

과학위성 1호 비행모델의 열진공시험

Thermal Vacuum Test of KAISTSAT-4 Flight Model

탁경모*, 이준호, 이상현, 차원호, 장태성, 이현우, 임종태 (KAIST 인공위성연구센터)
조혁진, 이상훈, 서희준, 문귀원, 최석원 (한국항공우주연구원)

1. 서론

과학위성 1호는 인공위성연구센터에서 개발되고 있는 네 번째 소형 과학실험용 인공위성으로 2003년 하반기에 발사를 앞두고 있다.

과학위성 1호 비행모델에 대한 열진공시험은 정해진 우주궤도상에서 다양한 임무수행 중에 겪게 될 진공과 온도변화 환경하에서 위성의 모든 시스템들이 정상적으로 동작하는 것을 확인하기 위하여 실시되었다. 다양한 임무수행 중에 발생하게 될 온도변화를 예측하기 위하여 인증모델에 대한 열평형시험(Thermal balance test)^[1]에서 검증된 유한요소 열해석 모델을 이용하여 궤도열해석이 수행되었다. 이러한 궤도열해석에서는 위성의 전체 임무기간동안의 환경측, 임무초기에서의 최저온도 조건과 임무말기에서의 최고온도조건 등이 고려되었다. 비행모델 열진공시험 수준은 이러한 궤도열해석 결과와 위성의 주요 시스템의 시험온도 요구조건을 기준으로 하여 결정되었다.

본 논문에서는 2003년 2월에 한국항공우주연구원 우주시험동에서 수행된 과학위성 1호 비행모델의 열진공시험 과정과 결과를 제시하고자 한다.

2. 열진공 시험모델

그림 1은 비행모델용으로 제작된 과학위성 1호의 열진공 시험모델이다. 과학위성 1호의 구조체는 AL-7075 재질의 적층식 구조이며(그림 2), 적용된 열제어 방식은 주로 열전도(Conduction)와 열복사(Radiation)량을 제어하는 수동적 열제어(Passive thermal control)방



그림 1. 열진공시험 모델

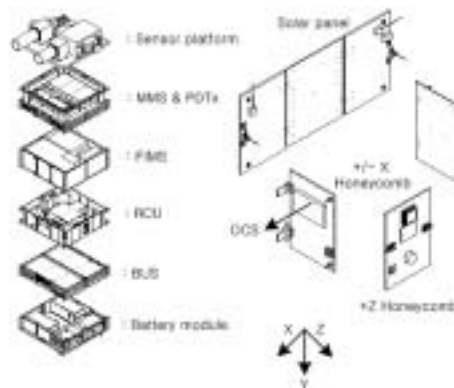


그림 2. 내부 전개도

식이다.

위성 외부로부터의 열은 주로 태양을 바라보는 -Z방향 태양전지판으로 유입되며, 위성 내부에서는 전력시스템에서 열이 많이 발생한다. 위성의 최하단인 전력시스템 바닥은 열방사율을 높게 하고, 열흡수율을 낮게 하여 방열판 역할을 하도록 설계하였다. 위성 내부의 열은 +/-X

방향의 하니컴 패널(Honeycomb panel) 방향으로 방출하도록 설계되어 있으며, 위성 내부의 열을 효과적으로 방출하기 위하여 위성 외부는 열방사율이 높게 되어있다. 또한 위성 상단의 센서시스템은 열흡수율을 작게 하여 낮은 온도 요구조건을 만족시켰다.

본 시험에서는 네 장의 태양전지판이 제외되었으며, -Z방향의 태양전지판은 태양전지가 탑재되지 않은 하니컴 패널이 부착되었다.

3. 시험 요구조건

과학위성 1호 비행모델의 열진공시험에 적용된 시험수준(Acceptance test levels)은 실제 궤도상에서 정의된 모든 동작 시나리오에 따라 계산된 온도에 모델 불확실성이 고려된 온도 여유값(Model uncertainty margin)을 가감하여 설정하였다. 이러한 온도 여유값은 일반적으로 예상되는 최고/최저 온도보다 11℃ 가혹하게 설정된다.^[2,3] 표 1은 과학위성 1호 주요시스템의 시험온도를 나타낸다.

열진공시험에서 가장 중요시되는 시스템은 위성 전체 시스템 동작에 큰 영향을 주면서 시험 온도범위가 상대적으로 가장 작은 축전지와 주탑재체인 원자외선 분광기(FIMS)이다. 모든 시험과정에서 축전지와 원자외선 분광기의 시험온도는 표 1의 시험온도범위를 벗어나지 않도록 제어된다. 표 2는 열진공시험 조건을 나타낸다.

모든 시스템들은 열진공시험 전에 시스템내부에서 오염을 일으키는 물질을 제거하고 출기(Out-gassing)량을 측정하기 위하여 진공상태에서 Bake-out되었다. 특히, 진공상태에서의 오염물질이 원자외선 분광기의 성능에 미치는 영향을 예측하기 위해 TQCM(Thermo-elastic

표 1. 주요 시스템의 시험온도 범위

| 주요 시스템 | 시험온도 범위 (℃) | |
|---------|-------------|------|
| | 최소온도 | 최대온도 |
| Battery | -5 | 35 |
| RX | 6.8 | 48.2 |
| OBC | 12.2 | 48.2 |
| FIMS | 6.5 | 46.5 |
| DCS | -19.7 | 29.4 |

표 2. 열진공시험 조건

| 항목 | 요구조건 |
|-----------------|----------------------------|
| 시험주기 수 | 3 주기 |
| 온도변화율 | 0.5 ~ 3 ℃/분 |
| Chamber 압력 | 1×10 ⁻⁵ Torr 이하 |
| 고온 및 저온 담금 유지시간 | 6시간 이상 |

표 3. Bake-out 조건

| 항목 | 요구조건 |
|------------|----------------------------|
| 온도 | 80 ℃ |
| 온도변화율 | 0.2 ~ 3 ℃/분 |
| 유지시간 | 48시간 이상 |
| Chamber 압력 | 5×10 ⁻⁵ Torr 이하 |

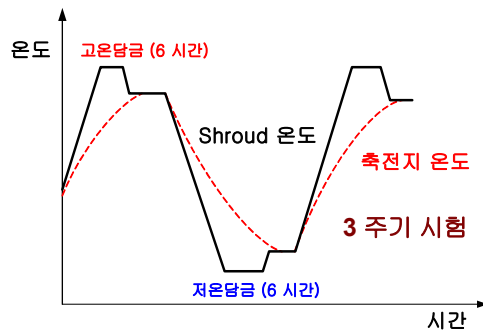


그림 3. 시험과정 및 조건

Quartz Crystal Microbalance)값을 이용하여 출기량을 정량적으로 측정하고 잔류가스분석기(Residual gas analyzer)를 이용하여 그 성분을 분석한다. 표 3은 Bake-out조건을 나타낸다.

4. 시험절차 및 방법

모든 위성 시스템에 대한 Bake-out을 수행한 후, 열진공시험은 요구조건에 따라 세 차례의 열주기 시험(Thermal cycling test)으로 수행되었다. 그림 3은 열진공시험 시험과정을 나타낸다. 본 시험에서는 상온/상압, 상온/진공에서 기능시험을 수행한 후에 모두 세 번의 고온 및 저



(a) (b)
그림 4. 열진공 시험용 위성장착기

온 담금상태(Cold and hot soak)에서 기능시험이 수행되었다. 위성 각 시스템의 온도요구조건을 만족시키기 위해 시험기 내(Shroud)의 온도를 위성의 축전지와 원자외선 분광기의 온도를 기준으로 제어하였다. 위성의 여러 위치에서 온도를 검출하기 위하여 모두 19개의 열전쌍(Thermocouple)이 위성의 내·외부에 부착되었다.

위성을 열진공 시험기에 설치하기 위하여 그림 4 (a)와 같은 프레임 형상의 장착기가 사용되었다. 장착기의 표면은 복사열전달 양을 증가시키기 위하여 열방사율이 크게 되어있다. 이러한 형상의 장착기로 열진공시험을 하는 경우에는 위성 내·외부의 온도차이가 약 10℃이하이므로^[1], 시험온도가 낮은 위성 외부시스템(표 1의 DCS)의 온도제한으로 인해 내부 시스템의 온도를 충분히 상승시키지 못한다. 이러한 문제점을 보완하기 위하여 그림 4 (b)와 같이 위성 장착기의 옆면에 열방사율이 낮은 알루미늄을 부착하여 시험기로부터 시험온도가 낮은 위성의 외부 시스템으로 전달되는 복사열전달의 양을 최소화하였다.

5. 시험결과

시험은 한국항공우주연구원의 직경 1m, 깊이 1.5m 열진공시험기를 이용하여 수행되었다. 열주기시험이 수행되는 기간동안 진공도는 시험요구수준을 만족하는 5×10^{-6} Torr 이하로 유지되었으며(그림 5), 열진공시험이 수행되기 전에 모든 위성 시스템은 Bake-out되었다. 그림 6은 Bake-out 기간동안 측정된 TQCM값을 나타내며, 시간의 경과에 따라 출기량이 줄어드는 것

을 볼 수 있다. 정량적으로 측정된 최종 TQCM 값은 $1800 \text{ ng/cm}^2/\text{hour}$ 이다.

과학위성 1호의 모든 시스템을 시험온도 범위 내에서 기능시험하기 위하여 시험기 내(Shroud)의 온도를 고온에서 100℃까지 가열하였으며, 저온에서는 -130℃까지 냉각하였다(그림 7). 기능시험은 고온 및 저온을 각각 세 주기를 반복하며 수행하였으며(그림 8), 열주기시험 전·후에 상온/상압에서 기능시험을 수행하였다. 그림 7은 열진공시험 동안 측정된 시험기 내의 온도를 나타낸다.

세 주기의 열진공 시험에서 측정된 위성 내·외부의 온도변화는 그림 8과 같다. 고온과 저온 담금상태를 유지하기 위해 시험기 내의 온도를

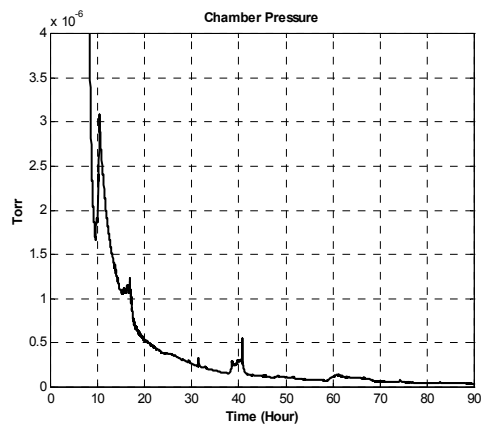


그림 5. 진공도 변화

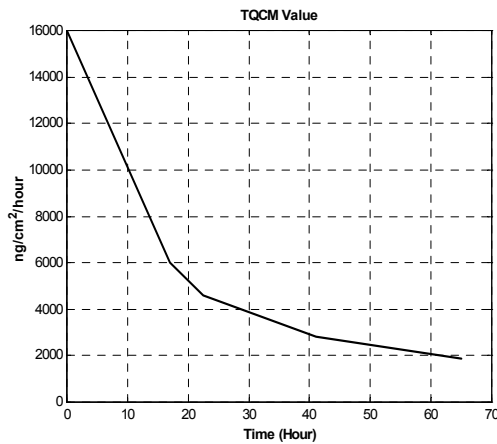


그림 6. TQCM 측정량 변화

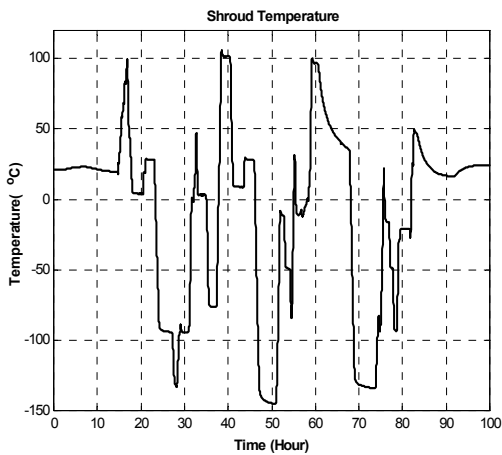


그림 7. Shroud 온도 변화

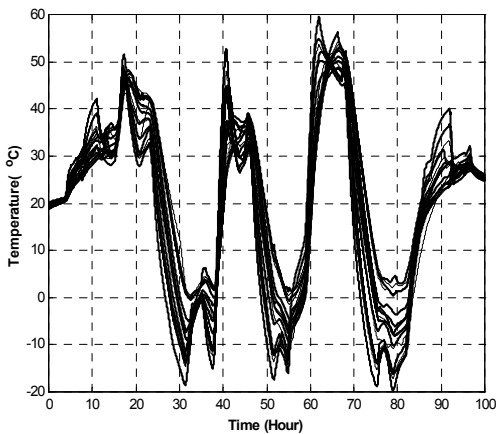


그림 8. 각 시스템의 시험온도변화

적정수준으로 제어하였다. 위성 각 시스템들의 온도는 고온과 저온 담금상태에서 각각 여섯 시간동안 유지되었다. 축전지와 원자외선 분광기의 시험온도는 각각 $+35^{\circ}\text{C} \sim -5^{\circ}\text{C}$, $+46^{\circ}\text{C} \sim +4^{\circ}\text{C}$ 에서 유지되어 시험온도 요구조건을 만족하였다.

본 시험에서는 위성 내·외부 시스템의 시험 온도범위 차이가 작으므로 위성장착기 외부를 알루미늄으로 차단하여 시험온도 수준이 낮은

위성 외부시스템의 온도변화를 최소화하였다. 그 결과 고온 및 저온 담금상태에서 위성 내·외부의 온도차이가 약 6°C 이내로 유지되었다. 따라서 모든 위성 시스템을 규정된 승인시험 온도 범위 내에서 시험할 수 있었다.

6. 결론

본 논문에서는 과학위성 1호 비행모델 개발 중에 수행한 열진공시험 과정과 결과를 제시하였다. 열진공시험 수준은 다양한 임무환경에 따른 궤도열해석을 통하여 정해졌으며, 열진공시험은 정해진 절차와 조건에 따라 수행되었다. 과학위성 1호의 모든 시스템은 요구된 진공 및 온도환경 하에서 시험되어 우주환경 하에서의 정상동작여부가 검증되었다.

KAIST 인공위성연구센터는 본 시험의 결과를 토대로 과학위성 1호 비행모델의 신뢰성을 검토하고 보완하여 2003년 하반기에 계획된 위성발사와 운용에 대비할 계획이다.

후 기

본 논문은 한국과학기술원 인공위성연구센터의 “저궤도 과학실험용 과학위성 1호 개발” 사업의 재원을 지원받아 수행된 연구결과입니다.

참고문헌

- 1) 김도형, 정연황, 탁경모 외, “과학위성 1호 인증모델 열진공시험”, 2003, 한국항공우주학회지, 제 31권 제1호, pp.120~124.
- 2) MIL-STD-1540C, “Test requirements for launch, upper-stage, and space vehicles”, 1994, pp.72~83
- 3) D.G.Gilmore, “Satellite thermal control handbook”, Aerospace corporation press, 1994, pp.9-3~9-35