

소형위성 기능시험 및 열주기 시험

박종오*, 최종연**, 권재욱***, 윤영수****, 조승원*****,
 김영윤*****, 안재철*****, 최석원*****

Small Satellite SOH(State Of Health) Test and Thermal Cycling Test

Jong-Oh Park*, Jong-Yeon Choi**, Jae-Wook Kwon***, Young-Su Youn****, Seong-Won Cho*****, Young-Youn Kim*****, Jae-Chel An*****, Seok-Won Choi*****

Abstract

KARI Electrical Test Team performed the SOH (State Of Health) test and Thermal Cycling test for small satellite of KOMPSAT-1 PFM at KARI SITC Highbay as per Storage plan every year, and verified that the system/subsystem units function installed on PFM were good without significant degradation causing from long-term storage. This paper describes the test items, test method, test procedure and selected test result data.

초 록

소형위성인 다목적실용위성 아리랑 1호(KOMPSAT-1)의 PFM (Proto-Flight Model) 에 대한 시스템/서브시스템 기능시험 및 열주기시험을 Storage Plan에 의거하여 한국항공우주연구원 우주시험동 하이베이에서 기능시험팀에 의해 수행하여 장기간 저장에 의한 위성 부분품들의 성능이 감쇠됨 없이 양호함을 확인하였다. 본 서에서는 시험항목, 시험방법, 시험절차 및 시험결과를 정리하였다.

키워드 : 위성(satellite), 준비행모델(pfm), 기능시험(soh test), 열주기시험(thermal cycling test), 시험절차서(test procedure), 시험결과(test result)

1. 서 론

다목적실용위성 1호(KOMPSAT-1) 준비행모델 위성은 1997년 조립이 완료되어 1998년 모든 조립/

시험을 미국 TRW사에서 수행하고 현재 한국항공우주연구원 우주시험동에 보관되어 있다.

다목적실용위성 1호 Storage plan(SE-19) 에 의하여 1999년부터 매년 준비행모델 위성에 장착된

* 우주시험그룹/jopark@kari.re.kr,
 *** 우주시험그룹/jwkwon@kari.re.kr,
 ***** 우주시험그룹/orpheous@kari.re.kr,
 ***** 우주시험그룹/jcan@kari.re.kr,

** 우주시험그룹/jycho@kari.re.kr,
 **** 우주시험그룹/ysyou@kari.re.kr,
 ***** 우주시험그룹/y2kim@kari.re.kr,
 ***** 우주시험그룹/schoi@kari.re.kr.

전장품에 대한 기능시험과 열주기 시험을 수행하여 위성 부분품들의 성능이 양호함을 확인하고 있다.

본 논문에서는 기능시험, 열주기시험 및 배터리 Reconditioning에 대한 시험항목과 시험방법, 시험절차에 대하여 정리한다. 또한 열주시 시험 전/후의 시험결과를 비교하여 성능이 양호함을 확인한다.

2. 시험 방안

2.1 준비행모델위성

2.1.1 하드웨어 구성

준비행위성에 장착된 각 서브시스템별 전장품의 리스트는 아래 표 1과 같이 탑재체중 EOC (Electro-Optic Camera)와 PDTS (Payload Data Transmission System)가 없고, 시험 목적상 배터리와 태양전지판은 장착하지 않는다.

서브시스템	전 장 품
전력계	ECU(2), PCU, DDC(2), SAR(2), Flight Fuse(8)
원격명령 측정계	OBC, Transponder(2), RFA, GPS(2), S-band Antenna(2)
자세제어계	RDU(2), SADA(2), SADE(2), GYRO(3), RWA(4), CES(2), TAM(2), VDE(2)
열 및 추진계	Thermal Sensors (AD590 & Thermostat), Overall MLI, Propulsion Tank
Not Install	Battery, Solar Array, EOC, PDTS

표 1. 전장품 리스트

2.1.2 소프트웨어 구성

준비행위성 프로세서의 EEPROM에 장착된 Flight Software의 버전은 표 2처럼 FM 위성과 같은 버전 5.5.3 이고, RDU-Redundant 프로세서만 FM 발사 전 수정되어 5.5.4 이다.

Processor	Primary	Redundant
OBC	5.5.3	5.5.3
ECU	5.5.3	5.5.3
RDU	5.5.3	5.5.4

표 2. FSW Version in KOMPSAT-1 PFM Satellite

2.1.3 시험문서

준비행위성의 기능 및 열주기 시험에 사용되는 시험문서의 목록의 표 3과 같다.

문서 번호	문서 제목
GX-21N-18	Electrical Test Preps. Procedure
GX-PFM-090	PFM SOH Test Procedure
GX-PFM-091	PFM Hoist & Handling Procedure
GX-K1AI-005	Thermal Cycle Test Procedure
GX-21S-06 rev.B	PFM Battery Reconditioning & Trickle Charge Procedure

표 3. 시험문서 리스트

2.2 기능시험 방안

기능시험은 열주기 시험 전/후에 수행하는 시험으로 KOMPSAT-1 PFM Satellite Storage Plan에 따라 시험절차서 (GX-PFM-090)에 의거하여 아래와 같이 서브시스템의 시험항목을 선정하여 위성의 기능을 검증하였다.

2.2.1 프로세서 Bootup 시험

기능시험을 위한 준비시험으로 위성기능체 시험 장비인 EGSE를 위성에 연결하고 위성에 전력을 공급하여 위성 프로세서의 Bootup과 동작 상태를 점검하는 시험이다. 시험은 프로세서의 Primary와 Redundant 각각에 대하여 Bootup 후 위성 텔레메트리를 검사하여 프로세서와 서브시스템의 상태를 점검한다.

2.2.2 원격측정명령계 시험

원격측정명령계의 구성 중 프로세서를 포함한 디지털부, RF 그리고 GPS 중, 디지털 처리부에 대한 시험으로 위성명령에 사용되는 Real-time, ATC, RTCS 명령들을 송출하고 원격측정데이터를 수신하여 위성 통신링크가 제대로 동작하는지를 검사한다.

2.2.3 전력계 시험

전력계의 시험은 위성의 탑재장비를 제외한 버스 시스템의 각 전자 장비들의 전력소모량을 측정하는 시험으로, 시험방법은 각 전자 장비를 ON 시키고 이때 측정된 In-rush 전류와 측정된 텔리메트리 정보를 이용하여 전력을 계산한다.

2.2.4 자세제어계 시험

자세제어계에서는 자세 제어에 사용되는 각종 센서와 구동기중 모터장비가 장착된 GRA (Gyro Assembly), RWA(Reaction Wheel), SADA(Solar Array Deployment Assembly), CES (Conical Earth Sensor)에 대한 장기간 보관으로 인한 성능감소를 측정한다.

4개의 RWA에 대한 정방향/부방향의 run-up & down 시간을 검사하고, 3개의 GYRO에 대해서는 동작 전류를 검사하고, 2개의 SADA에 대해서는 방향성과 위치를 측정하고, 2개의 CES는 열방출용 시험 보조기구를 이용한 방향성을 검사한다.

2.3 열주기시험 방안

열주기시험은 PFM 위성에 대한 Hot & Cold의 열환경을 모사하여 그 기능을 검사하는 시험이다. 이를 위해 PFM 위성을 3.6(W) x 3.8(D) x 5.0(H) m 위성시험동 (Satellite Integration and Test Center; SITC)내의 Thermal Cycling Chamber 에 장착하고, 아래와 같은 조건에서 그림1과 같이 3주기의 Hot & Cold 열환경을 모사한다.

열주기회수 : 3 Thermal Cycle (Hot & Cold)

기능 시험 : 2 Ambient SOH (Pre & Post -T/C)

온도 범위 : -5 ~ 40 deg C

압력 범위 : Ambient

온도센서 위치 : 3 platforms (Nadir, Central and Propulsion platform)

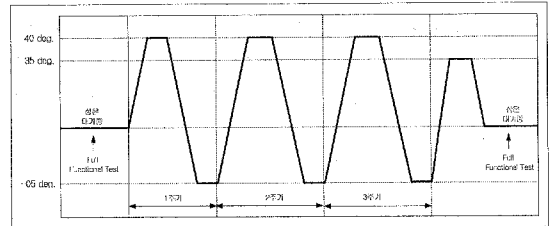


그림 1. 열주기시험 주기도

열주기 시험 전 아래와 같은 준비과정이 시험절차서에 의해 선행이 되어야 한다.

- 1) T/C chamber Bake-out
- 2) Internal training for T/C test
- 3) PFM Hoist and Handling for Thermal Cycling Test Procedure, (GX-PFM-091)
- 4) PFM Thermal Cycle Test Procedure, (GX-K1AI-005)

열주기 시험에서 위성체의 온도 변화를 감시하고 측정하기 위하여 3개의 온도센서를 3개의 Platform (nadir, central, and propulsion) 의 대표적인 위치에 장착한다. Hot 주기의 온도 충격의 범위는 +37 to +43 °C 그리고 Cold 주기의 온도충격 범위는 -8 to -2 °C 로 설정한다.

또한 위성 소프트웨어로 제어되는 총 6개의 히터 (각각의 Platform에 2개씩 장착)의 동작을 철회한 온도 변화에 따라 Cold Soak 기간동안 트리거되어 Enable/Disable 동작을 확인한다.

2.4 Battery Reconditioning 시험 방안

PFM 위성용 배터리는 지금까지 저온 냉장고에서 trickle charge 상태로 보관하며 상태를 기록하고 감시하고 있다. 배터리 유지관리 계획에 의거하여 시험절차서 (GX-21S-06)에 따라 135시간 동안 충전과 방전을 통하여 reconditioning을 수행하면서 배터리를 구성하는 각 셀들의 충전/방전 특성을 점검하며

이후 저온 냉장고에 trickle charge 상태로 보관한다. 시험은 아래와 같은 시험항목과 일정에 의거하여 시험을 진행한다.

- 1st Quick Discharge (~ 3 hours)
- 1st Deep Discharge (~ 17 hours)
- 1st Charge C/20 (~ 40 hours)
- 2nd Quick Discharge (~ 3 hours)
- 2nd Deep Discharge (~ 17 hours)
- 2nd Charge C/20 (~ 40 hours)
- Top-Off Charge C/20 (15 hours)

3. 시험 결과

3.1 전기지상지원장비 검증시험 결과

기능시험을 위하여 준비행위성과 지상지원장비의 연결 전 표 4와 같은 시험절차서에 의해 전기 지상지원장비에 대한 검증시험을 수행하였다.

문서번호	문서제목
GX-09N-01	Ground Test System Checkout
GX-09N-02 Rev.B	PMTS Checkout Procedure
GX-09N-04 Rev.A	TCTS Checkout Procedure
GX-09N-06 Rev.A	ACTS Checkout Procedure
GX-09N-05	RFTS Checkout Procedure

표 4. EGSE 검증시험 절차서

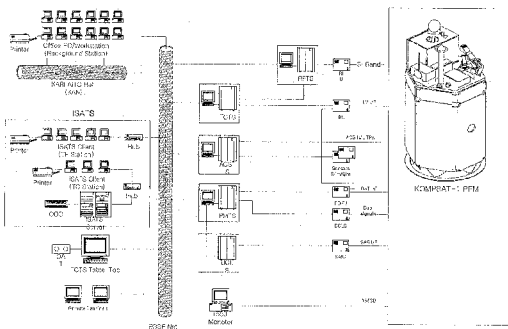


그림 2. EGSE 연결도

검증시험 완료 후 그림 2와 같이 EGSE와 준비 행위성을 연결하여 기능시험과 열주기 시험을 수행하였다.

3.2 기능시험 결과

열주기 시험 전후로 실시한 기능시험 결과 PFM 위성 각 서브시스템의 전장품의 성능이 보관으로 인한 심각한 감쇠없이 동작함을 아래와 같이 확인하였다. 시험 전에 위성 기능체시험장비와 PFM 위성의 연결은 시험절차서 (GX-21N-18)에 의해 수행되었다.

3.2.1 프로세서 Bootup 시험 결과

위성 기능시험 전에 프로세서를 자동화된 시험 시퀀스인 CONFIG_1 (for primary side) & CONFIG_2 (for redundant) ATS를 동작시켜 bootup시키고 위성기능체 시험장비와 위성 프로세서간의 기본적인 통신 링크가 제대로 설정이 되었는지를 성공적으로 확인하였다. 또한 위성프로세서의 EEPROM에 장착된 Flight Software의 버전을 검사하여 표.1과 같음을 확인하였고, NO-OP 명령을 10회 송출하여 명령이 정확히 수신되고 실행이 되었음을 확인하였다.

3.2.2 원격측정명령계 시험 결과

위성과 위성기능체 시험장비와의 통신링크가 제대로 설정이 되고, 위성 명령 중 Real-time, ATC, RTCS 명령 등이 위성 3개의 프로세서에서 명령의 손실없이 수신되고 실행이 되었음을 자동시험시퀀스인 C_TC_CHECK를 통하여 성공적으로 확인하였다.

3.2.3 전력계 시험 결과

전력계의 시험에서는 위성의 탑재장비를 제외한 버스시스템의 각 전자 장비들을 ON시키고 이때 측정된 In-rush 전류와 측정된 텔리메트리 정보를 이용하여 전력 소모량을 측정하였고, 열주기 시험 전/후의 파워 변화 결과는 각각 표 5와 표 6과 같다.

항공우주기술 제2권 제2호

자동 시험 시퀀스인 E_PWR_PROFILEA 와 E_PWR_PROFILEB를 이용하여 시험하였다.

표의 결과와 같이 열주기 시험으로 인한 장비의 전력변화는 없음을 성공적으로 확인하였다.

Unit	Primary				Redundant					
	Current (Amp)	Volt (Volt)	Total Power (Watt)	Inc. curr (Amp)	Unit PWR (Watt)	Current (Amp)	Volt (Volt)	Total Power (Watt)	Inc. curr (Amp)	Unit PWR (Watt)
Proc/Mem	1.64	28.2	46.44	N/A	N/A	1.64	28.2	46.44	N/A	N/A
GPS	1.96	28.2	55.29	0.31	8.84	1.88	28.1	52.75	0.23	8.35
GRA1	2.19	28.1	61.59	0.23	6.82	2.11	28.1	59.39	0.23	6.59
GRA2	2.43	28.1	68.19	0.23	6.57	2.35	28.1	66.36	0.23	6.59
GRA3	2.66	28.1	74.79	0.23	6.59	2.58	28.1	72.59	0.23	6.59
CES1	3.05	27.9	85.79	0.31	8.75	2.90	27.9	80.50	0.39	10.58
CES2	3.37	27.9	94.09	0.39	10.3	3.29	27.9	91.90	0.39	10.94
SADDEV	3.37	27.9	94.09	0	0	3.21	27.9	89.71	-0.07	-2.18
SADZ8V	3.37	27.9	94.09	0	0	3.29	27.9	91.90	0	0
VDE	3.45	27.9	94.09	0	0	3.29	27.9	91.90	0	0
MDE1	3.52	27.9	98.47	0.15	4.37	3.29	27.9	91.90	0	0
MDE2	3.52	27.9	98.47	0	0	3.37	27.9	94.09	0.07	2.18
MDE3	3.80	27.9	98.47	0	0	3.37	27.9	94.09	0	0
MDE4	3.60	27.9	100.6	0.07	2.18	3.37	27.9	94.09	0	0
TDE	3.60	27.9	100.6	0	0	3.37	27.9	94.09	0	0
TAM	3.60	27.9	100.6	0	0	3.45	27.9	96.28	0.07	2.18
S_XMTR	4.78	27.7	132.7	1.17	32.1	4.54	27.8	125.2	1.09	29.95
LRC_HTR	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
LRC	5.49	27.6	151.52	0.70	18.7	4.86	27.6	134.2	0.31	7.97
SPS	5.80	27.6	160.18	0.31	8.65	5.26	27.6	145.0	0.31	8.85

표 5. 파워 프러파일 시험 결과 (Pre-T/C 시험)

Unit	Primary				Redundant					
	Current (Amp)	Volt (Volt)	Power (Watt)	Inc. curr (Amp)	Unit PWR (Watt)	Current (Amp)	Volt (Volt)	Power (Watt)	Inc. curr (Amp)	Unit PWR (Watt)
Proc/Mem	1.64	28.2	46.44	N/A	N/A	1.64	28.2	46.44	N/A	N/A
GPS	1.96	28.2	55.29	0.31	8.84	1.88	28.2	52.79	0.23	8.35
GRA1	2.19	28.1	61.59	0.23	6.82	2.11	28.1	59.39	0.23	6.59
GRA2	2.43	28.1	68.19	0.23	6.57	2.35	28.1	66.36	0.23	6.59
GRA3	2.66	28.1	74.79	0.23	6.59	2.58	28.1	72.59	0.23	6.59
CES1	2.98	27.9	83.15	0.31	8.34	2.98	27.9	83.15	0.39	10.5
CES2	3.37	27.9	94.09	0.31	8.75	3.29	27.9	91.90	0.31	8.75
SADDEV	3.37	27.9	94.09	0	0	3.29	27.9	91.90	0	0
SADZ8V	3.37	27.9	94.09	0	0	3.37	27.9	94.09	0.07	2.18
VDE	3.37	27.9	94.09	0	0	3.37	27.9	94.09	0	0
MDE1	3.45	27.9	95.28	0.07	2.18	3.37	27.9	94.09	0	0
MDE2	3.45	27.9	95.28	0	0	3.37	27.9	94.09	0	0
MDE3	3.52	27.9	98.47	0	0	3.45	27.9	96.28	0.07	2.18
MDE4	3.52	27.9	98.47	0	0	3.45	27.9	96.28	0	0
TDE	3.60	27.9	100.6	0.07	2.18	3.45	27.9	96.28	0	0
TAM	3.60	27.9	100.6	0	0	3.52	27.9	98.47	0.07	2.18
S_XMTR	4.70	27.8	130.5	1.00	29.9	4.54	27.8	126.2	1.01	27.7
LRC_HTR	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
LRC	5.41	27.6	149.3	0.70	18.7	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
SPS	5.80	27.6	160.1	0.39	10.9	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

표 6. 파워 프러파일 시험 결과 (Post-T/C 시험)

3.2.4 자세제어계 시험 결과

자세제어계에서는 모터장비가 장착된 센서 (GRA, CES)와 구동기(RWA, SADA)에 대한 장기간

보관으로 인한 성능감소를 측정하였다.

4개의 RWA에 대한 정방향과 부방향에 대한 run-up & down 시간 측정결과는 표 7과 표 8과 같고, 각각의 표의 결과처럼 열주기 시험 전/후의 결과가 같음을 확인하였다. 자동 시험 시퀀스인 ARW_NEG 와 ARW_POS를 이용하였다.

RWA (rpm)		Run Up Time (Sec)		Run Down Time (Sec)	
		1000 rpm	-1000 rpm	1000 to 0 rpm	-1000 to 0 rpm
ARW1TACH	Pre-T/C	126	65	361	375
ARW2TACH	Pre-T/C	132	70	359	380
ARW3TACH	Pre-T/C	83	75	289	312
ARW4TACH	Pre-T/C	67	83	333	347

표 7. RWA Run Up & Down Time Data (Pre-T/C 시험)

RWA (rpm)		Run Up Time (Sec)		Run Down Time (Sec)	
		1000 rpm	-1000 rpm	1000 to 0 rpm	-1000 to 0 rpm
ARW1TACH	Post-T/C	94	65	447	420
ARW2TACH	Post-T/C	99	70	419	425
ARW3TACH	Post-T/C	104	75	353	357
ARW4TACH	Post-T/C	109	80	419	392

표 8. RWA Run Up & Down Time Data (Post-T/C 시험)

3개의 GYRO에 대해서는 rotor의 동작 전류와 온도에 대한 결과는 표 9와 표 10과 같고, 각각의 표의 결과처럼 열주기 시험 전/후의 결과가 같음을 확인하였다. 자동시험시퀀스인 A_GRA_EARTHA 와 A_GRA_EARTH B를 이용하였다.

GRA11 Current /Temp.	GRA 1/2 Test	GRA 2/8 Test			
AGRA11 (Amp)	0.242172	AROLLRAT (R/S/C)	-0.000059	AROLLRAT (R/S/C)	-0.00001
AGRA21 (Amp)	0.2343599	AROLLFR (R/S/C)	0.142796	AROLLFR (R/S/C)	0.127731
AGRA31 (Amp)	0.2343598	ARITRATE (R/S/C)	-0.000019	ARITRATE (R/S/C)	0.0000202
TGRA1T (DegC)	26.44375	ARITFR (R/S/C)	0.917335	ARITFR (R/S/C)	0.762007
TGRA2T (DegC)	24.96987	AYAWRATE (R/S/C)	0.0000036	AYAWRATE (R/S/C)	0.0000102
TGRA3T (DegC)	49.71762	AYAWFR (R/S/C)	-0.28894	AYAWFR (R/S/C)	-0.28044

표 9. GYRO Current Data (Pre-T/C 시험)

GRA Current / Temp.	GRA 1/2 Test	GRA 2/3 Test	
AGRA11 (Amp)	0.25438	AROLLPAT (R/SC) -0.00067	AROLLPAT (R/SC) -0.000047
AGRA21 (Amp)	0.218736	AROLL2PR (R/SC) 0.278075	AROLL2PR (R/SC) 0.200249
AGRA51 (Amp)	0.775386	APITRATE (R/SC) -0.030017	APITRATE (R/SC) 0.0000417
GRA1T (DegC)	41.53162	APITERR (R/SC) 1.41858*	APITERR (R/SC) 1.274759
GRA2T (DegC)	39.23967	AYAWPATE (R/SC) 0.0300091	AYAWPATE (R/SC) 6.11E-05
GRA3T (DegC)	40.73258	AYAWERR (R/SC) -5.21239	AYAWERR (R/SC) -0.28516

표 10. GYRO Current Data (Post-T/C 시험)

2개의 SADA에 대해서는 방향성과 위치에 대한 측정 결과는 표 11과 표 12와 같고, 각각의 표의 결과처럼 열주기 시험 전/후의 결과가 같음을 확인하였다. 자동 시험 시퀀스인 A_SADA_TRACA 와 A_SADA_SLEWA 를 이용하였다.

SADA-1 & 2 INITIALIZED CONTROL LAW POSITION				
ASD1OPS	0	ASD2OPS	0	
ASDA-1 & 2 INITIALIZED ALPHA RED POT POSITION				
ASD1RPS	0	ASD2RPS	0	
-Y SADA	Slew CW	Slew CCW	Track +90deg	Track -90deg
	Checked	Checked	90.454	266.3979
+Y SADA	Slew CW	Slew CCW	Track +90deg	Track -90deg
	Checked	Checked	90.47263	266.2425

표 11. SADA Polarity & Position Data (Pre-T/C 시험)

SADA-1 & 2 INITIALIZED CONTROL LAW POSITION				
ASD1OPS	0	ASD2OPS	0	
ASDA-1 & 2 INITIALIZED ALPHA RED POT POSITION				
ASD1RPS	0	ASD2RPS	0	
+Y SADA	Slew CW	Slew CCW	Track +90deg	Track -90deg
	Checked	Checked	91.76038	266.5115
-Y SADA	Slew CW	Slew CCW	Track +90deg	Track -90deg
	Checked	Checked	91.85622	265.2425

표 12. SADA Polarity & Position Data (Post-T/C 시험)

2개의 CES는 열방출용 시험보조기구를 이용하

여 방향성과 위치에 대한 측정 결과는 표 13과 표 14와 같고, 각각의 표의 결과처럼 열주기 시험 전/후의 결과가 같음을 확인하였다. 자동 시험 시퀀스인 A_CES_STIM 를 이용하였다.

CES-1	APITLUNC	AROLLUNC1	ACES1PIT	ACES1POL	ACES1CT1	ACES1CT2
	0.0360605	0.823134	-0.004705	0.831502	106.1709	221.0776
CES-2	APITLUNC2	AROLLUNC2	ACES2PIT	ACES2POL	ACES2CT1	ACES2CT2
	1.080958	-0.064304	0.088363	-0.058339	65.66102	227.4368

표 13. CES Polarity Data (Pre-T/C 시험)

CES-1	APITLUNC	AROLLUNC1	ACES1PIT	ACES1POL	ACES1CT1	ACES1CT2
	0.0349258	0.826917	-0.004497	0.8297383	72.26621	86.39486
CES-2	APITLUNC2	AROLLUNC2	ACES2PIT	ACES2POL	ACES2CT1	ACES2CT2
	0.1910964	-0.11521	0.022632	-0.133035	191.9432	144.4863

표 14. CES Polarity Data (Post-T/C 시험)

3.3 열주기시험 결과

열주기 시험 전에 위성체의 온도 변화를 감시하고 측정하기 위하여 3개의 온도센서를 3개의 Platform (nadir, central, and propulsion) 의 대표적인 위치에 장착하였고, 추가적으로 adapter ring 과 spacecraft dolly 에 장착하였다. 또한 챔버 온도를 제어하기 위한 센서를 후면에, 챔버 내의 온도의 일관성의 지표를 만들기 위해 왼쪽 벽에 장착하였다.

Hot 주기 동안 온도 충격의 범위 (+37 to +43 oC) 와 Cold 주기 동안에는 온도충격 범위 (-8 to -2 oC) 에 대한 기준을 Propulsion platform에 대해 기준을 설정하였다. 왜냐하면 Nadir 와 central platforms 의 경우는 platform과 radiator panels들에 의해 위성체 안에 바깥의 공기 흐름이 영향을 미치지 못해 위의 온도충격 범위에 미치지 못하기 때문이다.

각 platform에 대한 온도 변화 데이터는 그림. 3과 같고, 또한 열변화에 따른 위성 히터의 동작상태도 양호하게 동작함을 확인하였다.

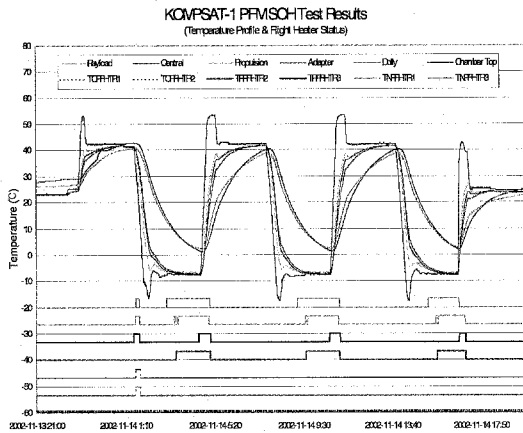


그림 3. 챔버 열변화 데이터

위성 소프트웨어로 제어되는 총 6개의 히터는 각각의 Platform에 2개씩 장착이 되어 있다. 챔버안의 온도의 변화에 따라 Cold Soak 기간동안 트리거되는 각 위성히터의 Enable/Disable 동작을 그림 2와 표 11과 같이 확인하였다. 단, central platform의 두개의 히터는 충분한 열전달이 안된 관계로 Cold 기간동안 동작하지 않은 것으로 보인다.

표 15 에서와 같이 Central platform을 제외한 payload 와 nadir platform 에 장착된 위성히터는 정상적으로 동작하였음을 확인하였다.

Iterations	SAGE Base (Central Platform)		GAT (Central Platform)		MIG Base (Payload Platform)		LOCE Base (Payload Platform)		GHAF Base (Nadir Platform)		GHAF Base (Nadir Platform)	
	TCF#1	TCF#2	TCF#1	TCF#2	TCF#1	TCF#2	TCF#1	TCF#2	TCF#1	TCF#2	TCF#1	TCF#2
Current Time												
02-11-14 03:00	0	0.28	0	4.81	0	3.65	0	3.62	0	4.07	0	2.68
02-11-14 03:45	0	1.45	0	1.94	0	2.89	0	1.92	0	1.89	0	1.92
02-11-14 04:30	0	0.3	0	10.16	0	4.81	0	1.94	0	1.92	0	1.92
02-11-14 05:15	0	0.24	0	1.94	0	2.89	0	1.92	0	1.92	0	1.92
02-11-14 06:00	0	0.39	0	0.27	0	2.89	0	1.92	0	1.92	0	1.92
02-11-14 06:45	0	0.37	0	1.94	0	2.89	0	1.92	0	1.92	0	1.92
02-11-14 07:30	0	0.81	0	0.27	0	2.89	0	1.92	0	1.92	0	1.92
02-11-14 08:15	0	0.64	0	0.4	0	0.5	0	1.92	0	1.92	0	1.92
02-11-14 09:00	0	0.62	0	6.38	0	7.65	0	6.32	0	1.43	0	1.14
02-11-14 09:45	0	1.67	0	7.65	0	1.43	0	1.94	0	1.92	0	1.92
02-11-14 10:30	0	0.67	0	10.96	0	4.81	0	1.92	0	1.92	0	1.92
02-11-14 11:15	0	0.18	0	0.31	0	10.96	0	1.92	0	1.92	0	1.92
02-11-14 12:00	0	0.59	0	0.49	0	10.96	0	1.92	0	1.92	0	1.92
02-11-14 12:45	0	0.2	0	0.82	0	10.96	0	1.92	0	1.92	0	1.92
02-11-14 13:30	0	1.3	0	1.94	0	10.96	0	1.92	0	1.92	0	1.92
02-11-14 14:15	0	1.69	0	1.94	0	10.96	0	1.92	0	1.92	0	1.92
02-11-14 15:00	0	0.65	0	0.94	0	0.5	0	1.92	0	1.92	0	1.92
02-11-14 15:45	0	0.5	0	8.13	0	7.65	0	6.32	0	1.92	0	1.92
02-11-14 16:30	0	1.69	0	10.96	0	6.32	0	1.92	0	1.92	0	1.92
02-11-14 17:15	0	0.65	0	10.96	0	4.81	0	1.92	0	1.92	0	1.92
02-11-14 18:00	0	0.76	0	10.96	0	4.81	0	1.92	0	1.92	0	1.92
02-11-14 18:45	0	0.84	0	3.67	0	4.81	0	1.92	0	1.92	0	1.92
02-11-14 19:30	0	0.89	0	0.49	0	0.5	0	1.92	0	1.92	0	1.92
02-11-14 20:15	0	0.92	0	0.92	0	10.96	0	1.92	0	1.92	0	1.92
02-11-14 21:00	0	1.5	0	1.94	0	10.96	0	1.92	0	1.92	0	1.92
02-11-14 21:45	0	0.76	0	0.84	0	6.32	0	1.92	0	1.92	0	1.92
02-11-14 22:30	0	0.13	0	0.19	0	0.18	0	0.26	0	1.92	0	1.92

표 15. 위성히터 변화 데이터

3.4 Battery Reconditioning 시험 결과

PFM 위성용 배터리는 유지관리 계획에 의거하여 시험절차서 (GX-21S-06)에 따라 63시간 동안 충전과

방전을 통하여 reconditioning을 수행하면서 배터리 셀을 구성하는 각 셀들의 특성을 점검하였다.

시험은 아래와 같은 시험항목과 일정에 의거하여 진행하였고 그 결과는 아래와 같다.

- 1st Quick Discharge (2.5 hours)
- 1st Deep Discharge (16 hours)
- 1st Charge C/20 (40 hours)
- 2nd Quick Discharge (Cancel)
- 2nd Deep Discharge (Cancel)
- 2nd Charge C/20 (Cancel)
- Top-Off Charge C/20 (Cancel)

방전모드 결과:

방전의 경우, 배터리 셀 #15, #19, #20, #21, #22의 경우 나머지 셀과 다른 부전압 특성이 그림 4와 같이 발견되어 위성용으로는 부적합하였다.

Deep 방전모드 결과:

Deep 방전의 경우, 배터리 셀 #1, #2, #8, #12, #16, #20, #21의 경우 좋지 못한 전압 특성을 보였다.

충전모드 결과:

충전의 경우 모든 셀의 전압 특성이 정상적으로 같음을 그림 5와 같이 확인하였고 전압의 레벨 역시 정상임을 확인하였다.

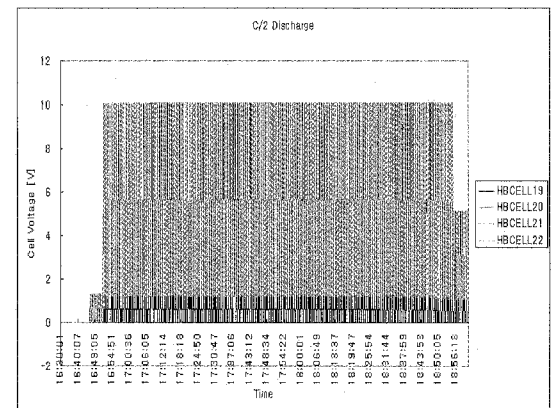


그림 4. 배터리 방전특성 (Cell# 19 to 22)

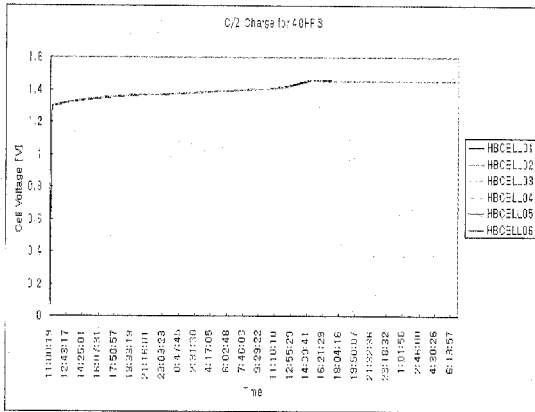


그림 5. 배터리 충전특성 (Cell# 1 to 6)

시험 결과 방전모드의 경우에서 배터리 셀 #15, #19, #20, #21 및 #22를 제외한 모든 배터리 셀은 심각한 감쇠가 발견되지 않아 정상임을 확인하였고, 이로서 배터리는 위성용으로는 부적합함을 알 수 있고, 단지 지상 시험용으로 사용할 것을 결론지었다. 현재 PFM Battery는 저온 냉장고에 trickle charge 상태로 후의 사용을 위해 보관하고 있다.

4. 결 론

다목적실용위성 1호 (KOMPSAT-1) 비행모델 위성은 1999년 12월에 발사되어 성공적으로 운영하고 있으며, 준비행모델 위성은 현재 한국항공우주연구원 우주시험동에 보관되어 있다.

매년 Storage Plan에 의거하여 준비행모델에 장착된 전장품에 대한 기능시험과 열주기 시험을 수행하였고, 시험 결과 위성 부분품들의 성능이 보관에 따른 성능감쇠 없이 양호함을 확인하였다. 다만 위성 배터리의 경우는 셀의 충/방전 특성이 감쇠로 인하여 위성용이 아닌 지상 시험용으로 활용이 가능하다.

참 고 문 헌

1. 임성빈, 최종연, 박종오, 천용식, "다목적 실용위성 ETB 개발시험", 한국항공우주학회 춘계 학술발표회 논문집, 1999, pp.1-??.
2. 박종오, 최종연, 임성빈, 천용식, "아리랑위성 1호 비행모델의 시스템 종합시험", 한국항공우주학회 추계 학술발표회 논문집, 2000, pp. 262-265.
3. 조주형, 최석원, 서희준, 이상설, "위성체 보관 및 시험용 열주기 챔버의 성능시험", 한국항공우주학회 추계 학술발표회 논문집, 2000, pp.128-131.
4. 조주형, 최석원, 서희준, 이상설, "다목적실용위성-1 준비행모델의 열주기 시험", 한국항공우주학회 추계 학술발표회 논문집, 2000, pp.132-135.
5. 박종오, 최종연, 임성빈, 윤영수, 권재욱, 천용식 이상설, "EGSE Design for Small Satellite", 한국우주과학회, 제19권 제3호, 2002, pp.215-224.