

대형우주모사장비($\Phi 8m \times L 10m$) 열교환 슈라우드 설계

조혁진[†] · 문귀원* · 이상훈* · 서희준* · Calvin Winter**

Thermal Shroud Design of a Large Space Simulator($\Phi 8m \times L 10m$)

Hyokjin Cho, Guee-Won Moon, Sang-Hoon Lee, Hee-Jun Seo, Calvin Winter

Key Words : Large Space Simulator(대형우주모사장비), Thermal Vacuum Test(열진공시험), Satellite(인공위성), Thermal Shroud(열교환 슈라우드)

Abstract

Thermal vacuum test for satellites should be performed before launch to verify the feasibility of satellites' operation in a harsh space environment which is represented as an extremely cold temperature and vacuum condition. A large space simulator($\Phi 8m \times L 10m$) has been demanded to accomplish the thermal vacuum test for the huge satellites designed in compliance with the national space program of Korea. In this paper, the design and calculation of thermal shroud which is the core part of large space simulator were discussed. The characteristics of the large space simulator being constructed at Korea Aerospace Research Institute(KARI) were depicted.

기호설명

- α : 흡수율(absorptivity)
 ε : 방사율(emissivity)
 σ : Stefan-Boltzmann 상수($5.67 \times 10^{-8} W/m^2 \cdot K^4$)
 k : 열전도율(thermal conductivity, $W/m^2 \cdot K$)
 A : 단면적(m^2)
 h : 엔탈피(enthalpy, kJ/kg)
 Br : 증발률(Boiling Rate, l/hr)
 M : 질량(kg)
 V : 부피(kg/m^3)
 C : 비열(specific heat, $J/kg \cdot K$)

1. 서론

발사체를 통해 위성이 우주궤도에 진입하게 되

[†] 한국항공우주연구원 우주시험그룹
 E-mail : wittycho@kari.re.kr
 TEL : (042)860-2198 FAX : (042)860-2234

* 한국항공우주연구원 우주시험그룹

** QUANTUM Technology (Canada)

면 위성은 필연적으로 고진공(10^{-5} Pa 이하) 및 극저온(3~4 K) 환경에 처하게 된다. 이렇듯 가혹한 환경에서 위성이 제 기능을 수행하기 위해서는 위성에 대한 지상모의 시험이 필수적이다. 지상에서 우주궤도환경을 모사하는 가장 대표적인 방법은 우주의 진공환경을 모사하는 진공챔버와 열환경을 모사하는 열교환슈라우드를 결합시킨 열진공챔버를 이용하는 방법이다.

하지만, 우주궤도환경의 진공 및 온도 조건을 열진공챔버에서 동일하게 재현해낸다는 것은 기술적, 경제적으로 많은 어려움이 따른다. 따라서 설계에 앞서 우주환경모사의 오차를 평가하고 이를 통해 열진공챔버의 요구사항을 결정하게 된다.

위성의 온도가 상온근처일 때 오차에 대한 평가를 수행하면, 우주의 냉암흑 모사의 경우, 인공위성 직경의 2 배 정도의 크기를 갖는 100 K 이하로 냉각된 열교환슈라우드로 인공위성을 뒤덮을 때, 열오차를 1% 이하로 줄이는 것이 가능하다. 또한 열진공챔버 내부의 진공도를 10^{-3} Pa 이하로 낮출 경우, 존재하는 희박 가스에 의한 열이동량 및 복사에 의한 열이동량의 오차가 실제와 비교하여 1% 이하가 되도록 하는 것이 가능하다.(1)

본 논문에서는 한국항공우주연구원 우주시험그

롭에서 2005 년 완공을 목표로 제작중인 유효직경 8 m, 깊이 10 m 의 대형우주모사장비의 핵심 부분인 열제어시스템, 특히 극저온 온도모사를 수행하는 열교환 슈라우드의 설계 및 열적 계산에 대해 다루었다.

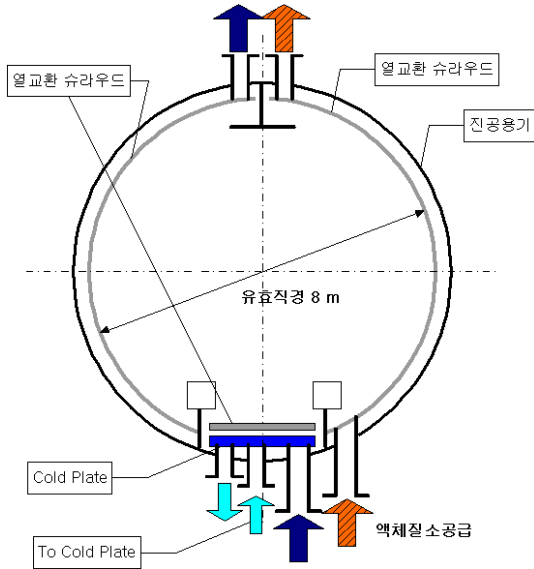


Fig. 1 Schematic of Thermal Shroud

2. 저온 유지 시스템

대형우주모사장비의 경우 액체질소(77 K)를 통해 열진공챔버내 열교환 슈라우드의 온도를 저온으로 유지시킴으로써 우주의 냉암흑 환경을 모사하게 된다. 열교환 슈라우드의 상세설계를 위해서는 열진공시험시 발생하는 열손실량 계산을 통한 액체질소의 증발량(boil-off)의 예측이 요구된다.

2.1 초기냉각시의 액체질소 증발량

2.1.1 열교환 슈라우드의 냉각

열교환 슈라우드 내부에 액체질소가 공급되면, 상온의 슈라우드는 액체질소의 온도인 77 K 까지 냉각된다. 액체질소와 슈라우드 재질의 물성치 (Table 1)를 이용하면 초기 냉각시 액체질소의 증발량을 알 수 있다.(2,3)

Table 1 Properties of Liquid Nitrogen and SUS304L

PROPERTIES		VALUE
Liquid Nitrogen	Normal boiling point(BP)	77 K
	Latent heat of vaporization(h_{fg})	198.6 kJ/kg
	Density(ρ_{LN_2})	809 kg/m ³
	Specific heat(C_{p, LN_2})	2.06 kJ/kg · K

Stainless Steel (SUS304L)	Density(ρ_s)	7900 kg/m ³
	Specific heat($C_{p,s}$)	477 J/kg · K

열교환슈라우드의 총 질량(MS)은 11.12 ton 으로 액체질소로의 열전달로 슈라우드가 잃는 에너지의 양은 다음과 같다.

$$E_{shroud,c} = C_{p,s} \times MS \times (298K - 77K) = 1.172 \times 10^9 J \quad \{1\}$$

2.1.2 열교환 슈라우드와 진공용기의 복사열전달

열교환 슈라우드는 부식방지 및 구조적 안정성을 위해 스테인리스스틸(SUS304L)로 제작되었으며, 열교환 슈라우드의 내부 표면은 위성으로부터의 복사에너지를 최대한 받아들여, 위성과 슈라우드간의 복사열전달을 최대화하기 위하여 표면에 검은페인트로 칠하였다. 슈라우드 표면에 사용된 페인트는 PU1(Polyurethane1)으로 흡수율($\alpha_{s,in}$) 0.96 ± 0.04, 방사율($\epsilon_{s,in}$) 0.88 ± 0.04 의 특성을 갖는다. 반면 진공용기와 마주보고 있는 슈라우드의 외부 표면의 경우, 진공용기내부표면($\epsilon_{v,in} = 0.15$)에서의 복사열전달량 최소화하기 위해서 페인트를 사용하지 않고 매끄럽게 표면처리를 함으로써 방사율($\epsilon_{s,out}$)을 0.2 까지 낮추었다.

따라서 진공용기의 온도가 외부와의 충분한 열전달로 인해 상온에서 유지되고, 액체질소의 적절한 공급을 통해 슈라우드의 온도가 77 K 까지 선형적으로 감소한다고 가정하면, 슈라우드와 진공용기의 평균단면적을 $A_{equ}(367.57 m^2)$ 라 할 때, 진공용기를 통한 복사열전달량은 다음과 같다. 이때 목표냉각시간은 총 2 시간이다.

$$E_{rad,c} = \int_0^{7200s} \left[\frac{\sigma A_{equ} \left\{ (298K)^4 - \left(298K - \frac{221K}{7200s} t \right)^4 \right\}}{\frac{1}{\epsilon_{s,out}} + \frac{1}{\epsilon_{v,in}} - 1} \right] dt \quad \{2\}$$

$$= 8.105 \times 10^7 J$$

2.1.3 지지대를 통한 열전도

진공용기에 연결되어 있는 열교환 슈라우드 지지대($k=14.9 W/m \cdot K$) 단면적의 총합(A_s)이 0.074 m², 길이(l_s)가 100 mm 일 때, 2.1.2 절과 같은 조건에서 지지대를 통한 열전도량은 다음과 같다.

$$E_{cond,c} = \int_0^{7200s} \left\{ k \times A_s \times \frac{298K - (298K - \frac{221K}{7200s} t)}{l_s} \right\} dt \quad \{3\}$$

$$= 8.772 \times 10^6 J$$

2.1.4 초기냉각시의 총증발량

초기냉각시 소모되는 에너지의 총합은 액체질소의 흐름을 위한 진공배관에 의한 열손실 ($Q_{vj} \cong 0.5 kW$) 을 무시할 때, {1}~{3}식의 결과에 의해

$$E_{cooldown} = E_{shroud,c} + E_{rad,c} + E_{cond,c} \quad \{4\}$$

$$= 1.262 \times 10^9 J$$

이 된다.

이 때 소모되는 액체질소의 질량(M_{LN2}) 및 부피(V_{LN2})는 아래와 같다.

$$M_{LN2} = E / h_{fg} = 6.354 \times 10^3 kg \quad \{5\}$$

$$V_{LN2} = M_{LN2} / \rho_{LN2} = 7.312 m^3 = 7,312 l$$

따라서 초기냉각시 증발률은,

$$Br_{Cooldown} = 3,656 \frac{l}{hr} \quad \{6\}$$

이다.

2.2 정상상태에서의 액체질소 증발량

2.2.1 위성체로부터의 열소산

정상상태에서 시험조건이 갖추어지면 위성체의 전원이 공급되고, 각 전자장비들이 작동된다. 이에 따른 내부 발열을 소산시키기 위한 외부로의 열방출이 시작되는데, 대형우주모사장비의 시험대상인 통신위성의 경우 최대 발열시 다음과 같은 열소산률을 갖는다.

$$Q_{sat,max} = 25 kW \quad \{7\}$$

2.2.2 열교환 슈라우드와 진공용기의 복사열전달

정상상태에서의 진공 용기의 내부표면온도($T_{v,in}$) 및 열교환 슈라우드의 외부표면온도($T_{s,out}$)는 각각 상온 및 77 K 로 일정하게 유지되므로 진공용기를 통한 복사열전달률은 다음과 같다.

$$Q_{rad,s,v} = \sigma A_{equ} (T_{v,in}^4 - T_{s,out}^4) \times \frac{1}{\frac{1}{\epsilon_{v,in}} + \frac{1}{\epsilon_{s,out}} - 1} \quad \{8\}$$

$$= 15.34 kW$$

2.2.3 지지대를 통한 열전도

정상상태에서의 지지대를 통한 열전도율은 다음과 같다.

$$Q_{cond,s,v} = k \times A_s \times \frac{(T_{v,in} - T_{s,out})}{l_s} \quad \{9\}$$

$$= 2.44 kW$$

2.2.4 정상상태에서의 총증발량

열교환 슈라우드가 액체질소의 온도로 냉각된 후 정상상태의 시험조건이 유지되면, {7}~{9}의 결과를 통해 액체질소의 증발량이 결정된다. 이 때 Q_{vj} 는 충분히 작으므로 무시한다.

$$Q_{steady} \cong Q_{sat,max} + Q_{rad,s,v} + Q_{cond,s,v} \cong 45 kW \quad \{10\}$$

액체질소 1 리터가 가진 잠열은 $1.607 \times 10^5 J$ 이고, 44.63 W 의 열부하가 존재할 경우 시간당 1 리터의 액체질소가 소모되므로, 액체질소의 총 증발률은,

$$Br_{steady} = Q_{steady} \times \frac{1 \frac{l}{hr}}{44.63 W} = 1,008 \frac{l}{hr} \quad \{11\}$$

이 된다.

3. 고온 모드

대형우주모사장비는 액체질소를 통한 극저온 모사뿐만 아니라 할로겐램프 시스템을 이용한 고온 베이카아웃(Bakeout) 시험도 수행하게 된다.

3.1 베이카아웃 모드

고진공 환경에서 발생하여 열교환슈라우드로 흡착되는 오염물질을 제거하기 위하여, 할로겐 램프를 이용하여 챔버의 온도를 423 K 의 고온으로 유지시키는 베이카아웃(Bakeout) 시험이 수행된다.

Table 2 Specifications of Halogen Lamp System

No. of Halogen Lamps	336
No. of Groups	42
Operating Power of each lamp	168 W (max. 650W)
Total Operating Power(P_{lamps})	56.5 kW

상온(298 K)에서 423 K 까지 슈라우드의 온도를 올리기 위해서는,

$$E_{hot} = C_{p,s} \times MS \times (423K - 298K) \quad \{12\}$$

$$= 6.63 \times 10^8 J$$

의 에너지가 요구된다. 챔버외부로의 열손실로 인해 진공용기의 온도가 상온으로 유지되고, 할로겐 램프의 조절을 통해 슈라우드의 온도가 선형으로 증가한다고 가정하면, t_1 초 동안 온도가 상온에서 423 K 까지 증가하는 슈라우드에서 상온 진공용기로의 복사를 통한 열에너지 손실($E_{rad,h}$)은,

$$E_{rad,h} = \int_0^{t_1} \left[\frac{\sigma A_{equ} \left\{ \left(\frac{125K}{t_1} t + 298K \right)^4 - (298K)^4 \right\}}{\frac{1}{\epsilon_{s,out}} + \frac{1}{\epsilon_{v,in}} - 1} \right] dt$$

.....{13}
 이다. 또한 슈라우드 지지대를 통한 열전도로 인한 에너지 손실($E_{cond,h}$)은,

$$E_{cond,h} = \int_0^{t_1} \left\{ k \times A_s \times \frac{\left(\frac{125K}{t_1} t + 298K \right) - 298K}{l_s} \right\} dt$$

.....{14}

이 된다.
 따라서 베이크아웃 시험을 위해 할로겐램프를 계속 켜고 가정하여 슈라우드의 온도를 상온에서 423 K 까지 올리는데 걸리는 최소 시간은 아래 식으로부터 구해낼 수 있다.

$$E_{hot} + E_{rad,h} + E_{cond,h} = P_{lamps} \times t_1$$

$$6.63 \times 10^8 J + 19.58 kW \times t_1 + 0.69 kW \times t_1 \quad \{15\}$$

$$= 56.5 kW \times t_1$$

$$\therefore t_1 = 1.83 \times 10^4 \text{ sec} = 5.1 \text{ hours}$$

4. 열제어시스템 설계

4.1 열교환슈라우드 설계

4.1.1 열교환슈라우드의 형태 결정

액체질소를 통한 극저온의 유지를 안정적으로 이루기 위해 총 세 가지의 슈라우드 형태가 제안되었다. Fig. 2 의 각각의 슈라우드에 대한 액체질소 흐름시험을 통하여 표면의 온도 분포 및 냉각 특성이 평가되었고, 이 중 가장 균일한 온도 분포 및 빠른 냉각 특성을 보인 딩플(dimple)형태의 슈라우드가 최종적으로 선택되었다.(4)

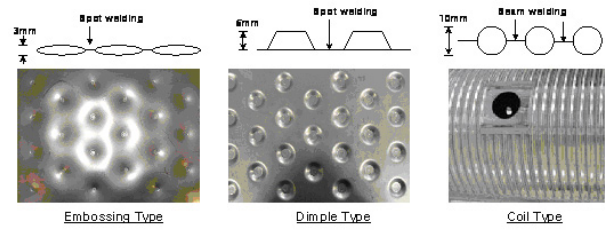


Fig. 2 Types of Thermal Shrouds

4.1.2 열교환슈라우드의 사양 결정

선택된 딩플형태의 슈라우드에, 앞서 해석한 액체질소의 유량을 고려하여 응력해석을 수행하였다. 이를 바탕으로 슈라우드 딩플의 폭 및 배열을 결정하였고, 이를 Table 3에 제시하였다. 또한 액체질소 증발률을 고려하여 배관내에서의 압력강하율을 계산하였고 이를 통해 전체 액체질소 배관 크기를 결정하였다.(Table 4)

Table 3 Thermal Shroud Specification

Pitch of Dimples	50.8 mm
Height of Dimple	10 mm
Dimple Diameter	25.4 mm
Dimple Pattern	Square
Material	SUS 304L

Table 4 Diameters of Liquid or Gaseous Nitrogen Pipes

Locations of Liquid or Gaseous Nitrogen Pipes	Inner Diameter (mm)
Shroud Inlet	25.4
Shroud Outlet	50.8
Exhaust Header Pipe inside Chamber	152.4
Exhaust Header Pipe outside Chamber	203.2
Exhaust Header Pipe inside Chamber from Door Shroud	101.6
Exhaust Pipe from Phase Separator	304.8

4.2 열제어시스템 구성

본 열제어시스템의 주 역할은 열교환슈라우드의 온도를 극저온으로 유지시키는 것으로서, 액체질소의 소비를 최소화하면서 극저온 환경을 안정적으로 유지시키는 것이 매우 중요하다.

초기 열교환슈라우드는 액체질소 저장탱크(4 kgf/cm²)로부터의 직접공급을 통하여 냉각이 되는데, 이 때 기화된 질소가스는 상분리기(Phase

Separator)를 통해 외부로 배출되고, 과잉 공급된 액체질소는 상분리기를 통해 모아져 열시스템에 재공급된다.

일단 슈라우드가 냉각되면 액체질소 저장탱크로부터의 직접공급은 중단되고, 그 후에는 상분리기에 모아진 액체질소를 액체질소펌프를 통해 가압하여 흘려줌으로써 순환계를 이루게 된다. 상분리기의 액체질소 수위는 안정적인 액체질소의 흐름을 위해 일정한 수위를 유지할 수 있도록 액체질소 저장탱크에서 공급한다. (Fig. 3)

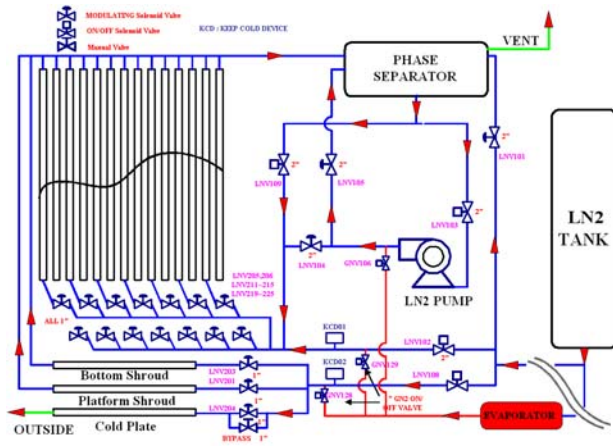


Fig. 3 Cryogenic System

5. 결론

우주궤도환경모사를 위한 극저온 열교환슈라우드에 대한 해석을 수행하였고, 이를 통하여 딥플 타입의 열교환슈라우드 및 배관의 상세사양을 결정하였다. 액체질소의 순환을 효율적으로 하기 위해 상분리기 및 액체질소펌프를 이용하였다. 안정적인 열시스템의 제작 및 운용을 통해, 인공위성에 대한 열진공시험이 성공적으로 수행될 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 정보통신부의 선도기반기술개발사업 (과제번호:IMT2000-A1-2)에 의한 연구비 지원으로 수행되었으며, 이에 관계자에게 감사드립니다.

참고문헌

(1) 北山尙男牛島, 勇服後盛長, 澤田勇村田, 1990,

“13mφ Space Chamber, NASDA”
 (2) Randall F. Barron, 1985, “Cryogenic Systems, Second Edition”, Oxford University Press, page473~476
 (3) Yunus A. Cengel, 1998, “Heat Transfer, A Practical Approach,” McGrawHill, page495~554
 (4) Sang-Hoon Lee, Hyokjin Cho, Hee-Jun Seo, Guee-Won Moon, Seok-Weon Choi, 2004, “Development of Cryogenic System for a Large Space Simulation Chamber,” ESTECH Conference