

디지털 위성중계기에 대한 시스템 단위의 우주환경 검증 시험

송영중[°], 김정호^{*}, 이수현^{*}, 서학금^{**}, 신관호^{**}, 진봉철^{**}

System Level Space Environment Testing of Satellite Digital Transponder

Young-Joong Song[°], Jung-Ho Kim^{*}, Sue-Hyun Lee^{*},
Hak-Geum Seo^{**}, Guan-Ho Shin^{**}, Bong-Chul Jin^{**}

요 약

국내기술을 적용하여 설계 및 제작한 디지털중계기 우주인증모델 개발은 개발과정중 사전에 예측하지 못한 다양한 시행착오를 겪었다. 특히 진공이라는 특수환경에 대한 열설계 경험 부족으로 인하여 1차 진행된 열진공 시험시 설계/조립/시험구성 오류사항들을 식별하게 되었고 중계기에 대한 성능검증을 성공적으로 수행할 수 없었기 때문에 사전에 계획되지 않은 2차 열진공 시험을 수행하게 되었다. 본 논문은 디지털 중계기의 1차 열진공 시험시 발생한 오류사항에 대한 분석과 2차 시험시 적용한 해결방법과 그 결과를 제시한다. 이를 통하여 본 과제의 2차 우주인증모델 개발시 열적 성능이 개선된 디지털중계기를 얻을 수 있을 것이다. 또한 추후 국내외에서 개발될 중계기 탑재체의 열진공 시험시 참고자료로서 활용될 수 있을 것이다.

Key Words : satellite communication; digital transponder; Thermal Vacuum Test

ABSTRACT

EQM Model Digital transponder applying the Korean's own designing and manufacturing technology has gone through a series of trials and errors during the development. In particular, lack of thermal designs expedience for the vacuum causes variety of errors in designing, assembling transponder and setting up the test at the first thermal vacuum test (TVAC). Since the first TVAC test could not accomplished its aims successfully, so the second TVAC should be performed as make up test with revised Digital transponder. In this paper, the defects that identified in the first TVAC are analyzed and applied solutions and its results at the second TVAC are presented. Using the lessons from the first and second TVAC, we will be able to make more reliable digital transponders in the next phase of project. In addition it also be useful as a reference when we design another satellite payloads.

I. 서 론

위성 탑재체가 우주환경에서 주어진 임무를 성공적으로 수행할 수 있음을 보이는 우주환경시험은

※ 본 연구는 방위사업청 및 국방과학연구소의 디지털중계기 핵심기술사업의 연구결과로 수행되었음

• First Author and Corresponding Author : 삼성탈레스(주), yungjoong.song@samsung.com, 정회원

* 삼성탈레스(주), jh98.kim@samsung.com, suehyun.lee@samsung.com

** 국방과학연구소, hkseo@add.re.kr, 정회원, khshin@add.re.kr, 정회원, bchjin@add.re.kr, 정회원

논문번호 : KICS2013-08-329, 접수일자 : 2013년 8월 8일, 심사일자 : 2013년 10월 28일, 최종논문접수일자 : 2013년 11월 22일

위성 탑재체 우주인증모델 개발과정의 핵심이다. 특히 우주환경시험 중 가장 종합적인 위험요소 완화 방안인 열진공 시험항목 (Thermal Vacuum Test)은 위성 탑재체가 궤도에서 노출될 것으로 예상되는 유사우주환경에서 적절한 마진을 포함하여 안정적인 성능을 발휘하는 것을 검증함으로써, 위성 탑재체의 성능이 환경의 변화에 의해 어떻게 영향을 받는지 확인하고, 또한 기대 수명을 증가시키는 역할을 한다¹¹⁻¹³.

그럼에도 불구하고 열진공 시험은 시험을 구성한 후 장비의 결함을 발견할 수 있는 시험 시작시점까지 소요되는 시간이 몹시 길다. 또한 시험중 피시험 장비의 오동작 등이 발생하였을 경우에도 즉각적으로 챔버를 개방하고 원인을 조사하는 등의 행위를 취하기가 어렵기 때문에 사전에 철저한 계획하에 시험을 구성하지 않는다면 성공적으로 시험을 완료할 수 없다. 때문에 앞서 진행되었던 장비들의 열진공 시험 과정과 결과를 확인하는 과정이 중요하다. 특히나 디지털 중계기와 같이 국산화 개발되는 정지궤도용 디지털 신호처리 위성탑재체의 열진공 시험결과는 여러 위성 탑재체의 우주인증모델 설계시 적절한 참고 자료로서 활용 가능하다.

II. 디지털중계기 우주인증모델 개발과제

2.1. 개요

국내 기술을 이용하여 설계 및 제작한 정지궤도용 디지털 중계기는 총 8개의 채널을 서비스 하며, 각 채널을 최대 25개 부채널로 세분화 하여 부채널별 고정이득조정/강우감쇄보상/간섭제거/스위칭/방송 기능등을 동시에 서비스 할 수 있는 고성능의 통신용 위성 탑재체이다¹⁴. 디지털 중계기는 총 15개 모듈로 구성되어 있다. 이 중 디지털 중계기와 지상국간 연동 메시지인 TM/TC (TeleMetry/TeleCommand)를 처리하고 디지털중계기의 제어 및 각 모듈의 상태를 감시하는 2개의 CMC(Control/Monitor Computer) 모듈을 제외한 나머지 13개의 모듈은 순수 국내 기술이 적용되어 설계 및 제작되었다.

2.2. 디지털 중계기 (Digital Channel Amplifier)

2.2.1. PSU (Power Supply Unit)

PSU는 디지털 중계기에 안정적인 전원을 공급해 주기위한 모듈로써, 위성체로부터 100V의 외부전원

을 공급받아, 디지털 중계기가 요구하는 5V와 3.3V 등의 전압으로 변환하여 각 모듈로 공급해준다. 신뢰도를 고려하여 디지털 중계기에는 PSU가 2대 장착 되어 만일 1대의 PSU에 고장이 발생할 경우 대체 하여 임무를 수행할 수 있도록 구성하였다.

2.2.2. LOU (Local Oscillator Unit)

LOU는 디지털 중계기에 수백 MHz의 기준신호를 제공해주어 디지털 신호처리모듈(DCP)과 중간주파수 처리모듈(IFP)이 동작시 동기를 맞출 수 있도록 하는 모듈이다.

2.2.3. IFP (Intermediate Frequency Processor)

IFP는 중계기 하향주파수변환기(Down-converter)의 출력신호인 수백 MHz의 SHF대역 신호를 DCP(Digital Channel Processing)가 처리할 수 있는 기저대역으로 변환하고 또, 디지털 신호처리된 신호를 다시 상향주파수변환기(Up-converter)의 입력주파수인 수백 MHz의 SHF 대역으로 변환시키는 주파수 합성 모듈이다.

2.2.4. DCP (Digital Channel Processor)

DCP는 디지털 중계기에 장착된 디지털신호처리 모듈이다. IFP 모듈을 통해서 기저대역으로 변환된 신호를 디지털 신호처리 기술을 활용하여 부채널별 채널간 스위칭, 고정이득모드/자동레벨조정모드, 간섭제거 기능을 제공하는 모듈이다.

2.2.5. CMC (Control/Monitor Computer)

CMC는 지상국에서 송신한 TC를 위성체의 제어 컴퓨터인 On Board Computer(OBC)를 통해 전달 받아 복호(Decoding)하여 디지털중계기를 제어하고 각 모듈의 상태정보를 전달하는 모듈이다. 디지털중계기 우주인증모델 개발과제는 스웨덴의 RUAG사에서 제작한 Panther Board를 사용하였다.

2.3. EGSE(Electrical Ground Support Equipment)

위성탑재체의 우주환경시험이 진행되는 짧은 시간동안 많은 항목의 기능/성능검증 시험을 진행하기 위해서는 이들 시험을 자동으로 진행해줄 수 있는 EGSE가 필요하다. 일반적으로 EGSE는 시험하고자 하는 중계기의 시험항목에 맞추어 다수의 상용계측기를 조합하여 제작한다. 위성통신디지털중계기 우주인증모델 과제는 총 15종의 시험을 열진공 시험

중 진행하는 것으로 설계를 하여 이에 필요한 계측기를 구성하여 제작하였다.



Fig. 1. Digital Channel Amplifier(EQM) & EGSE

III. 1차 열진공 시험

3.1. 개요

열진공 시험은 일반적으로 열진공시험 규격설정, 불순물을 제거하는 탈가스작업, 실제장비를 시험하며 실험대상 장비가 진공의 고온 및 저온 환경하에서도 올바르게 작동하는지 확인하는 열진공 시험으로 구성된다. 본 논문에서 기술한 디지털 중계기의 열진공시험은 2차례 이루어진다. 그 중 첫 번째로 수행한 열진공 시험을 1차 열진공 시험으로 규정한다. 1차 열진공 시험을 진행하는 과정을 통하여 디지털 중계기의 열설계 오류 및 시험절차상 발생한 오류를 식별해 냈으며, 이에 대한 보안책을 각각 마련하여 2차 열진공시험을 진행하였다.

3.2. 시험규격설정

디지털중계기 우주인증모델과제의 열진공시험 인증규격은 유럽우주국(ESA)에서 권고한 열진공시험 규격과 영국 ASTRIUM사에서 개발한 위성체인 EuroStar3000에서 요구하는 규격을 참고하여 설정하였다.

표1에 정리된 바와 같이 탑재체 단위의 열진공 시험주기는 일반적으로 열주기 시험과 함께 수행할 경우 1회(Cycle)가 요구¹⁵⁾ 된다. 하지만 디지털중계기의 경우, 국내최초로 자체 개발하는 디지털중계기를 고려했다. 보수적으로 10주기를 적용하여 시험의 강도를 높였다. 그 외의 저장시간 및 온도변화 규격은 일반적으로 사용되는 규격과 동일하게 적용하였다.

Table 1. Thermal Vacuum Test Parameters (Qualification)

Parameter	ECSS-E-10-03A	ES3000	Digital Transponder
Vacuum Lv.	$\leq 10^{-5}$ torr	$\leq 10^{-5}$ torr	$\leq 10^{-5}$ torr
n (Number of Cycle)	1 cycles	1 cycles	10 cycles

t_E (Dwell time at T_{hot}/T_{cold})	2 hours	2 hours	2 hours
Parameter	ECSS-E-10-03A	ES3000	Digital Transponder
dT/dt (Temperature rate of change)	< 20 °C/min	≤ 2 °C/min	≤ 2 °C/min
Stabilization criterion	< 1 °C/1hour	< 1 °C/1hour	< 1 °C/1hour
Temperature Lv.	$T_A \pm 5$ °C	-	$T_A \pm 10$ °C

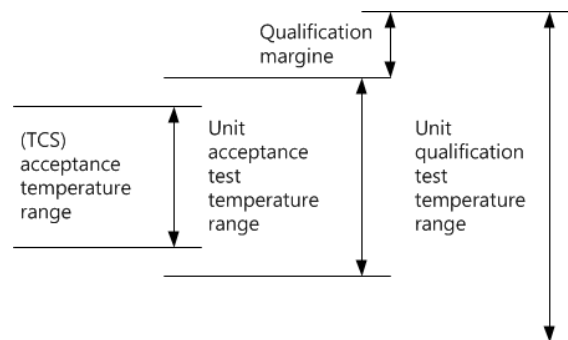


Fig. 2. Temperature definitions for unit thermal design

인증시험(Qualification Test)은 임무기간동안 노출될 환경보다 가혹한 조건에서 시험을 실시하여 중계기의 모든 기능과 성능이 요구규격을 만족하는 것을 검증하는 절차다. 시험 온도 범위(Qualification temperature range)는 그림 2에 표시되어 있는 것과 같이 위성탑재체의 열설계 및 시험 온도범위는 위성체의 열제어체계(Thermal Control System, TCS) 요구규격으로부터 도출된다. 수락시험 온도범위 (Acceptance test temperature range)는 비행모델(FM)에 적용되는 규격으로 일습씨(workmanship)에 대한 검증을 목적으로 한다. 이 값은 TCS의 수락시험 온도와 위성 탑재체가 도달할 수는 있으나, 예정된 임무기간 중 절대 넘어서지 않을 최대/최소 온도 범위로 정해진다. 수락시험 온도범위와 인증시험 온도범위간의 간격을 인증마진(Qualification margin)이라고 하며, 이 값이 클수록 인증시험의 강도가 높아진다. 일반적으로 이 값은 5°C로 지정 된다.^{15,6)} 디지털 중계기 우주인증모델의 경우, 이를 좀 더 보수적으로 10°C로 선택하여 인증시험 온도 범위를 -20°C에서 +65°C로 정하였다.

3.3. 탈가스 작업 (Bakeout process)

탈가스 작업(Bakeout process)은 위성체 또는 그 주변 하드웨어의 제조를 위해서 사용한 물질들 내부에 제조공정상 포함되어 있을 수 있는 가스, 습기, 용제등의 불순물을 진공상태에서 열을 가하여

인위적으로 제거하여 순도를 높이는 과정이다. 위성 탑재체역시 열진공시험 진행중 위성탑재체에 포함되

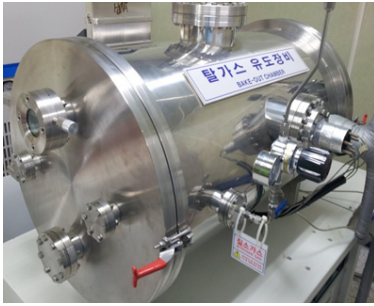


Fig. 3. Bake-out chamber

어 있는 불순물이 외부로 유입되어 민감한 소자등에 밀착하게 되는 위험성을 줄이고, 피시험장비의 내부에 포함되어 있는 불순물을 사전에 제거함으로써, 열진공시험 진행시 지속적인 Outgassing 발생으로 챔버의 내부가 진공환경에 도달하는 중 발생하는 지연시간을 단축하기 위하여 탈가스작업을 수행한다^기.

3.4. 열진공시험

탈가스 작업을 마친 위성탑재체는 열진공 챔버로 옮겨 본격적인 열진공 시험을 진행한다. 시험은 시험계획서에 제시되어 있는 열제어 기준점(Reference Thermal control point)를 기준으로 챔버의 온도를 제어하며 진행한다.

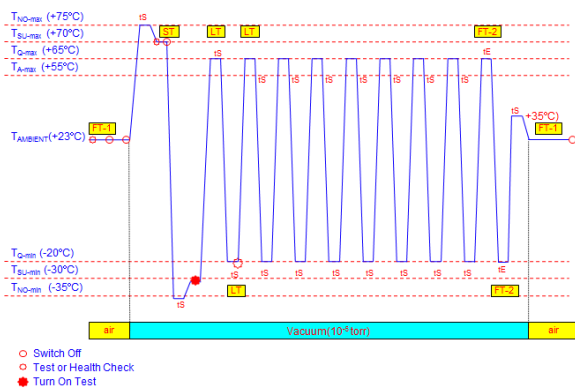


Fig. 4. TVAC Thermal profile

그림4에 도시된 바와 같이 위성탑재체의 열진공 시험은 상온에서 시작이 된다. 우선 시험을 진행하기 전에 챔버로 옮긴 위성탑재체의 기능 및 성능 시험(Full Test)을 진행한다. 장비와 연결된 신호선(Cable)을 점검하고 위성탑재체의 기능과 성능에 문제가 없음이 확인되면, 장비의 전원을 차단한다. 진

공챔버의 문을 닫고 진공펌프를 가동하여 챔버의 내부를 진공상태로 만든다. 진공상태에 도달하면, 챔버의 온도제어가 시작된다. 위성탑재체의 열제어 기준점의 온도를 비운용 최고온도(T_{NO-max} , Non Operating Maximum Temperature)로 높힌 상태에서 저장시간(Dwell Time) 동안 대기 후, 비운용 최저온도(T_{NO-min} , Non Operating Minimum Temperature)로 하강을 시킨다. 최저 온도에 도달한 위성탑재체를 다시 온도를 상승(T_{SU-min} , Start Up Minimum Temperature)시켜 Turn On 시험을 수행한다. 이 후, Qualification 온도 (T_{Q-min} - T_{Q-max}) 사이를 왕복하면서 위성탑재체의 기능/성능을 확인 및 검증하는 시험을 수행한다.

3.5. 1차 시험결과에 따른 시험모델 설계 오류 분석

3.5.1. 온도센서 부착위치 선정실패

열진공 시험 중 위성탑재체 내부 모듈의 온도를 정확히 관찰하기 위해서는 장비에 대해 사전에 실시한 열해석 결과를 바탕으로 각 모듈별 최대 온도를 나타낼 것으로 예상되는 지점에 열전대(Thermo Couple)를 부착하여야 한다. 1차 열진공 시험은 그림 5와 표 2 에 기술한 바와 같이 열전대의 장착 용이성만을 고려하여 해당 모듈의 외부 Housing에 Thermo Couple을 부착¹⁸⁾함으로써 열진공 챔버내의 위성탑재체의 상태를 정확히 관찰할 수 없는 오류를 범하였다. 또한 표 2의 TC12 ~ 17의 센서는 모듈의 내부에 부착하여 모듈의 상태를 관찰하고자 하였으나 최외각에 위치한 모듈에 부착하여 동일 모듈의 최대 온도값으로써 대표값이 될 수 없었다.

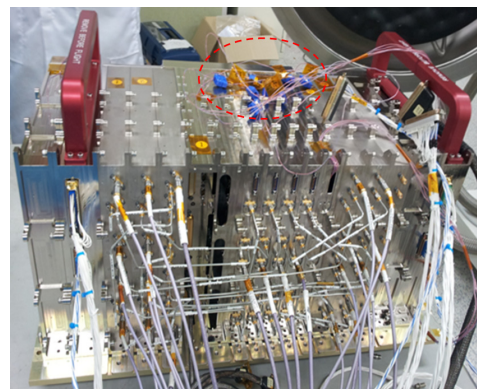


Fig. 5. Thermo couple Attachment

Table 2. 1st Thermal Vacuum Test Temperature Sensor Position

No	Position
TC1	PSU#1 Upper
TC2	PSU#1 Side
TC3	PSU#1 PowerPack(M1)
TC4	PSU#1 Diode(D11)
TC5	IFP#1 Upper
TC6	LOU Upper
TC7	CMC#1 Upper
TC8	DCP#1 Upper
TC9	DCP#2 Upper
TC10	DCP#3 Upper
TC11	DCP#4 Upper
TC12	DCP#4 FPGA1
TC13	DCP#4 FPGA2
TC14	DCP#4 FPGA3
TC15	DCP#4 ADC1(U6)
TC16	DCP#4 DAC1(U2)
TC17	DCP#4 DCDC(PM3)
TC18	Baseplate

1차 열진공 시험은 센서의 부착위치 선정 오류로 열진공 시험을 진행 중 기록된 열진공챔버의 온도와 위성탑재체의 유닛별 온도값에 대한 신뢰도를 떨어트렸으며, 시험 중 발생한 문제점에 대한 추가 분석이 어렵도록 하는 결과를 낳았다. 예를 들어 1차 열진공 시험이 2주기가 진행되는 동안, 유닛별로 부착되어 있는 Thermo Couple의 온도는 예상온도 범위내에 있었음에도 불구하고 위성탑재체의 각 모듈에서 소모하는 전류가 설계치를 초과하였다. 이는 곧 위성탑재체의 전원공급모듈에서 제공할 수 있는 용량을 초과할 수 있는 상황으로 연결되었기 때문에 장비의 파손을 방지하고자 3번째 주기부터 고온은 인증시험온도 범위보다 낮은 수락시험 온도(Acceptance Test temperature)을 적용하여 진행하게 되었다.

3.5.2. 열진공챔버내 열전달 매체 선정 오류

일반적으로 열의 전달방식은 복사(Radiation), 대류(Convection), 전도(Conduction)의 3가지 방법이 존재하지만, 위성 탑재체가 임무를 수행하는 진공에서는 대류를 제외한 전도와 복사 두 가지만 남는다.

전도는 두 매체간에 열이 전달되는 방식으로 두 매체간에 얼마나 접합이 잘 되었는가와 물체의 열전도 특성에 따라 달라지게 된다. 위성체에서는 위성체와 탑재체간의 접합성을 높이기 위하여 그림 6과 같이 연동필러(Interface filler)를 사용한다. 일반적으로 얇은 흑연판(graphite sheet)인 Sigrflex와 silicon elastomer (cho-therm1671)가 이용된다.

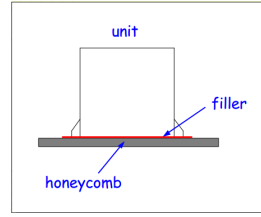


Fig. 6. Assembly Configuration of Unit and Sateillte Bus

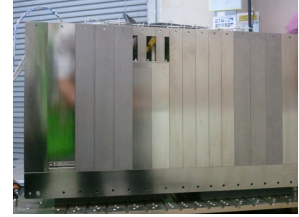


Fig. 7. Digital Transponder (Bottom Side)

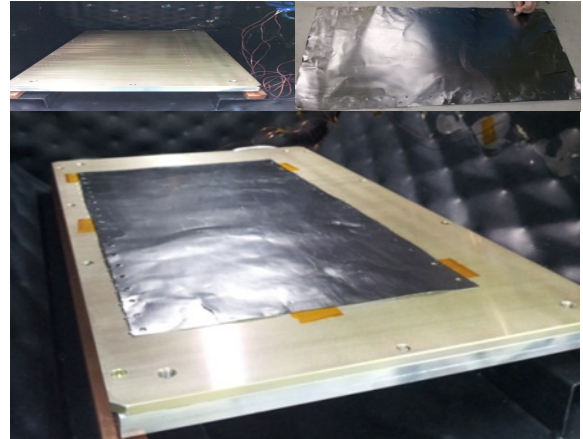


Fig. 8. 1st Thermal Vacuum Test JIG, Thermal Filler Attachment Configuration

디지털중계기는 모듈단위 설계개념을 채택하였다. 때문에 디지털 중계기는 주어진 임무에 맞추어 표준유닛인 각 보드의 수량을 재구성하는 것이 가능하며, 임무에 유연하게 대처할 수 있는 장점을 가지고 있다. 반면, 장비의 제작 공정상 오차가 발생하게 될 경우 전체 모듈을 조립하여 놓았을 때 그림 7에서 확인할 수 있듯이 단차가 발생할 수 있다. 이는 곧 디지털 중계기의 전도를 통한 열분산 성능의 저하를 가져온다. 때문에 디지털중계기를 위성체에 장착할 경우 이 공간에 사용할 필러를 일반적으로 사용되는 필러에 비하여 좀 더 유동성이 높은 필러를 사용할 필요가 있었다. 1차 열진공 시험시에는 이러한 오류사항을 예측하지 못한 채 시험에 임하여 그림 8과 같이 일반적으로 사용되는 Sigrflex를 이용하였다.

IV. 1차 열진공 시험 보완방안

4.1. 개요

1차 열진공 시험 마지막 10 주기 시험 진행 중 외부 자연재해로 인하여 열진공 챔버 고장이 발생

하여 계획되어 있던 시험을 진행하는 것이 불가능한 상태가 되었다. 이로 인하여 기존에 예정되어 있던 열진공 시험을 완료하지 못한 채 시험이 중단되었고 이로 인하여 디지털 중계기 보강 작업을 진행한 후, 2차 시험을 추가 진행하였다.

1차 열진공 시험을 통하여 식별한 사항은 다음과 같다. 첫째 고온 구간에서 시험장비의 과다 전류소모로 인하여 고온시험을 진행 할 수 없었다. 둘째 저온과 고온구간을 왕복하는 중 피시험장비의 기능이 정상 동작하지 않는 구간이 존재하였다. 그리고 마지막으로 저온에서 Start Up 시험을 실패하였다. 이들 문제의 원인으로 추정되는 요소에 대한 보완 및 문제 재발생시 원인을 찾을 수 있는 방안을 구성하여 재시험을 계획하였다.

4.2. 센서 증설

열진공 시험 시 디지털 중계기의 상태를 분명히 모니터링 할 수 없었던 점으로 인하여 실제로 문제가 발생한 모듈에 대한 식별이 용이하지 못하였던 점을 보완하고자 열진공 시험 1차에서 18개이던 센서를 2차시험에는 표 3과 같이 71개로 증설하였다. 특히 표 3의 TC 14~28, TC ①~⑳, 항목과 그림 9를 통해 확인할 수 있듯이 열해석 시 가장 많은 열을 발생시키는 DCP 모듈의 FPGA와 각 모듈의 동작여부를 직접적으로 관찰 할 수 있을 것으로 기대되는 DC/DC Regulator에 집중하여 센서를 부착하여 시험 진행 도중 1차와 동일한 문제가 발생할 경우에도 이를 면밀히 관찰할 수 있도록 준비를 하였다.

열진공 시험을 진행하기 위해서는 시험대상이 되는 유닛의 온도를 대표할 수 있는 지점을 열제어 기준점(Reference Thermal control point)으로 선정한다. 시험은 이 지점을 기준으로 열진공 챔버의 온도를 제어하며 이 지점의 온도를 시험기간 동안 지속적으로 기록하여야 한다. 열제어기준점은 최소로 유지를 하며 가능하다면 1개의 지점으로 선정해야 하지만 본 논문에서 기술하고 있는 위성탑재체와 같이 다수의 모듈로 구성되어 있고, 각 모듈별로 온도의 편차가 심한 경우 대표성을 띄는 하나의 지점을 선정하기 어렵기 때문에 1개 이상의 지점을 선정하여 기록해야 할 필요성이 있다⁹⁾. 2차 열진공 시험은 표 3, TC01~TC03을 열제어 기준점으로 선정하였다. 이들 지점은 그림 10과 같이 피 시험장비에서 열을 가장 많이 발생시킬 것으로 예상되는 모듈의 인근 지점들로 피시험장비의 온도에 대한

대표성을 띌 수 있다. 또한 표 3, TC(28), TC(30), TC(32) 지점에 온도센서를 추가함으로써 디지털 중계기와 Baseplate간의 열전달 성능이 충분히 보강되었는지 관찰 할 수 있는 방안을 마련하였다.

Table 3. 2nd Theraml Vacuum Test Temperature Sensor position

No.	Position	No.	Position
TC01	Baseplate,DCP#2 Front	TC22	DCP#2 FPGA1 Case
TC02	Baseplate,PSU#1 Side	TC23	DCP#2 FPGA1 PCB
TC03	Baseplate,BPU Mid. (DCP#2) Back	TC24	DCP#2 FPGA2 Case
TC04	DCP#4 FPGA1 Case	TC25	DCP#2 FPGA3 Case
TC05	DCP#4 FPGA1 PCB	TC26	DCP#2 FPGA3 Heat Sink
TC06	DCP#4 FPGA2 Case	TC27	DCP#2 ADC#1 Case
TC07	DCP#4 FPGA2 PCB	TC28	DCP#2 DAC#1 Case
TC08	DCP#4 FPGA3 Case	TC29	N/A
TC09	DCP#4 FPGA3 PCB	TC30	DCP#2FPGA1DC/DCCase
TC10	DCP#4 ADC#1 Case	TM01	PSU#15V_APack(SE4486) Upside
TC11	DCP#4 DAC#1 Case	TM02	PSU#15V_APack Backside Housing
TC12	DCP#4 FPGA1 DC/DC Case	TM03	PSU#15V_BPack(Stycast) Upside
TC13	DCP#4BasePlate Backside	TM04	PSU#15V_BPack Backside Housing
TC14	DCP#3 FPGA1 Case	TM05	PSU#115VPack(Chosum) Upside
TC15	DCP#3 FPGA1 PCB	TM06	PSU#115VPack Back Side Housing
TC16	DCP#3 FPGA2 Case	TM07	PSU#1ORINGDIODE Upside
TC17	DCP#3 FPGA3 Case	TM08	PSU#1ORINGDIODE Backside Housing
TC18	DCP#3 ADC#1 Case	TM09	PSU#15V Housing Upside
TC19	N/A	TM10	PSU#1 Base Plate
TC20	DCP#3 DAC#1 Case	TMA01	PSU#1 Housing
TC21	DCP#3 FPGA1 DC/DC Case	TMA02	IFP#1 Housing
TC①	DCP#1 FPGA1 Case	TMA03	IFP#2 Housing
TC③	DCP#1 FPGA1 PCB	TMA04	LOU Housing
TC⑤	DCP#1 FPGA2 Case	TMA05	CMC#1 Housing Upside
TC⑦	DCP#1 FPGA3 Case	TMA06	CMC#2 Housing Upside
TC⑨	DCP#1 ADC#1 Case	TMA07	DCP#1 Housing Upside
TC⑪	DCP#1 DAC#1 Case	TMA08	DCP#2 Housing Upside
TC⑬	DCP#1 FPGA1 DC/DC Case	TMA09	DCP#3 Housing Upside
TC⑮	IFP CH#1 DC/DC Reg#1 Case	TMA10	DCP#4 Housing Upside
TC⑰	IFP CH#3 DC/DC Reg#1 Case	TMA11	DCP#5 Housing Upside
TC⑲	IFP CH#5 DC/DC Reg#1 Case	TMA12	IFP#3 Housing Upside
TC(22)	IFP CH#7 DC/DC Reg#1 Case	TMA13	IFP#4 Housing Upside
TC (24)	LOU PLL#1 Case	TMA14	IFP#5 Housing Upside

No.	Position	No.	Position
TC (26)	LOU Regulator #1 Case	TMA15	PSU#1PSU Side
TC (28)	DCP#2 Mounting Feet	TMA14	IFP#5 Housing Upside
TC (30)	BasePlate,PSU#2 옆		
TC (32)	BPU Center (DCP#2)MountingFeet		

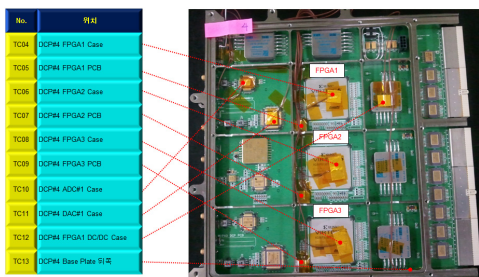


Fig. 9. DCP4 Internal Module Temperature Sensor Position

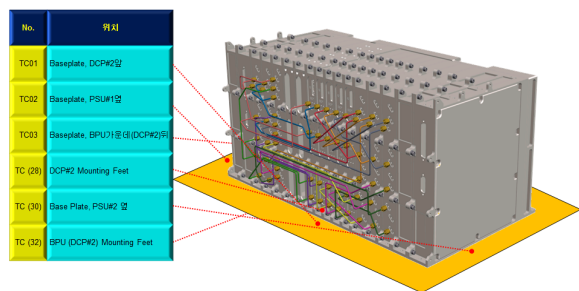


Fig. 10. Baseplate Reference temperature point Set

4.3. 열전달 성능 강화

4.3.1. 복사성능 강화

위성체의 내부에 탑재되는 전장박스(여기서는 디지털중계기)와 그것을 붙여 놓은 패널 구조물들은 일반적으로 높은 thermal emittance를 획득할 수 있도록 외관을 처리한다.^[10] 이는 복사성능을 최대한 높여 모듈간 열복사를 통한 열교환을 강화하기 위함으로 높은 thermal emittance를 갖는 도색제 (paint) 사용이 요구되고 있다. 색상에 대한 특별한 요구사항은 없으나 일반적으로 편의성을 근거로 검정색 도색제가 널리 사용된다^[11].

디지털 중계기 역시 추후 개발하게 될 비행모델의 경우, 표면을 검정색 도색제(Chemglaze Z306)를 사용하여 도색을 할 예정이다. 하지만 우주인증모델 (EQM)의 경우 이와 같은 도색제를 이용한 표면처리를 적용하지 않는다. 따라서 1차 열진공시험은 디지털 중계기의 외각이 Nickel plating된 상태에서 진행되었다. 하지만 2차 열진공 시험은 1차 시험에

서 발생한 모듈의 발열 현상에 대한 보강작업의 일환으로 표면처리를 추가하였으며, 표 4에 정리되어 있는 것과 같이 위성탑재체의 비행모델에 적용할 검정색 도색제와 유사한 열 방출 특성을 지니고 있는 Kapton Tape를 이용하여 그림 11, 그림 12와 같이 피 시험장비의 표면을 임시로 처리하였다^[10].

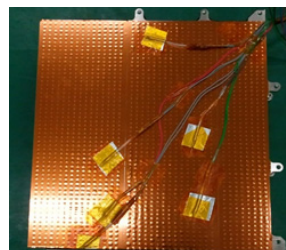


Fig. 11. Surface Treatment using Golden Kapton Tape (side)

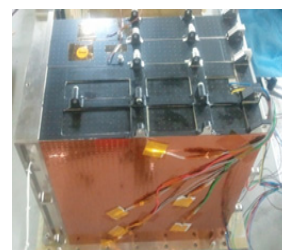


Fig. 12. Surface Treatment using Goledend Kapton Tape (Upside)

Table 4. Properties of Common Thermal Surface Finishes

Surface Finish Materials	absorptance (α)	emittance (ε)	Remark
Nickel plating	0.92	0.08	1 st TVAC
Kapton Tape (146587)	0.923	0.909	2 nd TVAC
Chemglaze Z306	0.92 ~ 0.98	0.89	Flight Model

4.3.2. 전도성능 강화

디지털 중계기 내부에서 발생하는 열을 외부로 분산시키는 작업은 두 가지 측면을 고려해야 한다. 첫째 디지털 중계기 내의 고온 지점인 FPGA (Field Programmable Gate Array)와 모듈의 Housing 간의 열전달, 둘째 모듈의 Housing과 시험 치구간의 열전달 성능 개선이다.

2차 열진공 시험에서는 4대의 디지털 신호 처리 모듈(DCP) 중, 위성 탑재체의 중앙에 위치한 2번 모듈 내부의 FPGA의 윗면에 그림 13과 같이 Heat sink를 부착하여 FPGA에서 발생하는 열이 모듈의 기구물로 이동하도록 하였다. FPGA는 디지털 중계기에서 가장 많은 열을 발생하는 부품으로 Heat sink를 통하여 열이 분산되는 효과가 높을 경우, 이를 2번째 우주인증모델개발(EQM2)시 적용할 계획이다.

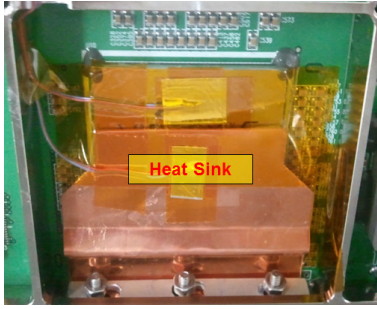


Fig. 13. FPGA에 Heat Sink 장착

현재 제작되어 있는 디지털 증계기의 1차 모델은 각 모듈간 Alignment가 정밀하게 맞추어져 있지 않아 1차 열진공 시험에서와 같이 연동 필러로 흑연 판을 사용할 경우 모든 모듈이 Baseplate와 정확한 접착을 이루지 못하여, 내부에서 발생한 열이 Baseplate로 전달되지 못한다. 그림 14는 2차 열진공 시험시 사용한 연동필러 StyCast-TC4이다. 그림 15와 같이 위성 탑재체의 바닥면에 롤러를 이용하여 칠하였으며, 필러의 액상 특성으로 인하여 그림 16과 같이 Baseplate와 피시험장비간의 틈새를 빈틈 없이 매워 열전도 특성이 강화되었음을 알 수 있다.



Fig. 14. Stycast-TC4

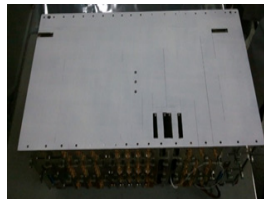


Fig. 15. filler painting (filler)



Fig. 16. Transponder and Base plate Assembly

V. 2차 열진공 시험

5.1. 개요

그림 17은 2차 열진공 시험구성이다. 1차 열진공 시험에서 변경된 상세한 내용은 표 5에 정리를 하였다. 1차 열진공 시험에서 발생하였던 현상들을 분석하여 문제점으로 예상되는 점들을 보완하여 2차 열진공 시험을 구성하였다. 위성 탑재체의 상태를

좀 더 상세히 모니터링 할 수 있도록 온도센서의 수를 늘렸으며, 별도로 각 모듈의 전류변화를 확인 할 수 있도록 하였다. 이렇게 각 센서 및 계측기로 측정되는 데이터들은 자동으로 PC 및 EGSE를 사용하여 수집하였다.



Fig. 17. 2차 Thermal Vacuum Test Configuration

표 5. Thermal Vacuum Test Summary

	1st TVAC	2nd TVAC
# of Sensor	18	71
Current Monitoring	PSU Only	All the Major Modules
Filler	Sigraflex	StyCast-TC4
surface treatment	Nickeplating	Black/Golden Kapton tape
# of Test itme	15	15
# of Cycle	10(9)	3

5.2. 기능/성능 검증시험항목

2차 열진공 시험의 시험항목은 1차 시험과 동일하다. 시험항목은 위성탑재체의 기능/성능을 검증하기 위한 항목 총 30가지 중, 주변의 온도에 따라서 기능/성능이 변경될 소지가 있는 항목으로 15개 선별하였으며, 내용은 표 6과 같다.

Table 6. Digital Transponder Function/Performance Test Items

No	Test Item	FT-1	FT-2	ST	LT-1	LT-2	Remark
5	Gain Flatness	O	O		O		
6	SubCH Switching	O	O				
7	Interference Rejection	O	O				
8	Inband Spurious	O	O		O		
9	Outband Spurious	O	O		O		
10	Amplitude Linearity	O	O				
11	Phase Noise	O	O			O	

No	Test Item	FT-1	FT-2	ST	LT-1	LT-2	Remark
12	SubCH Level Control (ALC)	○	○		○		
13	Noise Figure	○	○			○	
18	Out of band Response	○	○		○		
21	Power Consumption	○	○	○	○		
25	Group Delay Variation					○	*
26	Group Delay Variation Slope					○	*
27	Gain Variation Over Temp.	○	○		○		
28	Return Loss(In/Out)					○	*

(* : Manual Test , Others : Auto Test using EGSE)
 (FT : Full Test, ST : Switching Test, LT : Limited Test)

5.3. 시험범위 재설정

열진공 시험의 온도 범위는 1차 시험 당시 위성 탑재체의 발열현상으로 인하여 고온 시험을 진행하지 못한 것에 보강 완료 여부를 확인하기 위하여 1차 시험시 수락시험 온도(+55℃)로 완화하여 시험하였던 부분을 다시 인증시험 온도(+65℃)로 변경하여 진행하였다. 다만, 과제의 제한된 시간으로 인하여 총 10주기의 최초의 profile은 적용하지 않고, 그림 18에 그려진 것과 같이 3회로 간략히 축약하여 결과를 도출할 수 있도록 하였다.

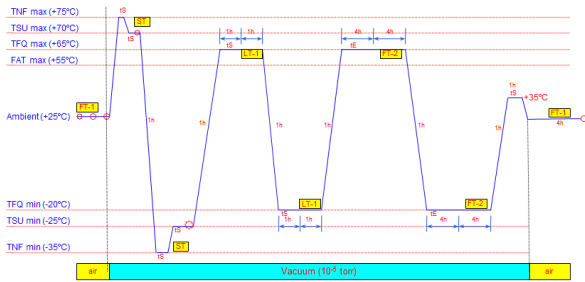


Fig. 18. 2nd TVAC Thermal profile

5.4. 시험결과

디지털중계기에 대한 열진공 2차 시험은 성공적으로 종결된 것으로 평가된다. 1차 시험시 발생하였던 오류현상은 적절한 보강조치 후 2차 시험을 통하여 제거된 것을 확인하였다. 기능 및 성능 검증시험 항목 결과 중 Noise Figure의 성능은 저하되고, 상대적으로 Out of Band Spurious 성능이 개선되는 현상을 관찰하였으며 이는 상온에 비하여 고온에서는 일반적으로 중계기의 이득이 작아지기 때문이다. 이를 통하여 위성탑재체가 우주환경에서도 정상적으로 임무를 수행할 수 있는 능력을 가지고 있음을 확인할 수 있었다^{12,13}.

2차례 수행한 열진공 시험결과 국내에서 개발/제

작한 디지털중계기의 각 모듈이 열진공 고온상태에서도 정상동작하는 것을 입증할 수 있었다. 각 모듈 별로 온도 변화 및 동작을 살펴보면 PSU모듈의 경우, Power pack의 온도가 85℃ 이하에 수렴되었으며, 온도전달특성이 1차 열진공시험에 비하여 많이 개선되어 안정적인 작동이 가능하였다고 분석되었다. DCP의 경우 고온상태에서 FPGA 과전류 유입 현상이 제거되었다. 하지만 표 7과 그림 19에 정리되어 있는 것과 같이 모듈의 상부에 위치하고 Heatsinker가 적용되지 않은 일부 FPGA의 온도가 110℃로 나타나 2차 우주인증모델 개발시 DCP모듈 내 모든 FPGA에 대하여 Heat Sink를 적용하는 등의 보강 열설계가 필요한 것으로 보인다. IPF/LOU의 경우 전원공급용 Linear regulator의 온도가 110℃까지 올라갔으나 기능/성능을 정상적으로 유지하였다.

Table 7. DCP 2 온도 측정 결과

Device	Max. Temp. [°C]
DCP#2 FPGA1 Case	110.0
DCP#2 FPGA2 Case	110.2
DCP#2 FPGA3 Case (Heat Sink)	94.0

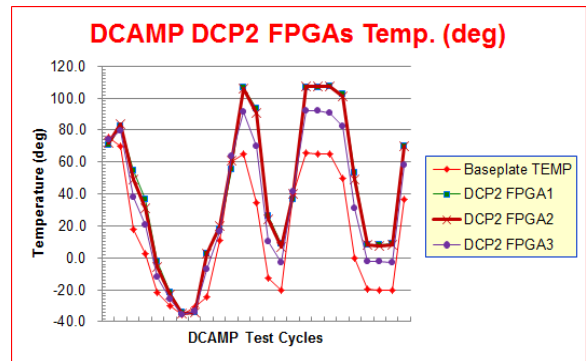


Fig. 19. DCP 2 Temperature Monitoring

VI. 결 론

위성탑재체는 임무를 수행하는 도중 새로이 식별되는 오류에 대한 수정이 불가능하기 때문에 임무 기간동안 안정된 성능을 확보하기 위하여 개발과정에서 철저한 시험과 검증을 요구하게 된다. 이를 위하여 일반적으로 기능검증모델(EM), 우주인증모델(EQM), 비행모델(FM, Flight Model)의 3단계를 거

쳐서 개발을 한다. 위성통신 디지털 중계기 우주인 증 모델 개발과제는 특별히 국내최초 군용 정지궤도 디지털 중계기 개발에 따른 위험성을 줄이고 우주인증을 강화하고자 우주인증모델 단계를 세분화하여 EQM1, EQM2 두 단계로 나누어 진행 하고 있다.

위성통신 디지털 중계기 우주인증 모델과제는 현재 1차 디지털중계기의 제작 및 우주환경시험을 마쳤으며 본 논문에서 기술한 2차례의 열진공 시험을 통해 식별한 문제점을 추가 보강하여 2차 디지털 중계기의 제작을 진행중이다. 2차례의 열진공 시험은 비행모델의 제작 전에 문제점을 조기 식별 할 수 있도록 하였으며, 이에 대한 시스템 수준의 보완 및 보완결과에 대한 검증까지 마칠 수 있는 계기를 주었다. 이를 통하여 얻은 경험 및 노하우는 향후 제작되는 디지털 중계기의 수정 설계 사항에 도움을 줄 것이다. 특히나 디지털 중계기의 핵심모듈이라고 할 수 있는 디지털 신호 처리 모듈인 DCP 유닛의 경우 2차 제작시 FPGA 수량을 줄여 보드의 소모 전력을 낮추고, Heat Sink를 추가하여 FPGA에서 직접 외각 Housing으로 열이 빠져나갈 수 있는 통로를 제공하는 등 추가적인 열 설계를 수행할 예정이다. 여기에 열진공시험 결과를 통해 도출된 열설계 상 누락된 사항들이 반영되어 2차 디지털 중계기의 우주환경 시험 시 더욱 안정된 성능을 발휘 할 수 있을 것이다¹⁴⁾. 국내 제작한 위성 탑재체에 대한 기능/성능 검증을 통하여 국내 위성탑재체 제작 기술에 대한 검증이 충분히 이루어질 수 있을 것이다.

References

- [1] J. H. Jo, B. S. Lee, S. P. Lee, J. H. Kim, and D. S. An, "Development and application of COMS communication payload and satellite ground control system," *Electron. Telecommun. Trends*, vol. 26, no. 4, pp. 90-104, Aug. 2011.
- [2] S. J. Lee, J. H. Kim, J. H. Lee, C. W. Lee, T. S. Jang, and K. I. Kang, "Environmental test results of a flight model of a compact imaging spectrometer for a microsatellite STSAT-3," *Korean J. Optics Photonics*, vol. 22, no. 4, pp. 184-190, Aug. 2011.
- [3] D. H. Kim, Y. H. Jeong, G. M. Tak, J. H. Lee, W. H. Cha, S. H. Lee, S. W. Choe, and G. W. Mun, "Thermal vacuum test of KAISTSAT-4 QM," *J. Korean Soc. Aeronautical Space Sci. (KSAS)*, vol. 31, no. 1, pp. 120-124, Feb. 2003.
- [4] J. H. Kim, S. H. Lee, B. S. Kim, C. Y. Lee, and Y. J. Song, "A study on advanced satellite uplink rain attenuation compensation using digital transponder of next military satellite," *J. Korea Inform. Commun. Soc. (KICS)*, vol. 35, no. 11, pp. 1696-1703, Nov. 2010.
- [5] ESA Requirements and Standards Division, *Thermal control general requirements*, ESA ECSS-E-ST-31C, Nov. 2008.
- [6] H. Lux and M. Markgraf, *Thermal-vacuum testing of the Phoenix GPS receiver*, DLR Doc. No. TN 04-07, Oct. 2004.
- [7] M. A. McCullar, "Thermal vacuum testing: test preparation," in *Proc. Thermal Fluids Anal. Workshop (TFAWS 2010)*, League City, U.S.A., Aug. 2010.
- [8] S. H. Kim, H. S. Seo, J. H. You, E. S. Han, T. K. Kim, H. D. Kim, and H. I. Huh, "Development and verification of thermal analysis model for thermal vacuum test of satellite components," *J. Korean Soc. Aeronautical Space Sci. (KSAS)*, vol. 38, no. 8, pp. 842-847, Aug. 2010.
- [9] ESA Requirements and Standards Division, *Space Engineering: Testing*, ESA ECSS-E-10-03A, Feb. 2002.
- [10] D. G. Gilmore, *Spacecraft Thermal control Handbook*, The Aerospace Press, 2002.
- [11] A. Anvari, F. Farhani, and K. S. Niaki. "Comparative study on space qualified paints used for thermal control of a small satellite," *Iranian J. Chemical Eng. (IJCHE)*, vol. 6, no. 2, pp. 50-62, Jan. 2009.
- [12] W. J. Larson and J. R. Wertz, *Space mission analysis and design*, Second Edition, Microcosm, Inc., 1992.
- [13] M. Gibbel, "Thermal/vacuum versus thermal atmospheric testing of space flight electronic assemblies," in *Proc. 16th Space Simulation Conf.: Confirming Spaceworthiness into the*

Next Millennium, pp. 344-356, New Mexico, U.S.A., Nov. 1990.

- [14] J. H. Kim, S. B. Choi, and K. H. Yang, "Thermal design of MGSE panel for thermal vacuum test of Ka-band engineering qualification model payload of communications and broadcasting satellite," *J. Korean Soc. Aeronautical Space Sci. (KSAS)*, vol. 31, no. 2, pp. 96-102, Mar. 2003.

송 영 중 (Young-Joong Song)



2008년 2월 연세대학교 전기
전자 공학과 졸업
2008년 3월~현재 삼성탈레스
<관심분야> 위성통신, 위성중
계기

김 정 호 (Jung-Ho Kim)



1991년 2월 건국대학교 전자
공학과 졸업
1994년 2월 건국대학교 전자
공학과 석사졸업
1994년~2001년 현대전자 위
성사업단
2001년~현재 삼성탈레스

<관심분야> 위성통신, 이동통신, 전자공학

이 수 현 (Sue-Hyun Lee)



1995년 7월 포항공과대학교
전기전자 공학과 졸업
1996년 1월~2001년 6월 현
대전자 위성사업단
2001년 7월~2002년 3월 스
페이스브로드밴드
2002년 4월~현재 삼성탈레스

<관심분야> 위성통신, 위성중계기

서 학 금 (Hak-Geum Seo)



1989년 2월 강원대학교 전기
공학과 졸업
1992년 2월 강원대학교 전기
공학과 석사 졸업
1989년~현재 국방과학연구소
<관심분야> 위성통신, 이동통
신, 신호처리

신 관 호 (Guan-Ho Shin)



1981년 2월 한양대학교 전자공
학과 졸업
1998년 2월 충북대 정보통신공
학과 석사 졸업
1991년~현재 국방과학연구소
<관심분야> 위성통신 탑재기
술, 신호처리, 고주파부 설

계기술

진 봉 철 (Bong-Chul Jin)



1989년 2월 한양대학교 전자
통신공학과 졸업
1991년 2월 한양대 전자통신
공학과 석사 졸업
1991년~현재 국방과학연구소
<관심분야> 위성통신, 이동통
신