

과학기술위성3호 소형영상분광기 발사모델 환경시험 결과

이상준¹ · 김정현¹ · 이준호^{1†} · 이치원¹ · 장태성² · 강경인²

¹공주대학교 광공학과

☎ 314-701 충청남도 공주시 신관동 182

²한국과학기술원 (KAIST) 인공위성연구센터

☎ 305-701 대전광역시 유성구 과학로 335 (구성동 373-1)

(2011년 6월 10일 받음, 2011년 7월 29일 수정본 받음, 2011년 7월 29일 게재 확정)

과학기술위성3호 부탑재체인 소형영상분광기 COMIS(Compact Imaging Spectrometer)는 400 - 1050 nm의 관측 대역에서 분광 관측을 수행하는 영상 분광기이다. COMIS는 2012년 고도 700 km의 원 궤도에서 발사 된 후 27 m의 공간분해능과 2 - 15 nm의 파장 분해능을 갖도록 설계되었다. 본 논문에서는 COMIS 비행 모델의 환경시험 수행결과를 기술한다. 발사 환경인 진동 가진에 의한 영상분광기의 광학적, 구조적인 변화 여부와 우주환경인 열진공 상태에서의 기능 시험을 수행하여 안정성 및 신뢰성을 검증 받았다. 우주공간에서의 환경으로 일컬어지는 고진공(10^{-5} torr이하)과 $-30^{\circ}\text{C} \sim 35^{\circ}\text{C}$ 의 고온 및 저온의 열적 변화 상태를 모사하는 시험에서 정상적인 기능을 보였고, 10 grms의 랜덤 진동 가진 전-후의 고유 진동수는 1% 이내의 변화량을 보였다. 환경시험 전-후로 영상분광기의 변조전달함수(MTF, Modulation Transfer Function) 측정을 하여 광학 성능이 유지됨을 확인하였다. 환경시험을 마친 영상분광기는 현재 과학기술위성3호 본체와의 조립을 진행 중에 있으며 2012년 발사 예정에 있다.

Environmental Test Results of a Flight Model of a Compact Imaging Spectrometer for a Microsatellite STSAT-3

Sang-Jun Lee¹, JungHyun Kim¹, Jun Ho Lee^{1†}, Chi Won Lee¹, Tae Sung Jang², and Kyung In Kang²

¹Department of Optical Engineering, Kongju National University, 182 Shinkwan-dong, Kongju 314-701, Korea

²Satellite Technology Research Center, Korea Advanced Institute of Science and Technology, 373-1 Gusong-dong, Yusong-gu, Daejeon 305-701, Korea

(Received June 10, 2011; Revised manuscript July 29, 2011; Accepted July 29, 2011)

A compact imaging spectrometer (COMIS) was developed for a microsatellite STSAT-3. The satellite is now rescheduled to be launched into a low sun-synchronous Earth orbit (~700 km) by the end of 2012. Its main operational goal is the imaging of the Earth's surface and atmosphere with ground sampling distance of 27 m and 2 - 15 nm spectral resolution over visible and near infrared spectrum (0.4 - 1.05 μm). A flight model of COMIS was developed following an engineering model that had successfully demonstrated hyperspectral imaging capability and structural rigidity. In this paper we report the environmental test results of the flight model. The mechanical stiffness of the model was confirmed by a small shift of the natural frequency i.e., < 1% over 10 gRMS random vibration test. Electrical functions of the model were also tested without showing any anomalies during and after vacuum thermal cycling test with < 10^{-5} torr and $-30^{\circ}\text{C} - 35^{\circ}\text{C}$. The imaging capability of the model, represented by a modulation transfer function (MTF) value at the Nyquist frequency, was also kept unvaried after all those environmental tests.

Keywords: STSAT-3, Imaging spectrometer, Environmental test, Remote sensing

OCIS codes: (200.4880) Optomechanics; (300.6190) Spectrometers; (350.6090) Space optics

*

[†]E-mail: jhlsat@kongju.ac.kr

Color versions of one or more of the figures in this paper are available online.

I. 서 론

영상분광기는 촬영하는 영역에 대해 각 픽셀별로 연속적인 스펙트럼 정보를 제공하여 촬영 정보에 대한 스펙트럼 분석이 가능하게 된다. 이런 스펙트럼 정보는 관찰하고자 하는 물질에 대해 보다 많은 정보를 제공할 수 있고 그 측정 파장에 따라 기상 및 해양 연구 등에 활용할 수 있게 된다^[1-4]. 군사적 목적의 탐지나 농업 분야에서 작물의 상태나 종류를 구분하며 수질 오염 검사나 대기 상태를 일반적인 영상에서 얻지 못하는 정보를 분광 영상을 통해 얻을 수 있게 된다^[5, 6]. 이렇듯 분광 영상은 그 활용성이 인정되어 영상분광기 기술의 수요가 증가하고 있다.

소형영상분광기(COMIS, compact imaging spectrometer)는 과학기술위성3호의 부탑재체로 지표면 및 대기 과학을 연구할 목적으로 개발된 분광 카메라이다^[7-9]. COMIS는 고도 700 km의 태양 동기 궤도 상공에서 27 m 지상 해상도를 갖고 관측 폭 28 km의 지표면 및 대기를 관측하게 된다. 관측 시 0.4-1.05 μm 의 파장대역에서 파장에 따라 2-15 nm의 분광 해상도를 갖는 분광 관측을 수행하도록 설계되었다. 표 1에 COMIS의 주요 성능 지표를 정리하여 놓았고, 그림 1은 과학기술위성3호 내부 및 COMIS의 3차원 모델을 보여주며, 그림 2 및 3은 각 COMIS의 내부 형상 및 제작된 COMIS FM을 보여주고 있다.

위성은 발사 이전에 정상적인 동작과 요구성능에 만족하는지를 판단하기 위해 지상에서 여러 시험을 거치게 된다. 그

중 환경시험은 발사 이후의 유지 보수가 불가능한 위성의 특수성으로 인하여 시험 과정에서 위성을 구성하는 부품과 탑재체의 고장원인이 되는 결함을 발견 할 수 있으며, 각 시스템의 성능, 제작 및 조립 상태를 검증하는 것이 그 목적에 있다. 위성의 환경시험은 크게 발사환경시험과 우주환경시험으로 구분되어 진다^[10-12].

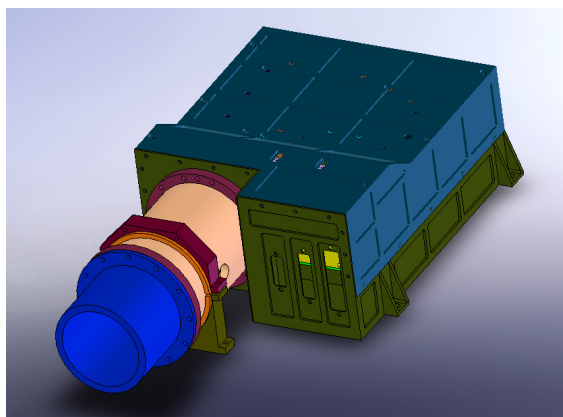
발사환경은 발사체의 이륙 직후부터 위성체가 정상 운영궤도를 진입하는 시점까지 볼 수 있으며, 발사 후 위성체가 받게 되는 외부 가진력 즉, 단 분리(stage separation)와 위성체가 발사체로부터 분리에 사용되는 절단 장치(Pyrotechnic device)의 폭발로 인한 충격성 진동(shock vibration)이 발생하게 된다. 이러한 충격성 진동은 매우 짧은 기간 동안 극심한 환경의 변화 주계 되며 위성체 및 탑재체의 기능에 심각한 악영향을 미칠 수도 있다^[13].

우주환경은 위성체가 정상궤도에 들어선 후부터 임무수행을 하는 동안으로 볼 수 있다. 우주환경에서 위성체는 수년간 규정된 임무를 신뢰성있게 수행할 수 있도록 설계 제작되어야 한다. 이런 우주환경의 특성은 미세중력, 고진공, 태양복사, 극도의 온도차, 자장, 미세운석 등으로 규정할 수 있다. 우주환경은 발사순간에서부터 궤도진입, 천이궤도 및 정상운영 등 전 순기에 걸쳐서 주어진다. 위성체에는 태양에너지의 복사로 인한 온도상승과 태양에너지의 차단에 의해 온도강하 등이 진공상태에서 반복적으로 일어나게 된다.

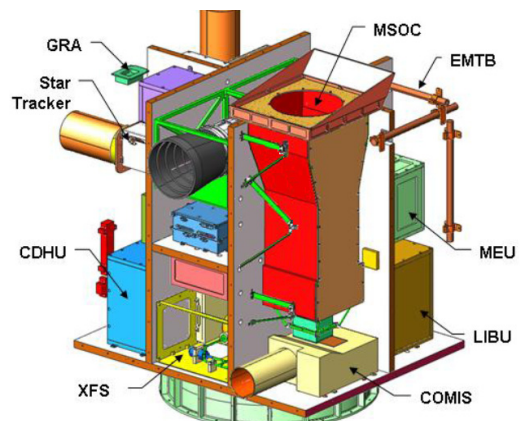
COMIS도 이러한 발사 시에 극심한 진동환경과 단 분리에 의한 충격에 노출되며 임무 상에서는 가혹한 고 진공 및 열 환경을 맞이하여 임무 종료시까지 요구성능을 만족하여야 한다. 영상분광기의 성능변화는 광학계의 성능 평가 방법 중 가장 많이 사용되는 변조전달함수(MTF, Modulation transfer function) 측정을 통해 이루어졌다. 각각의 환경시험 전·후로 MTF측정을 실시하여 성능변화 여부를 확인하였다. 이에 따라 위성체와 조립 전에 단품 레벨 환경시험을 수행하여 지상에서의 발사 환경과 우주환경을 모사하여 그 내구성을 검증 받았다. 본 논문에서는 과학기술위성3호 부탑재체 소형영상분광기 발사 모델의 환경시험의 결과를 보고한다.

TABLE 1. COMIS primary specifications

Item	Specification	Note
Entrance pupil	65 mm	
F number	4.6	
Spectrum	0.4~1.0 μm	
Spectral resolution	2~15 nm	
Spatial resolution	27 m	at 700 km altitude
Mass	4.3 kg	



(a) COMIS 3D model



(b) Internal view of STSAT3

FIG. 1. 3D model of COMIS and an internal view of STSAT3.

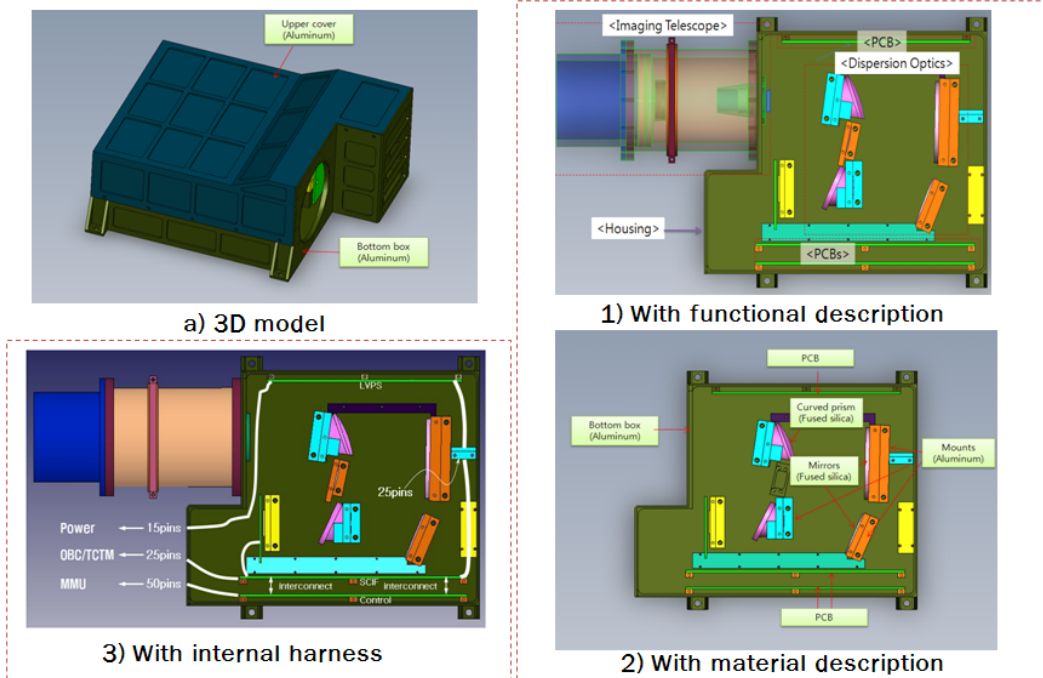


FIG. 2. COMIS internal configuration.

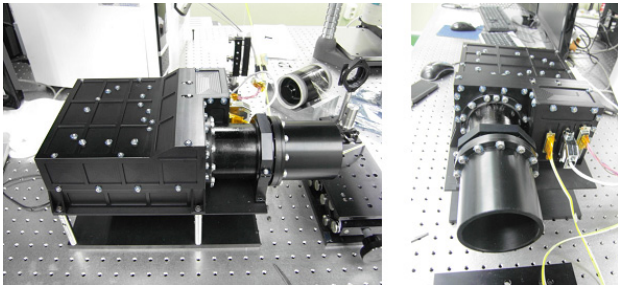


FIG. 3. Pictures of the developed COMIS flight model.

II. 본 론

2.1. 시스템 MTF 할당

광학계의 성능은 일반적으로 변조전달함수(MTF)로 표현한다. MTF는 피사체가 가지는 변조 또는 콘트라스트를 상면에서 어느 정도 충실히 재현할 수 있는 가를 공간 주파수 특성으로 나타낸 값이다^[14-16]. 실제 우주 공간에서 확보되는 최종 COMIS의 MTF를 시스템 MTF(MTF_{System})라 부르며, 이 시스템 MTF는 광학 설계, 회절, 제작 및 조립에서의 오차, 우주환경에서의 불안정 상태, 검출기의 집적화, 위성의 느린 이동(drift)과 빠른 떨림(jitter)에 의해 저하된다.

최종 우주 공간에서의 시스템 MTF 값을 확보하기 위하여, 각 개발 단계 별로 MTF 공차 할당을 수행하게 된다. 표 2는 우주공간에서 검출기 차단 주파수의 반에 해당하는 나이퀴스트 주파수인 38.5 line-pair per mm(lp/mm)에서 29%의 시스템 MTF를 확보하기 위한 COMIS 시스템의 MTF 공차 할당을 보여주고 있다^[7]. 광학 설계 MTF는 38.5 lp/mm에서

63%이며 조립오차 및 검출기의 집적화 등이 고려된 값 지상 MTF(MTF_{Ground}) 값은 39%이고, 발사 후 우주공간에서의 위성 떨림 및 광학계의 불 안정성등에 의하여 74% MTF 저하가 발생되어, 최종 29%의 시스템 MTF를 확보하였다. 본 논문에서는 우주 공간에서의 MTF 저하 효과를 제외한 지상 MTF를 기준으로 한다.

2.2. MTF 측정법

MTF는 다양한 방법으로 측정되며, 가장 일반적으로 쓰이는 방식은 크게 핀홀/슬릿 측정법^[16], 가장자리 측정법^[17] 및 사각 물체 측정법^[18]이 있다. 사각 물체를 이용한 측정법은 그림 4와 같은 사각 패턴의 콘트라스트 변화 즉, 콘트라스트 전달 함수(CTF, Contrast transfer function)를 측정한다. 단일 주파수를 갖는 사인(sin) 형태의 연속 밝기 변화 물체 콘트라스트 전달 함수인 MTF와 달리, CTF는 사각 형태에서 발생하는 고주파 항의 효과를 포함하고 있으나, 많은 경우 그 차이가 적어 CTF가 MTF를 대체하여 사용된다^[18]. 본 실험에서는 사각 물체를 이용하여 광학계의 CTF를 측정하였고, 이와는 별도로 사각 패턴의 가장자리 프로파일의 미분 및 프리에 변환을 이용하여 MTF를 측정하였다. 가장 자리 프로파일을 이용한 MTF의 계산은 상용 프로그램^[19]을 이용하였다.

2.3. 열·진공 시험

열·진공 시험은 임무 수행시의 10^{-6} torr 이하의 고진공과 태양 복사열에 의한 고온 및 극 저온이 반복되는 가혹한 환경을 지상에서 모사하는 시험이다. 우주환경에서의 위성은 태양에너지의 복사로 인한 온도 상승과 태양에너지의 차단에 의해 온도 강하 등이 진공상태에 반복적으로 일어나게 된다.

TABLE 2. System MTF budgets for COMIS optics

Item					MTF@38.5 lpm			
System MTF	Ground MTF	Optics MTF	Design MTF		0.63	0.61	0.39	0.29
			Manufacturing	Imaging Telescope	0.98			
		Imaging Spectrometer		0.98				
		Detector MTF	Detector Integration		0.64			
	MTF drop in space	Optics instability	Instability in space	Imaging Telescope	0.90	0.77	0.74	
				Imaging Spectrometer	0.85			
		Satellite Motion	Linear motion		0.98	0.97		
			Jitter		0.99			

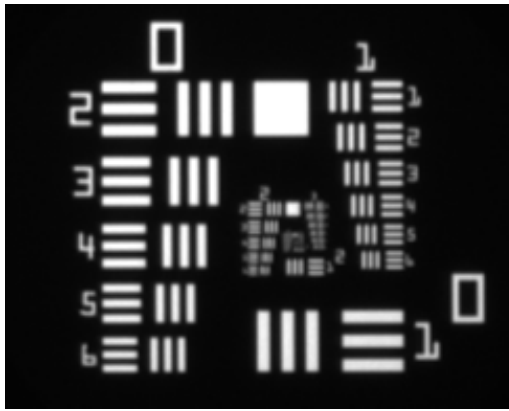


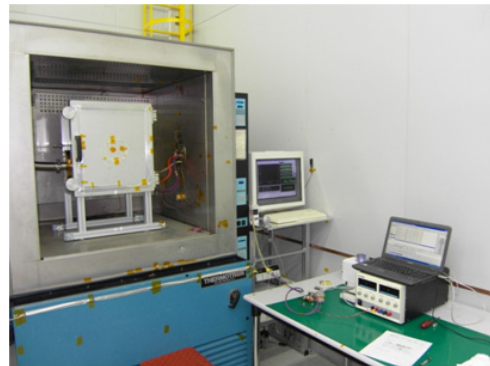
FIG. 4. Bar patterns used in MTF measurement.

이런 극심한 환경들로 인하여 위성체 내부의 주요부품 및 탑재체는 기능 장애를 초래하게 되며, 이것은 정상적인 임무를 수행을 못하게 되는 결과를 가져온다. 또한 위성에 탑재되어 있는 광학계의 열 변형은 임무 수행에 필요한 성능을 저하시키는 원인이 되기 때문에 우주광학계의 초기 설계단계에서 비열화 설계를 하여 대비를 하게 된다¹⁸⁾. 지상에서는 이런 환경들을 모사하여 안정성 및 신뢰성을 시험하게 된다. 진공 및 열적인 환경을 변화시키면서 영상분광기 전자부 작동여부와 광학계의 변화량을 확인하는 것이 목적이며, 임무수행 과정 중에 겪게 될 수 있는 문제점을 미리 발견해 낼 수도 있다. 또한 열·진공 시험 전·후의 광학계의 성능 변화량을 체크하여 우주 환경에 대한 안정성을 입증하게 된다. 열적인 환경을 변화시키면서 각 부품간의 하드웨어적인 연결부위, 즉 케이블, 커넥터, 조립 부품 등에 열응력을 가하여 작업과정에서의 불완전한 부위 및 잠재 결함을 사전에 발견해 내는 것이다^{20, 21)}.

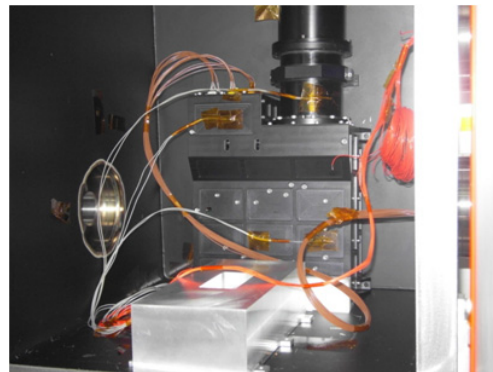
진공 챔버 내부에 영상분광기를 위치시키고 10^{-5} torr 이하의 진공상태에서 $-30^{\circ}\text{C} \sim 35^{\circ}\text{C}$ 의 고온 및 저온 상태의 열을 제어한다. 각 상태마다 영상분광기를 동작시키면서 정상적인 기능을 시험하게 된다(표 3). 진공 및 온도 제어 시에 영상분광기를 제어하는 프로그램을 통하여 작동 시 전달되는 메세지와 전압 상태의 변화를 체크하게 되며 이 때 정상작동 여부를 확인하게 된다. 그림 5는 열 진공 시험 장치 및 내부 센서 장착 위치를 보여주고 있다. 그림 6은 실험 절차를 도식적으로 보

TABLE 3. Thermal vacuum test conditions

Test Conditions		Value
Temperature	High	35°C
	Low	-30°C
Number of Cycles		2.5
Temperature Change Rates		$0.5^{\circ}/\text{min}$ or greater
Pressure		1×10^{-5} Torr or less
Dwell Time	First and Last	6 hours or greater
	In term	1 hours or greater



(a) Thermal vacuum chamber



(b) Sensor location

FIG. 5. Thermal vacuum test setup.

여주고 있고, 그림 7은 열 사이클의 온도 제어 프로파일 및 실제 COMIS에서 측정된 온도 프로파일을 보여주고 있다.

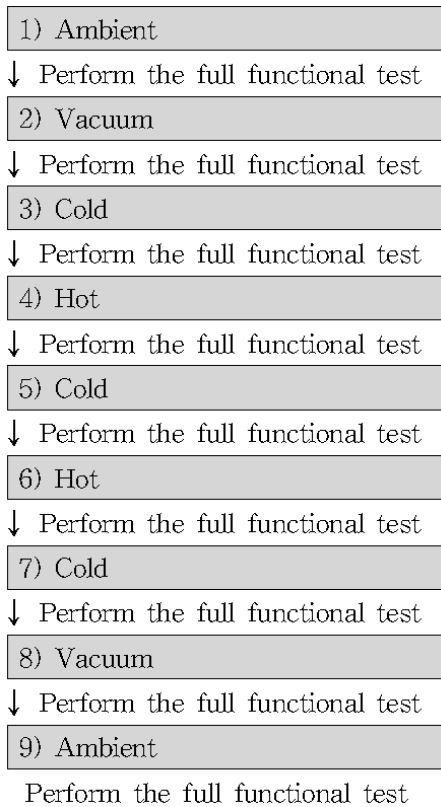
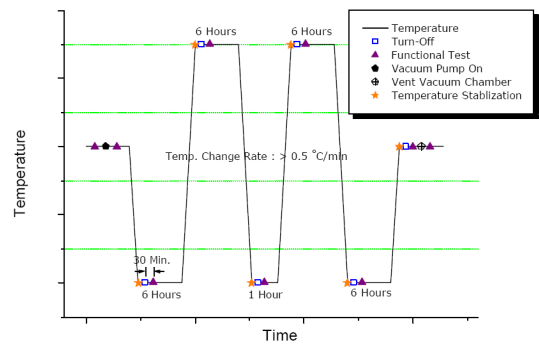
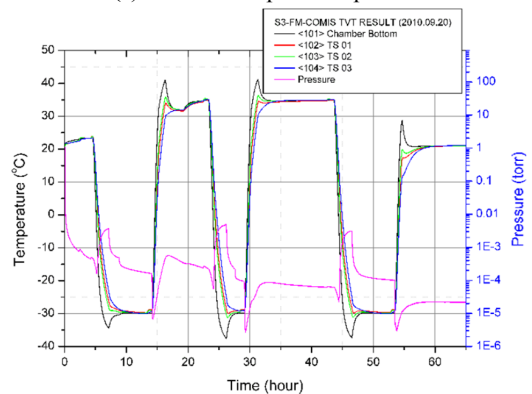


FIG. 6. Thermal vacuum test sequence and test conditions.



(a) Control temperature profile



(b) Measured COMIS temperature

FIG. 7. Thermal vacuum test temperature profiles.

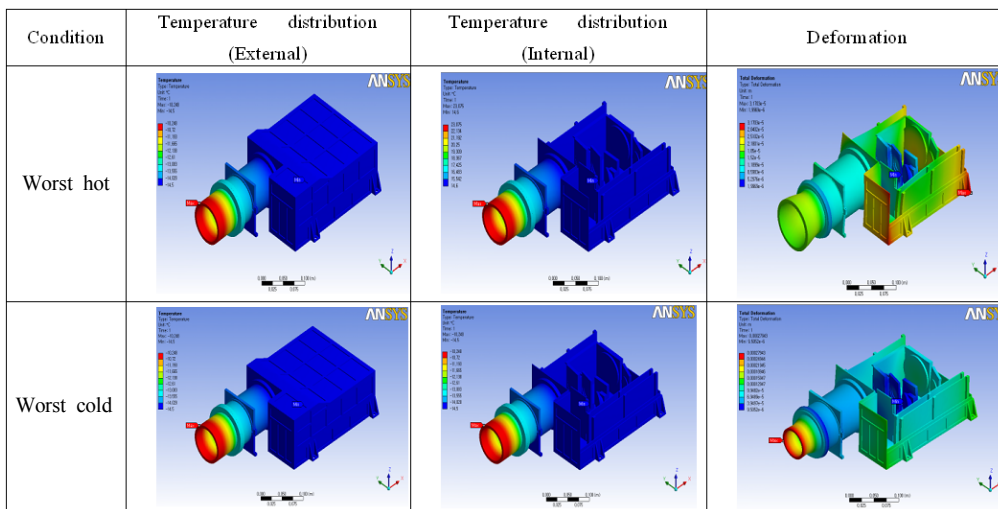


FIG. 8. Temperature distributions and deformations of COMIS for the worst hot and cold conditions^[8].

시험 결과 진공 전 평상온도에서 전원소모 및 시리얼 데이터 통신, 이미지 데이터 획득 및 전송 시험 정상임을 확인하였다. 진공상태의 환경에서는 열주기의 변화를 주면서 요소를 체크했다. 시험 과정에서 영상분광기에 특이사항과 문제점은 발견되지 않았으며, 열주기 변화과정에서도 영상분광기의 기능은 정상작동 하였다. 시험 후 육안검사를 통해 영상분광기의 구조물을 포함한 광학계와 전자부의 손상 여부를 파악하였

으며, 시험 전후로 하여 광학계 변화를 확인하였다. 광학계의 열 변형에 의한 성능 변화는 MTF값의 변화량을 통해 확인할 수 있게 된다. 광축 정렬 및 초점면의 조립이 완료된 영상분광기를 열·진공 시험 전에 MTF 값을 측정하였으며, 시험 전후 모두 38.5lp/mm에서 39%의 MTF 값을 동일하게 보였다. 본 결과는 선행 연구에서 수행된 그림 8에 보인 COMIS 모델의 열 탄성 변형 및 이의 광학 효과 분석 결과와 일치한다^[8].

2.4. 랜덤 진동 시험

위성 발사 시에 가진되는 랜덤 진동에 의해 위성에 탑재되어 있는 탑재체 구조물에 영향을 끼치게 되고, 이 영향은 광학계 성능을 저하시키는 요인이 된다. 본 시험을 통하여 랜덤 진동에 의한 광학계의 구조적 안정성 및 광학 성능 변화를 확인하게 된다. 랜덤 진동시험은 진동량이 큰 주(main) 랜덤 진동 시험 전·후로 구조체 가진 입력 신호를 랜덤으로 적용하여, 진동시험 전·후의 고유진동수 변화를 비교함으로써 랜덤시험에 의한 구조체에 물리적 변화 즉, 광학계의 변형 또는 소자간의 변화 거리 등이 발생 했는지를 기계적으로 확인하고, 이를 시험 전후의 광학 MTF를 측정하여 확인하게 된다. 그림 9는 랜덤 진동 시험 절차를 보여주고 있다. 모든 시험은 3축에 대하여 이뤄지고, 각 축에 대한 주 랜덤 진동은 1분 동안 20~2000 Hz의 범위에서 10 grms 랜덤 신호로 가진하게 된다(표 4). 주 시험 전후에 2 grms의 저수준 랜덤 신호를 1분간 가진하여 영상분광기의 고유 진동수를 파악하게 된다. 그림 10은 랜덤 진동 시험기 위에 COMIS가 장착된 사진을 보여주고 있다. 일반적으로 메인 랜덤진동시험 전후의 고유 진동수 변화 값은 첫 번째로 나타나는 고유진동수 값 기준으로 그 변화량이 5% 이내 일 때 구조체의 강성에 대한 변화가 없다고 판단하게 된다.

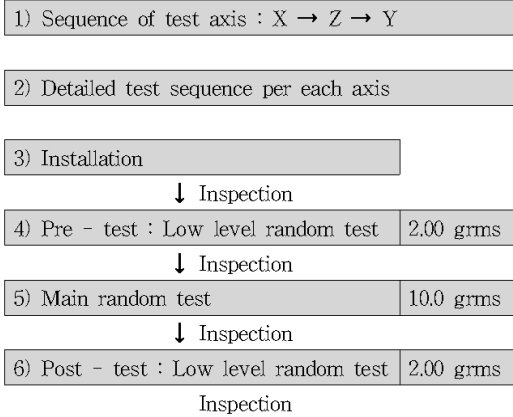


FIG. 9. Random vibration test sequence.

TABLE 4. Main random vibration test conditions

Frequency	Power Spectral Density (g^2/Hz)
	Acceptance level
20 Hz	0.013
50 Hz	0.080
800 Hz	0.080
2000 Hz	0.013
Overall RMS	10.0 grms
Test Duration	1 min
Tolerance	PSD : $\pm 3dB$
	RMS : $\pm 10\%$
Loading Direction	X, Y, Z

그림 11은 COMIS 결상 광학계의 광축과 수직인 +X 방향으로의 가진에 대한 주파수응답함수(frequency response function, FRF)를 보여주고 있고, 표 4는 각 축 방향으로 랜덤 진동 가진 전·후 고유 진동수의 변화를 보여주고 있다. 3축에서의 고유진동수 변화는 모두 1% 미만의 값으로 구조물의 강성변화는 무시할만한 수치를 보였다(표 5). 이러한 결과로 영상분광기는 진동에 의한 발사체 환경에서의 안정성을 확인하였다. 랜덤 진동시험 전후의 MTF 검사 결과 주파수 38.51 p/mm (Nyquist frequency)에서 예측치와 동일한 39%로 유지됨을 확인하였다 (표 6).

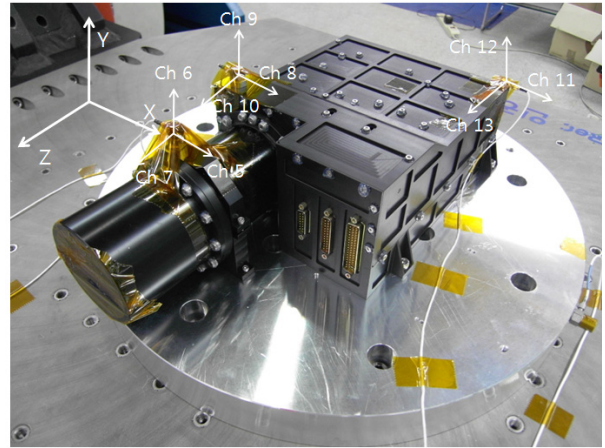


FIG. 10. Random vibration test setup.

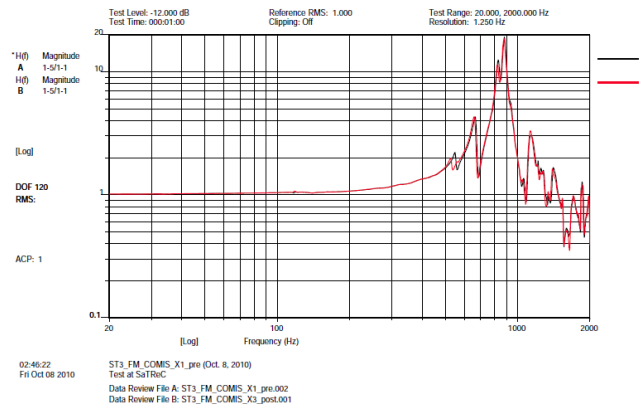


FIG. 11. Pre- and post- frequency response function.

TABLE 5. Natural frequency shift

Direction	Test	Magnitude	1st Natural frequency	Natural frequency shift
+X	pre-test	2.0 grms	665.0 Hz	-6.2 Hz (-0.9%)
	post-test	2.0 grms	658.0 Hz	
+Y	pre-test	2.0 grms	660.0 Hz	0 Hz (0%)
	post-test	2.0 grms	660.0 Hz	
+XZ	pre-test	2.0 grms	655.0 Hz	-5Hz(0.8%)
	post-test	2.0 grms	650.0 Hz	

TABLE 6. MTF measurement before and after environmental tests

Item	Ground (@ 38.5 lp/mm)	Allocated MTF	
Initial MTF	0.39	0.39	
Thermal Vacuum Test	Before		0.39
	After		0.39
Vibration Test	Before		0.39
	After		0.39
Final MTF	0.39		

III. 결 론

과학기술위성3호의 부탑재체인 소형영상분광기(COMIS)는 지구 표면의 분광 특성을 관측할 수 있는 소형 영상분광기이다. 현재 최종 발사 모델(COMIS FM)이 조립 완료되었고, 위성 본체에 결합 및 발사되기 전에 발사 환경과 우주 환경에 대비한 환경시험을 지상에서 실시하였다. 고진공과 고온 및 저온의 우주환경을 모사한 열 진공시험과 발사 환경에서 경험 하게 될 랜덤 진동 시험을 수행하여 COMIS FM 모델의 구조적 안정성 및 MTF 값의 변화가 없는 광학 성능 유지를 확인하였다.

감사의 글

본 연구개발은 교육과학기술부 과학기술위성3호 개발사업, 우주기초-핵심기술개발사업, 공주대학교 석박사 과정 산학연구 장학금 사업 및 연구년 사업의 예산을 지원받아 수행되었습니다.

References

1. G. ElMasry and D.-W. Sun, "Chap 1. Principles of hyperspectral imaging technology," in *Hyperspectral Imaging for Food Quality Analysis and Control*, D.-W. Sun, ed. (Academic Press, Dublin, Ireland, 2010).
2. D. Manolakis, D. Marden, and G. A. Shaw, "Hyperspectral image processing for automatic target detection applications," *Lincoln Laboratory Journal* **14**, 79-116 (2003).
3. J. P. Kerekes and J. E. Baum, "Hyperspectral imaging system modeling," *Lincoln Laboratory Journal* **14**, 117-130 (2003).
4. D.-S. Kim, D.-H. Park, S.-K. Choi, and S.-W. Ra, "Radiometric calibration of FTIR spectrometer for passive remote sensing application," *Hankook Kwanghak Hoeji (Korean J. Opt. Photon.)* **17**, 391-395 (2006).
5. N. H. Brogea and E. Leblanch, "Comparing prediction power and stability of broadband and hyperspectral vegetation indices for estimation of green leaf area index and canopy chlorophyll density," *Remote Sensing of Environment* **76**, 156-172 (2000).

6. X. Briottet, Y. Boucher, A. Dimmeler, A. Malaplate, A. Cini, M. Diani, H. Bekman, P. Schwering, T. Skauli, I. Kasen, I. Renhorn, L. Klasén, and D. Oxford, "Military applications of hyperspectral imagery," *Proc. SPIE* **6239**, 62390B (2006).
7. J. H. Lee, T. S. Jang, H.-S. Yang, and S.-W. Rhee, "Optical design of a compact imaging spectrometer for STSAT3," *J. Opt. Soc. Korea* **12**, 262-268 (2008).
8. J. H. Lee, C. W. Lee, Y. M. Kim, and J. W. Kim, "Optomechanical design of a compact imaging spectrometer for a microsatellite STSAT3," *J. Opt. Soc. Korea* **13**, 193-200 (2009).
9. J. H. Lee, K. I. Kang, and J. H. Park, "A very compact imaging spectrometer for the micro-satellite STSAT3," *International Journal of Remote Sensing* **32**, (2011) (in publication process).
10. P. G. Doukas, J. R. McCandless, T. P. Sarafin, and W. R. Britton, "11.6 structures and mechanism," in *Space Mission Analysis and Design*, W. J. Larson and J. R. Wertz, ed. (Microcosm, Inc., California, USA, 1991).
11. E. Perez, *Ariane 5 User's Manual* (Arianespace, Cedex, France, 2008).
12. K. Tahk, J. Lee, S. Lee, E. D. Kim, W. Cha, and S. Youn, "Launch environmental test results of KAISTSAT-4 QM," *Journal of Korean Society for Aeronautical & Space Sciences* **30**, 124-129 (2002).
13. C. J. Moening, March 1984, "Pyrotechnic shock flight failures," in *Proc. of Institute of Environmental Science*, 95-103 (1985).
14. G. D. Boreman, *Modulation Transfer Function in Optical and Electro-optical System* (SPIE Press, Washington, USA, 2001).
15. S. M. Hong, H. N. Kim, J. H. Jo, Y. W. Lee, H. Y. Lee, H. S. Yang, I. W. Lee, and J. H. Jung, "MTF measuring equipment of optical system for LCD substrate inspection," *Hankook Kwanghak Hoeji (Korean J. Opt. Photon.)* **18**, 37-43 (2007).
16. Y.-W. Lee, H.-M. Cho, I.-W. Lee, T. H. Park, S. G. Yun, and H. W. Seo, "CCD scanning type MTF measuring system for microlens arrays," *Hankook Kwanghak Hoeji (Korean J. Opt. Photon.)* **5**, 364-371 (1994).
17. B. Tatian, "Method for obtaining the transfer function from the edge response function," *J. Opt. Soc. Am.* **55**, 1014-1019 (1965).
18. D. N. Sitter, J. S. Goddard Jr., and R. K. Ferrell, "Method for the measurement of the modulation transfer function of sampled imaging systems from bar-target patterns," *Appl. Opt.* **34**, 746-751 (1995).
19. <http://www.imatest.com/>.
20. R. K. McMordie, "11.5 thermal," in *Space Mission Analysis and Design*, W. J. Larson and J. R. Wertz, ed. (Microcosm, Inc., California, USA, 1991).
21. E. D. Kim, Y.-H. Jeong, J. H. Lee, K. Tahk, W.-H. Cha, S.-H. Lee, S.-W. Choi, G.-W. Moon, and S.-K. Youn, "Thermal vacuum test of KAISTSAT-4 QM," *Journal of Korean Society for Aeronautical & Space Sciences* **31**, 120-124 (2003).