

우주개발과 진공기술의 응용

이상훈^{a*}, 서희준^a, 유성연^b

^a한국항공우주연구원 우주환경시험팀, 대전 305-333

^b충남대학교 BK21 사업단, 대전 305-764

(2008년 6월 30일 받음, 2008년 7월 10일 수정, 2008년 7월 10일 확정)

진공이란 공간의 기체압력이 대기압보다 낮은 상태, 즉 분자밀도가 약 2.5×10^{19} 분자/cm³ 보다 적은 상태를 의미하며, 극정정 환경 제공, 단열효과, 입자의 장거리 비행가능, 증발과 승화작용, 안정된 플라즈마를 유지, 생화학 반응 억제, 우주환경 제공 등의 특성으로 인해 오늘날 전 산업분야 및 과학기술 분야에 응용이 되고 있다^[1]. 우주환경은 이러한 고진공 환경과 태양 복사열에 의한 고온 환경 및 극저온이 반복되는 가혹한 환경으로 특징지어지는데, 위성체는 지상에서 발사되어 우주궤도에 진입한 순간부터는 계속해서 우주환경에 노출된다. 위성체가 이러한 가혹한 우주환경에 노출될 경우 주요부품에 기능장애가 초래되기도 하며 이는 결국 임무의 실패로 이어지기도 한다. 따라서 위성체는 지상에서 우주환경시험을 거쳐 기능 및 작동상태를 점검해야 하며, 이를 위해서는 우주환경을 모사 할 수 있는 우주환경 모사장비가 필요하다. 우주환경모사장비라 함은 우주환경의 주특징인 고진공상태와 극저온 환경을 모사할 수 있는 지상장비를 말하며, 장비의 설계 및 제작에는 기본적으로 진공기술이 응용되게 된다. 본 논문에서는 한국항공우주연구원이 보유하고 있는 인공위성의 개발에 필수 장비인 우주환경모사장치들을 소개하고, 최근 발달된 국내 진공기술로 국산화 제작에 성공한 유효제원 $\varnothing 8 \text{ m} \times \text{L}10 \text{ m}$ 급의 대형열진공챔버를 통하여 우주개발에 응용되는 진공기술을 소개하고자 한다.

주제어 : 인공위성, 열진공챔버, 베이크아웃, 우주환경모사

I. 서 론

국가 우주개발 진흥 기본계획(2007)에 따르면 2007년부터 2015년 까지 다목적실용위성 3기, 과학위성 3기, 통신해양기상위성을 포함한 정지궤도 위성 1기 등 총 7기의 위성 개발 계획을 갖고 있다. 이러한 위성들은 지구의 대기, 해양, 기상 등을 관측하고, 우주환경의 측정 및 각종 실험 등을 수행하며, 안정적인 통신 서비스를 제공하는 역할을 하게 될 것이다.

우주환경은 고진공 환경과 태양 복사열에 의한 고온 환경 및 극저온이 반복되는 가혹한 환경으로 특징지어진다. 위성체는 지상에서 발사되어 우주궤도에 진입한 순간부터는 계속해서 우주환경에 노출되며, 이러한 가혹한 우주환경에 의해서 위성체의 주요부품에 기능장애가 초래되기도 하며 이는 결국 임무의 실패로 이어지기도 한다. 따라서 위성체는 지상에서 우주환경시험을 거쳐 기능 및 작동상태를 점검해야 하며, 이를 위해서는 우주환경을 모사 할 수 있는 우주환경모사장비가 필요하다.

한국항공우주연구원에서는 위성부품이 내재한 오염물질의 탈기체(outgassing)현상을 유도하기 위한 베이크아웃(bake-out) 챔버를 비롯하여, 유효직경 0.7 m, 1.0 m 및 3.6 m 규모의 열진공챔버라 불리는 우주환경 모사장비를 운용하여 다목적실용위성 1호, 2호 및 과학위성 1호, 2호의 성공적 개발을 이룬바 있다. 아울러 이러한 경험을 바탕으로 2004년부터 2006년까지 정지궤도 위성과 같은 대형 위성체의 시험에 사용하기 위한 유효제원 $\varnothing 8 \text{ m} \times \text{L}10 \text{ m}$ 급의 대형열진공챔버의 국산화 제작에 성공하였다⁽²⁾.

본 논문에서는 인공위성의 개발에 필수 장비인 우주환경 모사장치를 통하여 우주개발에 응용되는 진공기술에 대하여 살펴보고자 한다.

II. 열진공챔버

2-1. 베이크아웃 챔버

* [전자우편] leesh@kari.re.kr



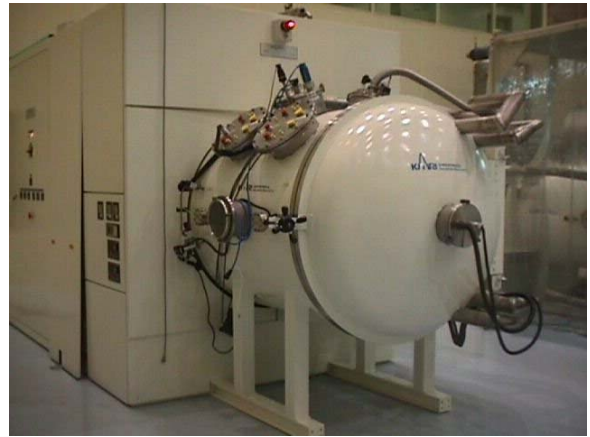
Figure 1. Bake-out chamber (KARI)

위성체가 작동하는 우주환경인 진공상태에서는 위성체 부품의 작동시 발생 할 수 있는 탈기체현상으로 인해 위성체가 오염되어 위성체의 성능이 저하될 수 있으며, 특히 이차면경 및 광학렌즈 등을 오염시킴으로써 위성체 본연의 임무수행 실패라는 결과를 초래할 수도 있다. 따라서 지상에서 위성체의 부품에 대해 고온(85 °C 이상)과 고진공(5.0×10^{-3} Pa 이하)의 상태를 모사하여 오염물질을 배출시켜 사전에 제거하고, 아울러 오염 물질의 근원을 검출할 수 있는 진공 베이카아웃 시험이 필수적이라 할 수 있다^[3].

Figure 1은 한국항공우주연구원이 보유한 베이카아웃 챔버를 보여준다. 베이카아웃 챔버는 로터리 펌프와 부스터 펌프를 이용하여 5.0×10^{-1} Pa의 저진공을 형성하고, 2대의 저온 펌프를 이용하여 5.0×10^{-3} Pa 이하의 고진공을 생성하게 된다. 또한 고온을 모사하기위해 세라믹 재질로 된 히터를 30°간격으로 총 48개를 설치하였다. 온도 측정을 위하여 Omega사의 T형 열전대를 사용하였고, 챔버 내의 진공은 피라니 게이지와 역 마그네트론 게이지를 사용하여 각각 저진공과 고진공을 측정한다. 또한 탈기체에 대한 정량적인 측정을 수행하는 TQCM(Thermoelectric Quartz Crystal Microbalance)과 오염물질의 종류 및 각 종류에 대한 분압을 측정하는 잔류기체분석기(RGA)가 장착되어 있다.

2-2 열진공챔버

우주환경은 고진공 환경과 고온 및 극저온이 반복되는 가혹한 환경으로 이러한 환경은 우주공간에서 작동하는 위성체의 주요부품에 기능장애를 일으키기도 하고, 때로는



(a) $\phi 0.7 \times L1.0$ m



(b) $\phi 1.0 \times L1.5$ m



(c) $\phi 3.6 \times L3$ m

Figure 2. Thermal Vacuum Chamber(KARI)

임무의 실패로 이어지기도 한다. 따라서 위성체는 지상에서 우주환경을 모사하여 기능 및 작동상태를 점검해야 한다. 지상에서 우주환경을 모사하여 위성체의 성능을 확인하는 시험을 열진공시험(Thermal Vacuum Test)라고 부르며, 우주환경을 모사하는 지상 장비를 열진공챔버(Thermal Vacuum Chamber)라고 부른다.

Table 1. Specification of the Thermal vacuum chamber at KARI

유효제원	$\phi 0.7 \times L1.0$ m	$\phi 1.0 \times L1.5$ m	$\phi 3.6 \times L3$ m
도달진공도	5.0×10^{-3} Pa 이하	5.0×10^{-3} Pa 이하	5.0×10^{-3} Pa 이하
진공시스템	$\leq 5.0 \times 10^{-1}$ Pa : Rotary vane $\leq 5.0 \times 10^{-3}$ Pa : Cryo pump	$\leq 5.0 \times 10^{-1}$ Pa : Rotary vane $\leq 5.0 \times 10^{-3}$ Pa : Cryo pump	$\leq 5.0 \times 10^{-1}$ Pa : 2 Rotary vane & 2 Booster $\leq 5.0 \times 10^{-3}$ Pa : 2 Cryo pump
온도범위	100 °C ~ -160 °C using GN2 up to -190 °C using LN2	100 °C ~ -160 °C using GN2	100 °C ~ -160 °C using GN2 up to -190 °C using LN2

열진공챔버는 로터리 및 부스터 펌프로 구성된 저진공 펌프시스템으로 5.0×10^{-1} Pa의 저진공을 형성하고, 저온 펌프를 이용하여 5.0×10^{-3} Pa 이하의 고진공을 생성한다. 위성체 시험을 위한 진공조건이 만족되면 챔버 내부의 열 쉬라우드(Thermal shroud)에 고온과 저온의 기체질소를 주입하여 챔버 내부 온도 조건을 변화시켜 우주의 열환경을 모사한다.

한국항공우주연구원에서는 위성체 부품 및 시스템의 열진공시험을 위하여 유효직경 0.7 m, 1.0 m 및 3.6 m 규모의 열진공챔버를 보유하고 있으며, 이들 열진공챔버를 이용하여 다목적실용위성 1호, 2호 및 과학위성 1호 2호의 성공적 개발을 이룬바 있다. Figure 2는 한국항공우주연구원이 보유한 열진공챔버들을 규모별로 구분하여 나타내고 있으며, Table 1에 주요 사양을 나타내었다.

III. 대형열진공챔버의 국산화제작

3-1 개요

앞 장에서 언급한 바와 같이 한국항공우주연구원에서는 유효제원 $\phi 3.6 \times L3$ m 열진공챔버를 이용한 다목적실용위성 2호의 열진공시험까지 성공적으로 수행하여 2006년 7월 발사에 성공하였다. 그러나 점차 대형화 및 고기능화 되어 가는 위성의 개발을 위해서 대형열진공챔버의 필요성이 대두되었고, 이에 2004년부터 독자적으로 정지궤도 위성과 같은 대형 위성체의 시험에 사용하기 위한 유효제원 $\phi 8 \text{ m} \times L10$ m급의 대형열진공챔버의 국산화 제작을 시작하였다. 대형열진공챔버의 주요 제원은 다음과 같으며, 상세설계를 통하여 Figure 3과 같은 개념도를 얻게 되었다.

- 챔버 외직경(유효직경) : 9 m(8 m)

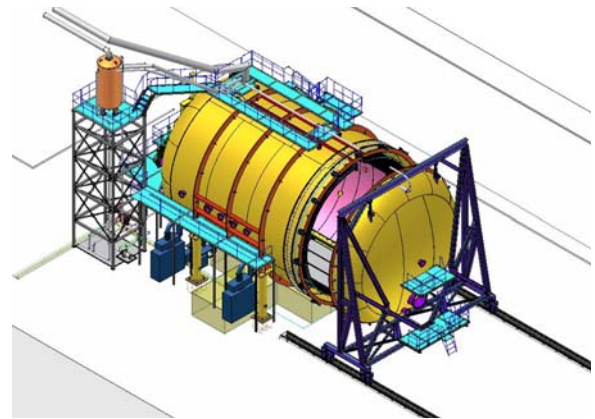


Figure 3. Schematic diagram of LTVC

- 챔버본체 유효길이(도어포함) : 10 m(14 m)
- 재질 : SUS 304L (두께 22 mm)
- 내부 진공도 : $\leq 5 \times 10^{-3}$ Pa
- 온도범위 : -190 °C (LN2 flooding)
125 °C (Halogen lamp)

3.2 진공시스템의 설계

유효제원 $\phi 8 \text{ m} \times L10$ m급의 대형열진공챔버 내부진

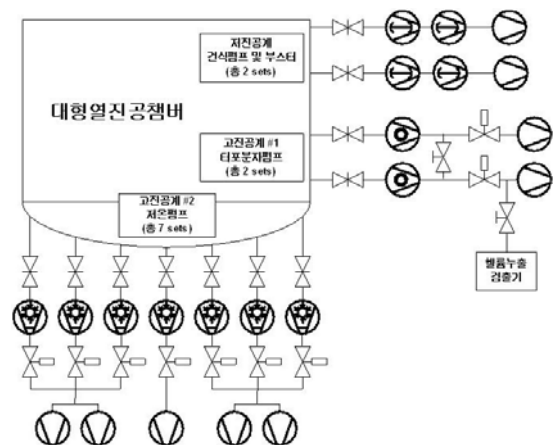


Figure 4. Schematic diagram of LTVC pumping system

공용기의 내용적은 약 750 m³이며, 이를 배기하기 위해 저진공 형성을 위한 건식펌프와 고진공 형성을 위한 터보분자펌프 및 저온펌프 시스템을 구축하였으며, Figure 4와 같은 구조를 갖는다.

적절한 진공펌프의 선정을 위해 진공배기시간에 대한 예측이 수행되었다. 먼저 저진공 배기시간의 예측을 위하여 식 (1)을 사용하였으며, 대기압에서부터 약 1 Pa 까지 배기하는데 4시간 이내가 될 수 있도록 하였다.

$$\tau = 2.3 \left(\frac{V}{S} \right) \log \left(\frac{P_1}{P_2} \right) \quad (1)$$

V : Chamber volume, S : pumping speed,

P1 : initial pressure, P2 : final pressure

저진공 펌프시스템은 420 m³/hr 용량의 드라이 펌프와 각 2,600 m³/hr 및 4,200 m³/hr의 용량을 갖는 두 대의 부스터 펌프가 한 세트로 구성되어 있고, 총 두 세트의 저진공시스템이 장착되어 총 14,400 m³/hr의 용량을 갖도록 설계하였다. 이를 식 (1)에 따라 계산을 하면 대기압에서 1.3 Pa 까지는 약 3.5 시간 정도가 소요되는 것으로 나타난다. 여기서 계산은 아래와 같이, 부스터 펌프가 작동하는 시점에 따라 101.3 kPa에서 13.3 kPa 까지와, 13.3 kPa 에서 1.3 Pa 까지의 두 단계로 나누어 계산이 되었다.

$$\tau_1 = 2.3 \left(\frac{1000}{840 \times 0.9} \right) \log \left(\frac{101325}{13332.3} \right) = 2.68hr$$

$$\tau_2 = 2.3 \left(\frac{1000}{13,600 \times 0.85} \right) \log \left(\frac{13332.3}{1.3} \right) \approx 0.8hr$$

고진공 펌프시스템은 3,000 L/s 용량의 터보분자펌프 2대와 10,000 L/s의 저온펌프 6대 및 60,000 L/s의 저온펌프 1대로 구성이 되었다. 진공용기 내부 총면적과 펌프 용량 사이의 관계식 (3)을 이용하여 1.3 Pa 에서 1×10⁻³ Pa 이하까지 소요되는 시간은 1시간 정도로 계산되었다.

$$t \cong \frac{q}{P \cdot S} \cdot A [hr] \quad (2)$$

A (total surface area) : 4,000 m² (effective area × 4(safety factor))

S : Effective capacity of Cryo pump 90,000 L/s +

Effective capacity of Turbo molecular pump
4,800 L/s

q : Outgassing rate from Stainless Steel surface :
1.5 × 10⁻⁶ Pa L/s·cm²

P : target pressure

3.3 진공용기의 제작 및 설치

진공용기의 실린더부 제작을 위해 두께 22 mm의 스테인리스스틸 후판(厚板)이 사용되었으며 도어 및 후면 파트에는 28 mm 두께의 스테인리스스틸 후판이 사용되었다. 큰 규모로 인해 여러 개로 나누어진 각각의 파트들은 공장에서 제작되어 사이트로 이동되었으며, 현지에서 대형크레인(50 ton) 2대와 정반을 이용해 서로 조립되어 최종 형상의 진공용기가 완성되었다. (Figure 5, 6) 용접부위는 모두 진공밀폐에 적합한 TIG 용접 방식을 이용하여 용접되었다.



Figure 5. Manufacture of Vacuum vessel



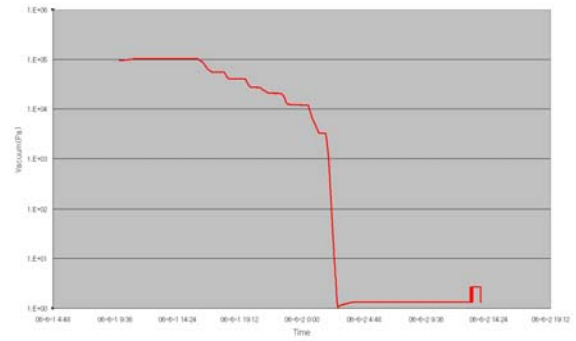
Figure 6. Assembly of Vacuum vessel

3.4 진공시스템의 설치 및 검증시험

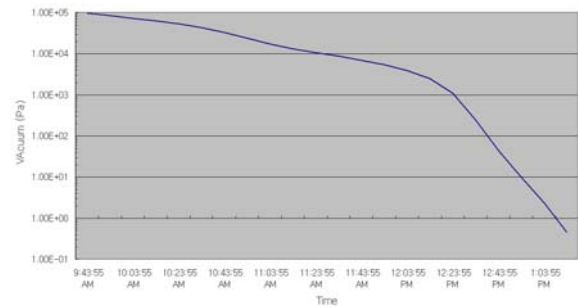
설계된 진공시스템은 자체적인 검증시험이 수행되었으며, 검증시험이 종료된 후에 대형열진공챔버에 설치되었다.(Figure 7, 8 및 9)

진공시스템의 진공환경 검증시험은 앞서 소개한 저진공 펌프시스템과 터보 펌프시스템을 이용하여 수행하였다. 진공의 측정은 Granville-Philips 사의 370 컨벡트론 게이지와 이온 게이지가 사용되었다.

통상 펌핑 후 진공용기를 펌핑시스템에서 격리하면 용기 압력이 올라가는데 이 압력상승의 원인으로는 기체누설, 벽으로부터의 탈착, 투과를 들 수 있다. 그 중 누설이 진공시스템의 도달진공도를 일차적으로 결정하는 경우가 많다. 따라서 진공 검증시험 시에는 진공용기의 안정화 및 누설 시험을 반드시 수행하여야 한다. 또한 최초의 진공시스템에 대한 진공 시험의 경우 용접부위, 플랜지등의 결합부위가 진공환경에서 안정화 될 수 있도록 정해진 진공도에서



(a) Evacuation of Primary pumping



(b) Evacuation time of Primary pumping

Figure 10. Primary vacuum test result



Figure 7. Primary pump system



Figure 8. High vacuum - Turbo molecular pumps



Figure 9. High vacuum - Cryo pumps

1시간 이상 유지 후 다음 진공도로 진행하였다. 대형열진공 챔버의 진공시스템의 경우 약 4구간에서 1시간씩 유지한 후 최종 1 Pa 이하로 펌핑하였다. 각 구간에서 1시간 유지하는 동안에도 진공도 상승 추이를 관찰하였으며, 최종 1 Pa 이하에서 펌핑을 종료한 경우에 진공도의 상승 없이 진공도가 유지되고 있음이 Figure 10 (a)에 나타나는데, 이는 저진공영역에서 진공용기의 누설이 없음을 의미한다^[4]. 또한 진공시스템 설계시 고려한 배기 시간은 Figure 10 (b)에서와 같이 설계치에 근사함을 확인할 수 있었다.

대형열진공 챔버의 저진공시스템에 대한 검증 시험을 수행한 후, 터보 펌프시스템을 이용하여 고진공에 대한 검증을 수행하였다. 고진공에 대한 검증은 진공도 유지 및 He를 이용한 누설시험을 수행하게 된다. He은 가장 가벼운 불활성 기체로서 작음 틈새로도 쉽게 빠져나가며 다른 기체나 용기 재료와 반응하지 않고, 질량이 4이므로 근처에 다른 기체에 의한 피크가 없어 관별이 명확하여 감도를 충분히 높일 수 있다. 또한 대기 중 농도가 5 ppm으로 극소량이므로 잡음이 낮아 누설 검출용 추적 기체로 아주 장점이 많다.

대형열진공 챔버의 고진공 검증시험에서는 먼저 터보 펌

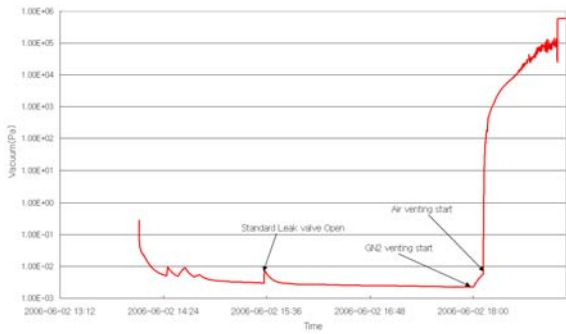


Figure 11. High vacuum test result

프로 2×10^{-3} Pa 까지 배기하였으며, Figure 4에 나타난 바와 같이 터보 펌프 후단에 부착된 헬륨 누출검출기를 이용하여 모든 용접부위 및 플랜지에 대한 누설을 확인하였다. Figure 11에 나타난 바와 같이 저진공 영역에서 5×10^{-3} Pa 까지 배기하는 데 약 20분이 소요되었으며, 이는 식 (2)에서 계산된 시간에 근사한 값으로 챔버 용기 자체의 기체방출이 매우 낮음을 의미한다. 또한 챔버 용기의 용접부위 및 플랜지에 헬륨을 분사한 경우에도 Figure 11과 같은 안정적인 진공도를 나타내는 것은 용기 자체에 누설이 없음을 나타낸다.

3.5 열제어계

대형열진공챔버의 주요 목적은 진공의 형성 외에 우주공간의 극저온 온도환경을 모사하여야 한다. 대형열진공챔버의 열제어계는 액체질소를 이용한 우주 극저온 환경 구현 및 할로젠램프를 이용한 고온 베이킹아웃 시험 수행을 그 목적으로 설계 및 제작되었다. 극저온계는 열교환쉬라우

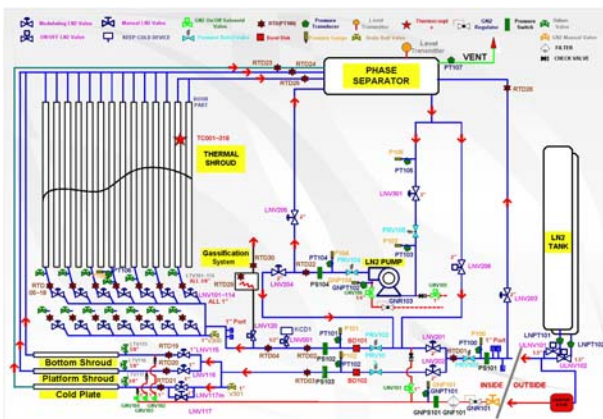


Figure 12. Schematic diagram of Thermal control system

드, 극저온 펌프 및 밸브, 상분리기, 액체질소탱크, 극저온 이중진공배관 등으로 구성되어 있으며, 고온(100 °C 이상) 베이킹아웃 시험을 위해 총 336개의 할로젠램프 및 공급 전력 제어기를 갖추고 있다^[5].

우주공간의 극저온 환경을 모사하기위한 극저온계는 액체질소(상압에서의 끓는점 : 77 K)를 사용하여 위성을 둘러싼 직경 8 m의 쉬라우드 온도를 -190 °C 이하로 유지시키는 것을 목적으로 한다. 기본적으로 극저온계는 대기압에 노출된 개방회로로써(Figure 12), 작동 모드는 초기 냉각 모드와 -190 °C 도달 후의 냉각 유지 모드로 나뉜다.

3.6 대형열진공챔버 국산화 제작 성공

이상과 같이 설명된 과정에 따라 대형위성에 대한 우주 환경시험을 위한 대형열진공챔버의 국산화 개발이 성공적으로 수행되었다. Figure 13과 14는 완성 후의 대형열진공



Figure 13. Large Thermal Vacuum Chamber (Front view)



Figure 14. Large Thermal Vacuum Chamber (Rear view - Machinery part)

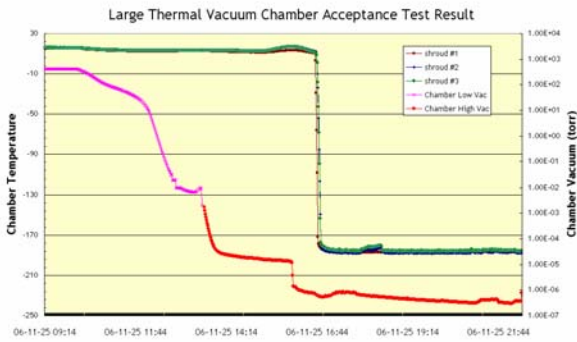


Figure 15. Acceptance test result for LTV

챔버 외관을 나타내고 있으며, 최종 진공 및 열제어에 관한 승인시험 결과를 Figure 15에 도시하였다.

IV. 결론 및 향후 과제

보통 인공위성은 수많은 부품들로 구성된 종합적 시스템으로서, 부품의 일부만이 고장 나더라도 위성 본연의 임무 수행이 불가능해 지므로 이로 인한 시간적, 경제적 손실이 엄청나게 된다. 따라서 인공위성의 개발에 있어서는 부품 단계의 개발에서부터 전체시스템의 개발에 이르기까지 각 단계에서의 신뢰성 확보가 매우 중요하다. 인공위성이 우주궤도 상에서 받는 환경에 대한 열적 설계·내환경성·성능 등을 확인하기 위하여 수행하는 시험이 열진공 환경시험이며, 개발의 각 단계에 맞춰 대형에서 소형까지의 우주환경모사장치(열진공챔버)가 사용된다.

한국항공우주연구원에서는 이미 기보유한 소형 열진공 챔버들을 이용하여 국산 실용위성인 다목적 실용위성 1호 및 2호의 성공적 개발을 이룬바 있으며, 2004년부터 2006

년까지 미래의 대형 인공위성에 대한 시험을 고려하여 대형열진공챔버를 국산화 제작하였다.

국산화 개발된 대형열진공챔버는 유효직경 8 m, 유효길이 10 m의 대형 우주환경 모사장비로써, 세계적으로도 미국, 러시아, 중국, 일본, 프랑스, 네덜란드, 캐나다 등 총 7개국 정도만이 보유한 첨단 장비이다. 이는 우리나라가 위성개발 기술 수준과 더불어 우주환경 시험장비 분야에서도 세계적 기술 수준을 갖추게 되었음을 의미하며, 이번 대형열진공챔버의 구축을 통해 다목적실용위성 3호, 5호 열구조 모델의 열평형시험을 성공적으로 수행하였다. 아울러, 국내 최초의 통신해양기상위성 비행모델의 열진공 시험을 준비 중에 있다.

참고 문헌

- [1] Marsbed H. Hablanian, *HIGH-VACUUM TECHNOLOGY*, 2nd ed. (Marcel Dekker, 1997), chap. 1.
- [2] Sang-Hoon Lee, Hee-Jun Seo, Hyokjin Cho, Guee-Won Moon, Seok-Weon Choi, Seong-Yeon Yoo "Development of Large Thermal Vacuum Chamber (8 m X L10 m)", 6th International Symposium on Environmental Testing for Space Programmes, 2007.
- [3] 이상훈, 서희준, 문귀원, 최석원, 한국진공학회, Vol.11, No.2, 2002, pp.87~96.
- [4] 서희준, 조혁진, 이상훈, 문귀원, 조창래, 최석원, 한국항공우주학회 2006 추계학술발표회 논문집, pp.733-736, KSAS06-2954.
- [5] 조혁진, 문귀원, 이상훈, 서희준, Calvin Winter, 대한기계학회 2004년도 추계학술대회 논문집, pp.1236- 1240.

Space Business and Applications of Vacuum Technology

Lee Sang-Hoon^{a*}, Seo Hee-Jun^a, Seong-Yeon Yoo^b

^a*Korea Aerospace Research Institute Space Test Division, Daejeon 305-333*

^b*Chung-Nam National University BK21, Daejeon 305-764*

(Received June 30, 2008, Revised July 10, 2008, Accepted July 10, 2008)

Vacuum is any air or gas pressure less than a prevailing pressure in an environmental or, specifically, any pressure lower than the atmospheric pressure and is used by a wide variety of scientists and engineering - including clean environment, thermal insulation, very long mean free path, plasma, space simulation[1]. The space environment is characterized by such a severe condition as high vacuum, and very low and high temperature. Since a satellite will be exposed to such a space environment as soon as it goes into its orbit, space environmental test should be carried out to verify the performance of the satellite on the ground under the space environmental conditions. A general and widely used method to simulate the space environment is using a thermal vacuum chamber which consists of vacuum vessel and thermally controlled shroud. As indicated by name of vacuum chamber, the vacuum technology is applied to design and manufacture of the thermal vacuum chamber. This paper describe the vacuum technology which is applied to space business.

Key words: Satellite, Thermal vacuum chamber, bake-out, space simulation

* [E-mail] leesh@kari.re.kr