

技術論文

과학위성 1호 인증모델 열진공 시험

김도형*, 정연황‡, 탁경모*, 이준호*, 차원호*, 이상현*, 최석원°, 문귀원°

Thermal Vacuum Test of KAISTSAT-4 QM

Eugene D. Kim*, Y.-H. Jeong‡, K. M. Tahk*, J. H. Lee*, W.-H. Cha*, S.-H. Lee*, S.-W. Choi°, G.-W. Moon°

ABSTRACT

KAISTSAT-4, an experimental small satellite, is being developed by Satellite Technology Research Center in KAIST as a sequel mission to KITSAT-1, 2, and 3. The flight model scheduled to be launched in 2003, the qualification model construction and testing have been completed recently. The satellite subsystems of the qualification model have been tested under a thermal vacuum environment harsher than expected in the orbit. Thermal balance test has also been done in order to evaluate and tune the thermal analysis model of the qualification model. This paper describes the thermal vacuum test procedure, the results, as well as the lessons learned during the tests, which can be useful for future tests of small satellites.

초 록

KAIST 인공위성연구센터에서는 우리별 1, 2, 3호의 개발에 이어 과학위성 1호를 개발하고 있다. 2003년에 발사 예정인 과학위성 1호는, 현재 인증모델 단계의 개발 및 시험이 완료되었다. 본 인증모델 열진공 시험에서는 위성의 각 서브시스템이 예상되는 궤도 상의 온도보다 가혹한 조건에서 시험되었고, 열해석 모델의 검증 및 수정을 위한 열진공평형 시험도 수행되었다. 본 논문에서는 과학위성 1호의 인증모델 열진공 시험 과정 및 결과와 더불어 그 과정에서 알아낸 문제점 및 개선 방안 등을 살펴보고, 또한 향후 이와 유사한 소형위성 열진공 시험에 유용하게 쓰일 수 있는 고려 사항들을 검토한다.

Key Words : Satellite (인공위성), Thermal vacuum test (열진공 시험)

1. 서 론

KAIST 인공위성연구센터(SaTReC)에서는 소형 실험위성인 우리별 1, 2, 3호의 개발경험을 바탕으로 과학위성 1호를 개발하고 있다. 2003년 하

반기 발사 예정으로 과학위성 1호의 버스는 그동안 축적된 기술을 바탕으로 안정성을 제공하는 것을 목표로 한다. 탑재체로는 저궤도 우주환경을 감시하는 우주과학 탑재체(Space Physics Package)와 항성간 물질을 관측하는 원자외선 분광기(FIMS : Far-uv IMaging Spectrograph) 등이 실리게 된다. 현재 과학위성 1호는 인증모델 단계의 발사환경, 궤도환경 및 기능시험이 완료되었고, 발사모델 개발단계에 있다.

일반적으로 인공위성은 인증모델(QM)과 발사 모델(FM)에 대해 각각 궤도환경시험을 거친다.

† 2002년 월 일 접수 ~ 2002년 월 일 심사완료

* 정회원, KAIST 인공위성연구센터

‡ 정회원, (주)SaTReC

°정회원, 항공우주연구원

Corresponding Author : edk@kaist.ac.kr,
Tel(042)869-8643, Fax(042)861-0064

이 중 열진공시험은 우주궤도 상에서의 진공 (10^{-5} Torr 이하), 극심한 온도변화 (-150~100℃) 등의 환경 하에서 위성의 모든 서브시스템들이 예상되는 온도범위에서 정상적으로 동작하는 것을 확인하고, 시험결과를 이용하여 열해석 모델의 정확성을 검증하는데 그 목적이 있다. 일반적으로 인증모델에 대한 열진공시험은 계산 여유값을 포함하는 예상 온도범위보다 최소 10℃ 이상 가혹한 조건에서 시험한다.^[1] 이러한 열진공 시험은 크게 열주기 시험과 열평형 시험으로 나눌 수 있으며, 전자는 주기적인 열진공 환경에서 서브시스템들의 정상적인 동작여부를 확인하는 시험이고, 후자는 궤도상에서 위성체의 온도를 예측하여 열해석 모델을 검증하기 위한 시험이다.

과학위성 1호 인증모델의 열진공시험은 항공우주연구원 열진공시험장비를 이용하여 2001년 12월과 2002년 3월, 두 차례에 걸쳐 수행되었다. 첫번째 열진공 시험에서는 우리별 3호를 개발할 때 사용했던 L자형 장착기(L-fixtute)를 사용하였고, 두 번째 시험에서는 새로 개발한 프레임 구조의 장착기를 이용하였다. 열평형 시험에서는 국부적인 히터를 이용한 3축 자세모사 시험방식을 이용하여 시험하였다.

본 논문에서는 과학위성 1호에서의 열진공 시험과정과 결과를 보고하고, 시험 중에 나타난 문제점과 개선방안을 제시하여 차후 과학위성 1호와 같은 소형 3축 자세제어 위성의 열진공시험 기준을 마련하고자 한다.

II. 본 론

2.1. 과학위성 1호 구조

과학위성 1호의 구조는 AL-7075재질의 모듈들을 쌓아올린 적층식(Stacking) 구조이며(그림 1), 3축 자세제어방식의 태양추적(Sun-tracking) 위성이다.

외부에서 위성으로 들어오는 열은 주로 태양을 바라보는 -Z쪽의 태양전지판으로 들어오고, 내부에서는 전력모듈(Battery module)에서 열이 발생한다. 위성체의 최하단 바깥면인 전력모듈 바닥면이 주된 방열판 역할을 하며, +Z 하니컴(Honeycomb panel), 위성의 옆면인 +/-X 하니컴, 그리고 센서 플랫폼(Sensor Platform) 순으로 방열하는 구조로 되어있다. 센서 플랫폼과 위성 내부는 델린(Delrin)을 이용하여 서로 단열되어 있다. 또한 위성몸체의 온도분포는 대략 몸체

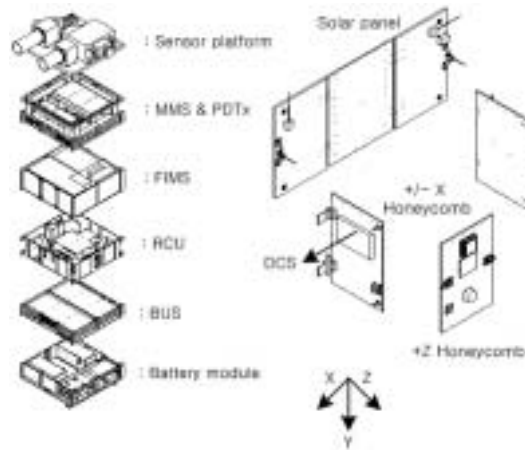


그림 1. 과학위성 1호 전개그림

아래쪽과 태양전지판 쪽이 높고, 몸체위쪽이 낮다. 위성몸체의 온도분포는 Y방향의 경우 내부에서 발생한 열로 인하여 위성몸체 아래쪽이 높고 위쪽이 낮다. 즉 위성본체 내부의 여러 모듈박스 온도는 위성의 최하단에 있는 전력모듈과 상단에 있는 MMS(Mass Memory System) 또는 PDTx (Payload Data Transmitter)의 온도 사이에 있다. Z방향의 온도는 태양전지판 쪽의 모듈박스 면이 높고 +Z 하니컴 쪽이 낮다. DCS(Data Collection System)와 같이 위성체 외부에 놓여지는 모듈들은 내부모듈에 비해 환경 변화에 민감하고 열용량이 작기 때문에 더 큰 온도 변화를 겪는다.

2.2. 인증모델 시험 요구조건

표 1과 같은 열진공시험조건을 적용하여 과학위성 1호 인증모델의 열진공시험을 수행하였다. 표 2는 과학위성 1호의 주요 서브시스템의 저장 및 동작 온도범위를 나타낸다. 열진공시험에서 중요시되는 시스템은 위성 전체의 동작에 큰 영향을 주면서 동작 온도범위가 상대적으로 작은 축전지와, 주탑재체인 원자외선분광기(FIMS), 온도 변화가 클 것으로 예상되는 서브시스템인 DCS, 그리고 주탑재체의 데이터를 송신하는

표 1. 과학위성 1호 QM의 열진공 시험조건

항목	요구조건
시험주기 수	3회 이상
Shroud 온도변화율	0.5℃/분 이상
챔버 압력	5.0x10 ⁻⁵ Torr 이하

표 2. 과학위성 1호 주요 서브시스템 저장/동작 온도 범위

Subsystem	저장 온도		동작 온도	
	최소(°C)	최대(°C)	최소(°C)	최대(°C)
축전지	0	30	0	30
FIMS	-25	55	-15	45
DCS	-55	85	-30	80
PDTx	-40	85	-25	70

표 3. 과학위성 1호 주요부위 초기 제어온도

	최소(°C)	최대(°C)
전력부	-5.37	38.5
MMS	-2.15	30.1

PDTx 등이다. 열진공 시험을 위한 온도 제어범위는 열해석 결과에 따라 가능한 궤도상의 최악의 온도범위들을 조합하여 가상의 경우를 고려하고, 비행모델 승인 (Flight model acceptance) 여유값인 +/-11°C를 설정하여 초기 제어온도를 결정하였다. 표 3은 과학위성 1호 인증모델 열진공 시험을 위한 제어온도를 나타낸다. 일반적으로 인증모델의 열진공시험에서는 비행모델용 온도 여유값에 +/-10°C 이상의 여유값을 설정하여 좀더 혹독한 환경에서의 시험을 수행한다.

2.3 시험 환경 및 절차

열진공 시험은 두 차례에 걸쳐 수행되었으며, 1차 시험에서는 위성 전력계통의 기능장애로 인해 열평형 시험만이 수행되었고, 2차 시험에서는 열주기 시험과 열평형 시험이 모두 수행되었다.

열진공 시험은 그림 2와 같은 절차로 이루어졌다. 상온/상압, 상온/진공에서의 기능시험 후, 3주기의 저온 및 고온 담금상태(Cold/Hot soak)에서 기능시험을 수행하였다. 주기시험이 끝난 후, 열평형시험을 하고 마지막으로 상온/상압에서의 기능시험이 이루어 졌다.

열주기 시험에서는 우리별 3호 개발경험에 따라,^[2] 상온에서의 기능시험 시 내부모듈의 온도가 올라가는 것을 고려하여 한 주기 내에서 저온 담금 상태의 시험을 먼저 수행하였다.

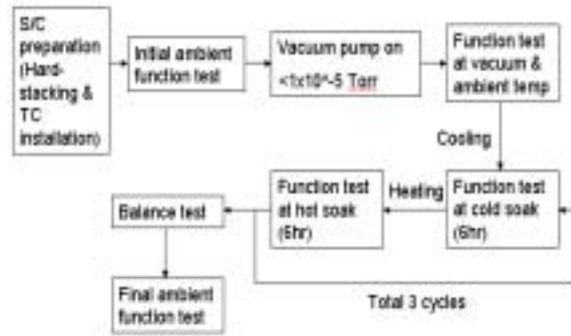


그림 2. 과학위성 1호 열진공 시험절차

위성의 각 부위별 실시간 온도검출을 위해, 위성 조립시, 표 4와 같은 부위에 열전쌍 (Thermocouple)을 설치하였다. 유한요소 열해석상의 노드 수에 증가에 따라 우리별 3호의 준발사모델 (PFM: Proto-Flight Model)에 사용되었던 33개보다 많은 41개의 열전쌍을 사용하였다. (46개 중 열진공챔버와 L-자 장착기 크기제한으로 인해 TC15, TC33~36 등은 제외됨)

시험은 그림 3과 같은 항공우주연구원의 직경 1m x 깊이 1.5m 열진공 챔버를 이용하여 수행하였다. 진공은 5×10^{-5} Torr 이하로 유지하였다.

표 4. 열전쌍 설치 위치

번호	위치	번호	위치
TC 1	Battery box 1	TC 24	-X Honeycomb 1
TC 2	Battery box 2	TC 25	-X Honeycomb 2
TC 3	Battery box 3	TC 26	-X Honeycomb 3
TC 4	NC 3	TC 27	+Z Honeycomb 1
TC 5	NC 4	TC 28	+Z Honeycomb 2
TC 6	Payload 1	TC 29	+Z Honeycomb 3
TC 7	Payload 2	TC 30	FSP 1
TC 8	FIMS 1	TC 31	FSP 2
TC 9	FIMS 2	TC 32	FSP 3
TC 10	FIMS 3	FC 33	-X DSP 1
TC 11	NAST	FC 34	-X DSP 2
TC 12	WIST	FC 35	+X DSP 1
TC 13	-Y CSS	FC 36	+X DSP 2
TC 14	+Z CSS	TC 37	OBC 1
FC 15	ESA	TC 38	NC 1
TC 16	SST	TC 39	L-Fixture 1
TC 17	MMS	TC 40	L-Fixture 2
TC 18	Sensor plat. 1	TC 41	L-Fixture 3
TC 19	Sensor plat. 2	TC 42	L-Fixture 4
TC 20	Sensor plat. 3	TC 43	L-Fixture adaptor 1
TC 21	+X Honeycomb 1	TC 44	L-Fixture adaptor 2
TC 22	+X Honeycomb 2	TC 45	+X DCS
TC 23	+X Honeycomb 3	TC 46	-X DCS

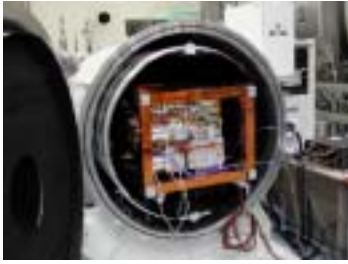


그림 3. 열진공 챔버에 장착된 과학위성 1호

2.4 시험 결과

열평형 시험인 1차 시험에서의 위성 주요부의 열변화는 그림 4와 같다. 고온 담금 상태에서 챔버 온도를 28.9°C(Shroud 온도)로 고정시키고 12 시간 동안 위성의 각 부분이 열평형에 도달하도록 시험하였다. 위성체에서는 전력모듈의 기능장애로 인해 내부모듈의 전원을 공급할 수 없었기 때문에 태양전지판을 비롯한 외부모듈에 부착된 히터들만으로 온도구배를 주었다.

열평형 시험 후, 시험결과와 계산값의 상관관계를 이용하여 열해석 모델을 수정하였다.^[3] 모델 수정 후의 열해석 결과와 시험결과의 온도차이는 모든 위치에서 +/-2°C 이내이다. 일반적으로 측정값과 계산값의 차이가 +/-3°C 이내이면 해석 모델에 이상이 없는 것으로 간주한다.^[4]

1차 시험에서 나타났던 전력모듈의 기능장애 문제를 해결한 후, 2차 시험에서는 그림 5와 같은 열주기 환경에서 시험하였다. 그림 5에 의하면 3주기 시험이 진행되면서 각 모듈들의 시험환경이 더 가혹해 지고 있다는 것을 알 수

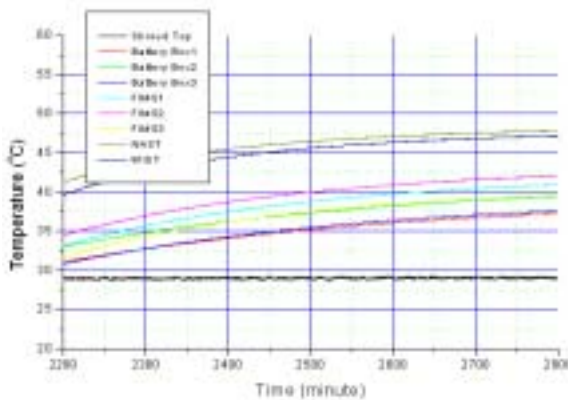


그림 4. 1차 열진공 시험(열평형 시험)에서의 주요부위 온도변화

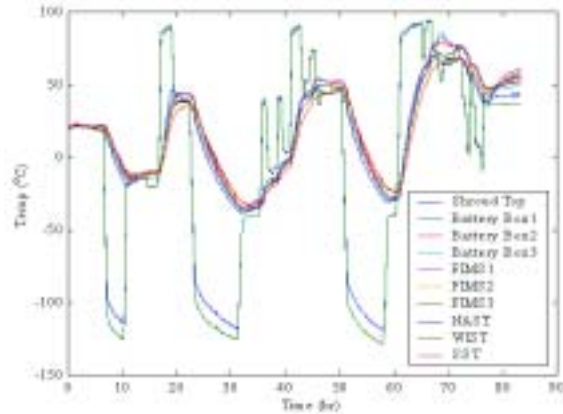


그림 5. 2차 열진공 시험에서의 주요 부위 온도 변화

있다. 특히 축전지 모듈은 -35~80°C까지 시험되었다. 따라서 비행모델 승인온도범위에서 +/-30~40°C 더 가혹한 온도환경에서 시험되었음을 알 수 있다.

2.5 문제점, 개선방안 및 향후 시험을 위한 고려 사항

우리별 3호의 경우 스테인레스강으로 이루어진 L-자 장착기에 위성을 부착하여 시험되었다. 그러나 L-자 장착기가 위성 내부모듈의 주 방열면인 전력 모듈박스 바닥면의 복사열전달을 차폐하였고, 위성의 옆면인 +Z방향 전체 복사열전달도 차폐하였기 때문에 위성 내부모듈과 외부모듈의 온도 차이가 지나치게 많이 나는 문제가 있었다.^[2] 이와 같이 내부와 외부의 온도차이가 많이 생기면 가열 시, 외부의 온도 제한조건 때문에 내부를 필요한 만큼 충분히 가열시키지 못하는 문제가 생길 수 있다. 또한 열진공 시험에서 고온담금과 저온담금 상태 사이에서 온도변화에 시간이 많이 걸리는 단점도 있다.

이와 같은 문제를 개선하기 위해, 과학위성 1호의 열진공시험에서는 두 가지 방식이 시도되었다. 1차 시험에서는 우리별 3호에서 사용하였던 L-자 장착기를 사용하되 그림 6(a)와 같이 열 복사율(Emissivity)이 큰 Kapton/VDA (Vacuum Deposited Aluminium)를 L-자 장착기에 부착하였다. 그러나 이 경우에도 우리별 3호 때와 유사한 문제점이 나타났다. 따라서 2차 열진공 시험에서는 별도의 장착기를 설계하고 제작하였다(그림 6(b)).

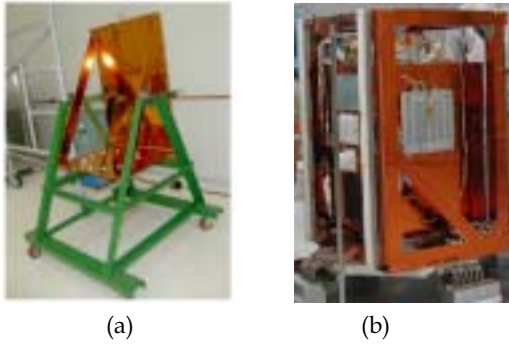


그림 6. 과학위성 1호 열진공 시험용 장착기

2차 시험에서 사용된 장착기는 재질을 알루미늄 합금을 이용하여 스테인레스강보다 전도도를 좋게 하였고, 외부는 Kapton/VDA를 부착하여 복사열전달도 좋게 하였다. 또한 가벼운 무게의 조립식 표준 프레임 바를 이용하여 취급과 조립이 용이하게 제작되었다. 그림 6과 같이 프레임 구조의 장착기는 L-자형 장착기보다 위성의 FOV(Field Of View)를 최대한 확보하여 차폐문제를 개선하였다.

프레임구조 장착기를 이용하여 열진공 시험을 수행한 결과, 위성체 내/외부모듈 사이의 온도 차이를 줄이고 고온/저온 담금상태 변환시간을 줄일 수 있었지만, 우리별 3호 시험과는 반대로 내/외부모듈 사이의 온도차이가 10℃ 이하로 나게 되어 축전지 모듈의 경우, 일반적인 인증모델 시험범위보다 +/-20~30℃ 가혹한 시험이 이루어졌다. 이는 인증모델 시험으로서는 의미가 있지만, 향후비행 모델 시험에서는 주의를 요하는 부분이다. 또한 장착기의 특성에 따라 소형 위성체라도 본 열진공 시험에서와 같이 온도변화에 중요한 차이를 줄 수 있기 때문에 보다 나은 열진공 시험을 위해서는 열해석 단계에서 장착기의 특성이 고려되어야 할 것이다.

III. 결 론

과학위성 1호 인증모델의 열진공 1차 시험에서의 열평형시험으로 열해석 모델을 검증할 수 있었다. 열해석 계산값과 측정값을 비교해본 결과, 계산값과 측정값의 차이가 +/-2℃ 이내 임으로 유한요소 열해석 모델은 실제위성의 열특성을 잘 반영하고 있다.

2차 시험에서는 예상되는 최악의 온도범위에 비행모델 승인 온도여유값 11℃와 인증모델 시험

여유값 10℃ 조건을 모두 고려한 기능시험을 수행하여 주요 온도범위에서 서브시스템들의 동작 여부 및 각 서브시스템들의 정상동작 한계온도범위를 알 수 있었다. 2차 시험의 또 다른 특징은 위성의 내부모듈의 온도와 외부모듈의 온도차이가 1차 시험과 같이 크지 않다. 이는 우리별 3호의 경우나 과학위성 1호 인증모델 1차 시험에서 내부와 외부의 온도차이가 10~20℃ 이상 발생했던 것과 대조적이다. 이러한 차이를 유발한 가장 큰 요인은 장착기의 구조의 차이에서 오는 열교환량의 차이로, 1차 시험에서는 위성의 두 방향의 복사열이 장착기에 의해 차단되는데 반해, 2차 시험에서는 장착기가 프레임 구조로 되어 있어서, 1차 시험에 비해 열진공 챔버에 대한 위성체의 복사열전달 시야가 충분히 확보되면서 챔버와의 열 교환이 더 활발하게 일어났기 때문이다.

이와 같이 3축 자세제어 위성의 열진공 시험에서는 사용하는 장착기에 따라 내부와 외부의 온도 차이가 크게 달라질 수 있음을 고려하여 시험을 진행해야 한다. 또한 필요에 따라 저온담금상태의 경우와 축전지와 같이 과냉각 상태에서 손상을 받거나 외부모듈과 같이 챔버온도에 민감하여 시험온도 이상으로 냉각될 수 있는 모듈의 경우에는 다른 모듈의 저온시험에 제한조건이 될 수 있기 때문에 히터를 장착하여 과냉을 방지하면서 시험해야 한다.

본 논문에서는 과학위성 1호 인증모델의 열진공 시험과정과 결과 및 문제점들을 검토하였다. KAIST 인공위성 연구센터에서는 본 논문에서 나타난 문제점들을 보완하여 2003년 상반기까지 비행모델에 대한 열진공시험과 해석을 완료할 계획이다.

참고문헌

- 1) GSFC/NASA, GEVS-SE Rev-A, 1996, pp.2.6-1~2.6-8
- 2) 최석원, 최준민, 정연황 외, 우리별 3호 위성 열진공 시험, 한국항공우주학회 '98추계학술발표회 1998, pp 489-492
- 3) 정연황 외, 과학위성 1호 인증모델 열해석과 궤도 조건에 따른 모사, 한국항공우주학회, (준비중)
- 4) D. G. Gilmore ed., Satellite Thermal Control Handbook, Aerospace corporation press, El Segundo, 1994, pp. 9-3~9-35