No. 6, 2020, pp. 455~466.

10) Song, S., Lee, S., Kim, H. and Chang, Y., "KAUSAT-5 Development and Verification based on 3U Cubesat Standard Flatfrom," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 8, 2017, pp. 686~696.

11) Kim, J., Jung, Y., Lim, Y., Bang, H. and Marin, M., "Development and Verification for Flight Model of CubeSat LINK," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 2, 2017, pp. 114~123.

12) Kang, S., Jung, H., Seo, J. and Oh, H., "Performance and Thermal Design Validation for FM STEP Cubset Lab," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 9, 2015, pp. 814~821.

13) Kim, G., Park, J., Choi, K., Lee, J. and Park, S., "CubeSat Structure Design and Launch Environment Test for CANYVAL-X Mission," *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, 2016, pp. 459~460.

14) Kim, H., Yum, S., Kim, H., Chae, K., Lee, S., Choi, S. and Chang, Y., "Lessons Learned from the Development of KAUSAT-5," *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, 2016, pp. 325~329.

15) Lee, S., Lee, J., Lee, H., Lee, J., Shin, J., Jeong, S., Jin, H., Nam, U., Kim, H. and Lee, R., "The Result of Developemtn and Environment Test for the KHUSAT-3(SIMGMA)," *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, 2016, pp. 340~343.

16) Kepko, L, Santos, L., Claget, C., Azimi, B., Chai, D., Cudemore, A., Starin, S., Marshal, J. and Lucas, J., "Dellingr: Reliability lessons learned from on-orbit," *Proceeding of 32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2018.

17) Dube, M. J. and Gamwell, W. R., "Performance Characterization of Loctite (Registered Trademark) 242 and 271 Liquid Locking Compounds (LLCs) as a Secondary Locking Feature for International Space Station(ISS) Fasteners," NASA/TM-2011-217068, NESC-RP-04-092, 2011.

18) MIL-STD-1540C, Military Standard: Test Requirements for Launch, Upper-stage, and Space Vehicles, 1994.

19) Kim, M., "Thermal Tests of the Engineering Qualified Model of Nanosatellite SNIPE," *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, 2020, pp. 752~753.

20) Budynas, R. G. and Nisbett, K. J., *Shigley's Mechanical Engineering Design*, 9th Ed., McGrawHill, NewYork, 2011, pp. 437~440.

21) Gomspace, *NanoCom Ant-6F UHF Datasheet*, No. 1010785, 2019.

22) System Design Review Document, KARI & KASI, November, 2017.

23) Preliminary Design Review Document, KARI & KASI, September, 2018.

24) Critical Design Review Document, KARI & KASI, November, 2019.