

技術論文

위성 열평형 시험에서 챔버 벽 영향에 관한 연구

김동운*, 장영근**

A Study on Chamber Wall Effect in the Satellite Thermal Balance Test

Dong-Woon Kim* and Young-Keun Chang**

ABSTRACT

The wall of thermal vacuum chamber which is used for the satellite thermal balance test doesn't absorb satellite's IR emission perfectly and reflects some part of that. It is estimated that small thermal vacuum chamber has relatively larger wall effect than the big one. The small thermal vacuum chamber is required for the small satellite test to reduce the test cost. A quantitative analysis was carried out to investigate the chamber wall effect. As a result, temperature errors caused by chamber wall effect was calculated, and the temperature data acquired in the thermal balance test have been compensated. By defining the optimized area ratio between chamber surface and satellite surface area, the baseline to be able to determine the minimum size of thermal vacuum chamber was established to minimize the wall effect. Also, theoretical analysis about transparent material coating which can reduce the chamber wall effect is conducted

초 록

위성 열평형 시험에 사용하는 열진공 챔버의 벽은 흑체 거동을 하는 우주공간과는 달리 위성의 복사 에너지를 완벽하게 흡수하지 못하고 일부를 반사한다. 챔버의 크기가 작을수록 이러한 챔버 벽 효과는 커지는 것으로 알려져 있다. 이것은 시험비용을 줄이기 위해 대형 챔버를 사용하기 힘든 소형위성의 개발에 걸림돌이 된다. 본 연구에서는 챔버 벽 효과를 예측하고 이를 보정하기 위한 정량적인 분석을 진행하였다. 그 결과로 챔버 벽 효과에 의한 온도 오차를 계산하여 시험 데이터를 보정할 수 있게 하였다. 또, 최적 면적비를 정의하여 소형위성의 열평형 시험용 열진공 챔버의 크기를 정하는데 기준을 마련하였다. 덧붙여 챔버 벽을 투명한 재질로 코팅하여 챔버 벽 효과를 줄일 수 있는 방안에 대해 이론적인 분석을 수행하였다.

Key Words : TCS(열제어계), Thermal Balance Test(열평형 시험), Thermal Vacuum Chamber(열진공 챔버), Chamber Wall Effect(챔버 벽 효과)

1. 서 론

열평형 시험은 열제어 설계를 평가하고 온도예측을 위해 사용된 열해석 모델의 유효성을 검증하기 위한 시험이다. 이 시험 중에는 열설계와 열제어 성능을 규명할 수 있도록 위성체 내/외부에 충분한 온도 값을 측정하여야 하고, 측정

† 2006년 10월 13일 접수 ~ 2006년 11월 20일 심사완료

* 정회원, 한국항공대학교 항공우주·기계공학부 대학원

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락처, E-mail : ykchang@mail.hau.ac.kr
경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

결과에 맞추어 임무기간 동안 각 부품들이 규정된 온도를 벗어나지 않도록 열해석 모델에 사용한 경계조건을 수정하거나 부품을 수정해야 한다 [1]. 만일 열평형 시험 중에 요구되는 우주공간에 대한 모사가 제대로 이루어지지 않는다면 시험의 신뢰도에 영향을 미치게 된다.

일반적으로 무한한 우주는 약 4K의 온도를 가지는 흑체로 간주된다. 이 가정은 위성으로부터 방사되는 복사열을 완전히 흡수한다는 성질에 있어서 적절한 가정이라고 할 수 있다. 그러나 지상에서의 열평형 시험 중에는 열진공 챔버를 사용하여야 하며 위성의 복사를 흡수해야 할 챔버 벽의 경우 완벽한 흑체가 될 수 없다. 따라서 챔버 벽과 위성체 사이에 반사 및 재반사 현상이 일어나게 된다. 이 사실은 열평형 시험에서 그 온도결과에 반드시 오차가 발생할 수밖에 없다는 것을 의미한다. 발생한 오차는 위성의 열모델링이나 열제어 성능을 검증하는데 영향을 미치게 되며 경우에 따라서는 결과 데이터를 사용할 수 없게 될 수도 있다. 위성체 열모델링에 대한 오차 영향은 챔버까지 열모델링을 수행하여 열해석에 포함시키므로써 감소시킬 수 있다. 하지만 기계적인 접촉과 같은 열 경로에 대한 열제어 성능 검증에 대한 오차의 영향은 반드시 고려되어야 하며, 우주공간의 열환경에 대해 가능한 한 근접한 모사를 수행하여야 한다.

일반적으로 챔버 벽의 면적과 방사율이 클수록 오차에 의한 영향은 줄어드는 것으로 예측된다 [2]. 즉, 신뢰성 있는 시험을 위해서는 가능한 한 큰 챔버를 사용하는 것이 유리하다. 그러나 한정된 예산으로 개발하는 소형위성의 경우 높은 시험 비용으로 인해 사용 가능한 챔버의 크기는 제한적이다. 따라서 소형위성의 열평형 시험에 가장 적합한 챔버의 크기를 결정하는 것은 중요한 문제가 된다.

본 논문에서는 시스템 수준의 위성 열평형 시험을 수행하는데 있어서 챔버 벽의 간섭 효과에 대해서 정량적으로 분석하고, 챔버의 크기 대 성능비를 고려하여 최적의 챔버 크기를 정의하였다. 그리고 소형 챔버를 사용할 때에 챔버 벽의 간섭 효과를 줄일 수 있는 방안에 대한 이론적인 바탕을 마련하였다.

II. 본 론

2.1 챔버 벽효과와 정량적 해석

2.1.1 정미 복사 열전달량 오차

챔버와 위성체는 2표면 밀폐공간으로 근사화

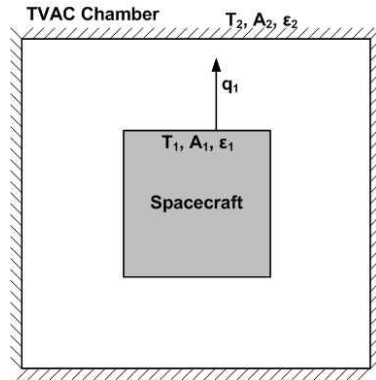


그림 1. 챔버와 내부 위성체의 열모델링 형상

할 수 있다. 위성체 표면은 비투과 확산 회체 표면으로 가정하고 위성체의 형상은 우주시스템연구실에서 개발 중인 HAUSAT-2 나노위성으로 가정한다. 이 초소형위성은 직육면체이며 크기는 30x30x31cm³이다. 키르히호프의 법칙과 비투과 확산 회체 표면 가정에 의해 모든 표면의 흡수율과 방사율은 동일하며 [3] 위성체 표면에서 챔버 벽을 바라보는 형상계수 F₁₂는 1이다. 그림 1에 챔버 안의 위성체에 대한 간략한 열모델링 개략도를 나타내었다. 여기서 T₁과 T₂는 각각 위성체 표면과 챔버 벽의 온도를 나타내며 챔버 벽과 위성체 표면은 각각 하나의 표면으로 간주되므로 등온이다. A₁과 A₂ 및 ε₁과 ε₂는 각각 위성체 표면과 챔버 벽의 총 면적과 방사율을 의미한다. 그리고 q₁은 위성체 표면에서 챔버 벽을 향하는 정미 복사 열전달량을 나타낸다.

먼저 위성이 우주공간에 있다고 생각하기 위해 챔버 벽을 흑체로 가정하였다. 여기서 정미 복사 열전달량을 q_{1b}로 하면 다음 식(1)을 도출할 수 있다 [4].

$$q_{1b} = \sigma A_1 \epsilon_1 (T_1^4 - T_2^4) \tag{1}$$

반사 및 재반사 현상을 포함시켜 실제에 근사한 해석을 하기 위해 챔버 벽을 비투과 확산 회체 표면으로 가정하면 정미 복사 열전달량 q_{1g}는 식(2)와 같이 나타난다 [4].

$$q_{1g} = \frac{\sigma A_1 (T_1^4 - T_2^4)}{\frac{1}{\epsilon_1} + \frac{1 - \epsilon_2}{\epsilon_2} \frac{A_1}{A_2}} \tag{2}$$

여기서 챔버 벽이 흑체일 때와 회체일 때의 정미 복사 열전달량의 오차율 e를 식(3)과 같이 정의하고 식(1)과 식(2)를 대입하여 정리하면 식(4)가 도출된다.

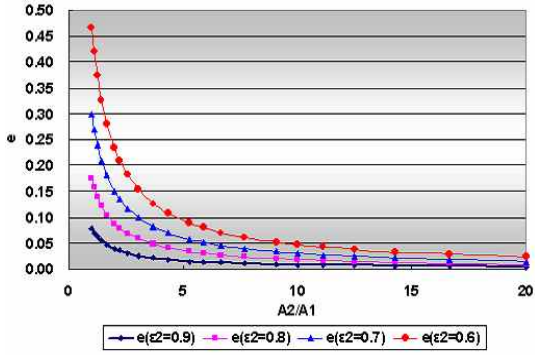


그림 2. ϵ_2 와 A_2/A_1 에 따른 e 의 변화

$$e = \frac{q_{1b} - q_{1g}}{q_{1g}} \tag{3}$$

$$= \frac{\epsilon_1(1 - \epsilon_2)}{\epsilon_2} \frac{1}{A_2/A_1} \tag{4}$$

식(4)의 결과에 따르면 챔버 벽이 흑체일 때와 회체일 때의 정미 복사 열전달량의 오차율은 각 표면의 방사율과 면적비에 대한 함수임을 알 수 있다. 그림 2에 챔버 벽의 방사율 ϵ_2 와 면적비 A_2/A_1 의 변화에 따른 정미 열전달량 오차율 e 의 추이를 나타내었다. 이때 위성체 표면의 방사율 ϵ_1 은 0.7로 가정하였다. 그림 2에서 알 수 있듯이 정미 열전달량의 차이는 챔버 벽의 방사율이 높을수록, 면적비가 클수록 작아진다.

2.1.2 2표면 밀폐 공간 정상상태 열해석

정미 복사 열전달량의 오차가 온도에 있어서 얼마나 영향을 미치는지 대략적으로 알아보기 위해서 정상상태 열해석을 수행하였다. 외부 열원이 없다면 챔버 벽이 흑체인 경우와 회체인 경우에 대해 동일한 결과가 나오기 때문에 임의적인 외부 열유입 q_h 를 가정하였다. 위성체 표면의 내부 방향 면은 잘 단열되어 있다고 가정하여 내부 복사를 무시하였고, 외부 열유입은 위성체 표면에 골고루 가해지게 하여 등온 표면을 유지하는 것으로 위성체 구조 재료의 열전도율과 내부 부품 배치의 영향을 없었다. 이와 같은 가정은 위성체의 열모델링에 사용된 재료의 특성이나 경계 조건에 대한 항을 제거하여 열해석 결과가 순수하게 챔버 크기와 표면 열물성치에 대해서만 영향을 받도록 하기 위함이다.

정상상태 열해석의 기본인 에너지 보존 방정식으로부터 흑체 챔버 벽인 경우 식(5), 회체 챔버 벽인 경우 식(6)이 도출된다. 여기서 T_{1g} 는 흑체

챔버 벽일 때의 위성체 온도이며 T_{1g} 는 회체 챔버 벽일 때의 위성체 온도이다.

$$q_h - q_{1b} = q_h - \sigma A_1 \epsilon_1 (T_{1b}^4 - T_2^4) = 0$$

$$\therefore T_{1b} = \left[\frac{q_h}{\sigma A_1 \epsilon_1} + T_2^4 \right]^{1/4} \tag{5}$$

$$q_h - q_{1g} = q_h - \frac{\sigma A_1 (T_{1g}^4 - T_2^4)}{\frac{1}{\epsilon_1} + \frac{1 - \epsilon_2}{\epsilon_2} \frac{1}{A_2/A_1}} = 0$$

$$\therefore T_{1g} = \left[\frac{q_h \left(\frac{1}{\epsilon_1} + \frac{1 - \epsilon_2}{\epsilon_2} \frac{1}{A_2/A_1} \right)}{\sigma A_1} + T_2^4 \right]^{1/4} \tag{6}$$

식(5)와 식(6)을 기반으로 각 변수에 수치를 대입하여 몇 가지 경우에 대해 온도 오차가 얼마나 나타나는지 알아보았다.

여기서 q_h 의 크기는 위성체의 세 면이 태양광을 골고루 받을 때인 215W로 하였고, 앞서 언급한 바와 같이 q_h 는 위성체 표면 전체에 균일하게 가해진다고 가정하였다. 또한 챔버 벽 온도 T_2 는 우주공간의 흑체온도인 4K로, 위성체 표면의 방사율 ϵ_1 은 0.7로 가정하였다.

흑체 챔버 벽일 경우 위성체 표면의 온도는 식(5)에서 알 수 있듯이 A_2/A_1 이나 ϵ_2 에 대해 독립적이다. 계산 결과는 41.59°C였다.

온도 오차 e_T 를 식(7)로 정의하고 챔버 벽의 방사율과 면적비에 대하여 그림 3에 나타내었다.

$$e_T = T_{1g} - T_{1b} \tag{7}$$

그림 3의 결과는 그림 2의 정미 복사 열전달량 오차와 유사한 추세를 보이며 조건에 따라 무려 30°C 이상의 온도 차이를 나타내기도 한다. 추세에 따르면 챔버 벽의 방사율에 관계없이 면적

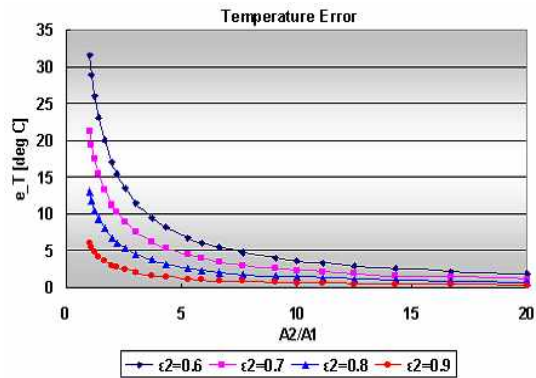


그림 3. ϵ_2 와 A_2/A_1 에 따른 온도 오차

비를 크게 하지만 하면 얼마든지 원하는 범위까지 온도 오차를 줄일 수 있다.

비록 실제 시험 상의 제한으로 인해 충분히 큰 챔버를 사용하지 못하더라도 식(5), (6), (7)을 이용하고 위성체 표면적과 표면 물성치, 면적비를 안다면 챔버 벽 효과에 의한 온도 오차를 예측할 수 있다. 즉, 실제 시험 결과로 얻은 온도 데이터에서 예측된 온도 오차를 제하여 보정한다면 실제 우주공간에서의 결과와 유사한 데이터를 얻을 수 있을 것이다.

2.2 최적 면적비 결정

2.1.2절에서 논의된 방법으로 예측된 온도 오차를 사용하여 데이터를 보정한다고 하여도 실제의 온도 오차는 위성체 내부 형상이나 기계적 접촉 조건 등에 의해서 비선형적인 영향을 받을 수 있다. 따라서 너무 작은 챔버를 사용하면 보정된 데이터조차 오차가 클 가능성이 있다. 그러므로 대형 챔버를 사용하여 챔버 벽 효과를 감소시키는 방안은 실제 시험에 있어서는 모든 영향을 포함 시킬 수 있기 때문에 여전히 유효하다. 그러나 서론에서 언급한 것처럼 소형위성의 개발에 있어서 대형 챔버를 사용하는 것은 비용 측면에서 부담스러운 일이다. 그렇기 때문에 지금부터 챔버의 크기와 챔버 벽 효과의 감소 정도를 비교하여 최적의 면적비를 결정할 것이다. 소형위성의 열평형 시험에서 최적 면적비 이상의 면적비를 가지는 챔버를 사용하고 예측된 온도 오차로 시험 데이터를 보정한다면 보다 신뢰도 높은 결과를 얻을 수 있을 것이다.

그림 2와 그림 3에 따르면 정미 복사 열전달량 오차와 온도 오차는 모두 면적비의 역수에 비례하는 추세이다. 따라서 면적비의 증가율과 정미 복사 열전달량 혹은 온도 오차의 감소율을 고려하여 최적화된 면적비를 도출 할 수 있다. 온도 오차에는 위성체의 면적 A1에 대한 항이 단독으로 포함된다. 즉, 위성체의 크기에 따라 온도 오차는 변하게 되기 때문에 일반적인 경우로 확장하기 어렵다. 하지만 정미 복사 열전달량 오차율은 표면 물성치와 면적비 이외의 변수는 포함되지 않기 때문에 온도 오차에 비해 더 확장성을 가질 수 있다. 따라서 정미 복사 열전달량 오차율에 기준 하여 최적 면적비를 결정한다. 최적 면적비는 챔버의 크기 증가 대 정미 복사 열전달 오차의 감소 성능이 최적을 이루는 면적비로 정의한다.

먼저 정미 복사 열전달량 오차율을 나타내는 식(4)를 퍼센트 비율로 수정하여 식(8)을 얻는다.

$$e[\%] = \frac{100\epsilon_1(1-\epsilon_2)}{\epsilon_2} \frac{1}{A_2/A_1} \tag{8}$$

e[%]를 A2/A1에 대해 미분하면 식(9)를 얻을 수 있다. 식(9)는 면적비 변화에 대한 오차 감소율을 나타낸 것이므로 식(9)의 값이 -1이 되는 면적비가 정의에 따라 최적 면적비가 된다. 따라서 최적 면적비는 식(10)과 같이 나타난다.

$$\frac{de[\%]}{d(A_2/A_1)} = -\frac{100\epsilon_1(1-\epsilon_2)}{\epsilon_2} \frac{1}{(A_2/A_1)^2} - \frac{100\epsilon_1(1-\epsilon_2)}{\epsilon_2} \frac{1}{(A_2/A_1)^2} = -1 \tag{9}$$

$$\therefore \left(\frac{A_2}{A_1}\right)_{opt} = 10\sqrt{\frac{\epsilon_1(1-\epsilon_2)}{\epsilon_2}} \tag{10}$$

식(10)으로부터 다양한 표면 방사율 조건에 대한 최적의 면적비를 구할 수 있다. 예를 들어, 일반적으로 흑색 페인트나 아노다이징 처리를 하는 챔버 벽의 방사율은 최악의 경우를 고려하여 0.8로 가정하고 위성체 표면의 방사율을 0.7로 가정하면 최적 면적비는 약 4.18이다. 그림 3을 참고하면 4.18의 면적비일 때 챔버 벽 효과에 의한 온도 오차는 약 3℃이다.

2.3 챔버 벽 효과 감소를 위한 방안 제안

2.3.1 챔버 벽 코팅에 의한 전반사 효과

2.1과 2.2절에 걸친 논의에 따라 현 조건에서의 최적 면적비를 결정하여 그에 맞는 챔버를 사용하는 것이 가장 간단히 챔버 벽 효과를 줄일 수 있는 방안이다. 하지만 가용한 챔버의 크기가 최적 면적비를 만족시키지 못하는 경우 또 다른 챔버 벽 효과 감소를 위한 방안이 필요하다. 챔버 벽 효과는 서론에 언급 했듯이 근본적으로 흑체가 아닌 챔버 벽의 특성에 의해 적외선 복사의 무수한 반사와 재반사로 인해 발생한다. 따라서 챔버 벽으로부터의 적외선 반사가 위성체 표면으로 돌아오지 못하게 막는다면 챔버 벽 효과를 감소시킬 수 있다.

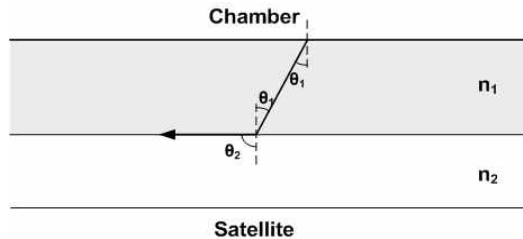


그림 4. 챔버 벽 코팅 형상과 적외선 전반사

적외선은 빛의 일종이다. 따라서 빛의 굴절과 반사를 이용한다면 챔버 벽으로 부터의 적외선 반사 또는 방사를 일정부분 차단할 수 있을 것이다. 그림 4와 같이 챔버 벽에 투명 물질을 코팅하였을 경우를 고려해 보자. 여기서 n_1 과 n_2 는 각각 코팅 물질과 진공의 적외선 영역에 대한 굴절률이다.

챔버 벽에서부터 적외선 복사가 나갈 경우에 이 적외선이 위성체 표면에 도달하기 위해서는 반드시 코팅 물질과 진공 상태와의 경계면을 지나야 한다. 빛이나 다른 파동이 두 매질로 분리되는 경계면에 입사될 때 투과된 빛은 굴절한다 [5]. 경계면의 법선이 입사된 빛의 진행 방향과 이루는 각을 입사각, 굴절된 빛의 진행 방향과 이루는 각을 굴절각이라고 하며 그림 4에서 각각 θ_1 과 θ_2 를 의미한다. 이 때 입사각과 굴절각의 관계는 식(11)과 같이 Snell의 법칙에 따라 나타난다[5].

$$n_1 \cdot \sin\theta_1 = n_2 \cdot \sin\theta_2 \quad (11)$$

이 때, $n_1 > n_2$ 를 만족한다면 챔버 벽에서부터 나오는 적외선에 대하여 전반사가 발생할 수 있고, 특정 임계각 이상의 입사각을 가지는 적외선 복사는 모두 반사되어 챔버 벽으로 되돌아간다. 임계각 θ_{1crit} 는 $\theta_2 = 90^\circ$ 일 때의 입사각이며 식(11)로부터 유도된다. 진공의 굴절률이 1임을 알고 있으므로 임계각은 식(12)와 같이 나타난다.

$$\theta_{1crit} = \sin^{-1}(1/n_1) \quad (12)$$

챔버 벽이 확산 회체 표면이라고 가정하면 모든 복사 강도는 방향에 관계없이 일정하다. 그 강도를 M이라고 하면 총 복사량은 반지름이 M인 반구의 체적으로 나타낼 수 있다. 마찬가지로 표면의 법선을 중심으로 임의의 각도 이내에 대한 복사량은 부채꼴 회전체의 체적으로 나타난다. 그림 5는 확산 회체 표면 복사의 2차원 형상

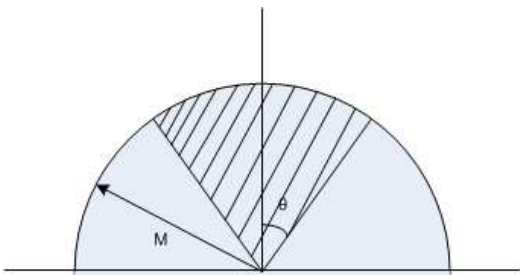


그림 5. 확산 회체 표면 복사 강도의 2차원 개략도

을 나타낸다. 빗금 친 부분은 임의의 각도 θ 이내에 대한 복사 강도를 나타낸다.

이로부터 총 반구 복사량에 대한 임의의 각도 이내의 복사량의 비율 τ 는 반구 체적에 대한 빗금 친 부채꼴 회전체의 체적의 비율이며 식(13)과 같이 나타난다.

$$\tau = \frac{1}{2} [\cos^3\theta(1 + \tan^2\theta) - 3\cos\theta + 2] \quad (13)$$

식(13)에서 $\theta = \theta_{1crit}$ 이면 τ 는 전반사에 의해 제거되지 않은 복사량의 비율이다.

2.3.2 프레넬 반사의 고려

굴절률이 다른 두 매질을 지나가는 빛은 임계각 이하의 입사각을 가져 전반사 되지 않더라도 경계면에서 일부 반사가 된다[5]. 이러한 반사를 프레넬 반사라고 하며 수직 입사 근방에 대하여 반사계수 r_f 가 식(14)로 정의된다. 그리고 프레넬 반사의 반사광 강도를 나타내는 반사율 R_f 는 반사계수의 제곱으로 나타나며 식(15)와 같다[6].

$$r_f = \frac{n_1 - n_2}{n_1 + n_2} \quad (14)$$

$$R_f = \left(\frac{n_1 - n_2}{n_1 + n_2} \right)^2 \quad (15)$$

2.3.1절에서 논의한 τ 와 프레넬 반사에 의한 반사율 R_f 를 고려하면 챔버 벽에서 반사되어 위성체 표면으로 되돌아오는 적외선 복사량을 계산할 수 있다.

그림 6과 같이, 위성체 표면으로 되돌아오는 적외선 복사량은 코팅 재질의 경계면에서의 프레넬 반사와 전반사로 제거되지 않은 챔버 벽 자체의 반사의 합으로 나타낼 수 있다. 여기서 ϵ_2 는 챔버 벽의 방사율이며 확산 회체 표면을 가정하여 챔버 벽의 반사율은 $1 - \epsilon_2$ 이다. 따라서 등가 반사율 R_e 는 식(16)과 같이 정리할 수 있다.

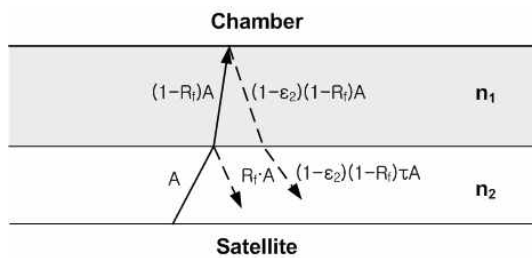


그림 6. 프레넬 반사와 τ 를 고려한 등가 반사율의 계산

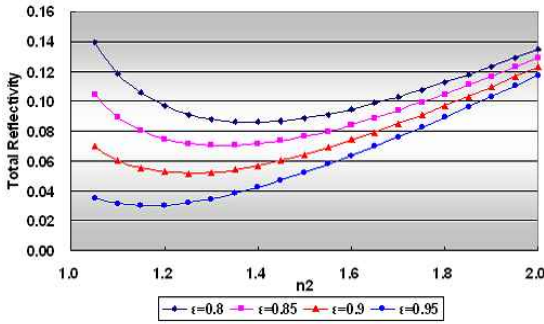


그림 7. 등가 반사율

$$R_e = R_f + (1 - \epsilon_2)(1 - R_f)\tau \tag{16}$$

식(13)과 식(15)를 식(16)에 대입하여 계산하고 그 결과를 그림 7에 나타내었다. 이에 따르면 총 반사율을 최소화 시키는 굴절률을 결정 할 수 있으며 그 값은 챔버 벽의 방사율에 따라서 변한다. 또한, 챔버 벽 코팅으로 인한 반사 감소 효과는 챔버 벽의 방사율이 높아질수록 작아짐을 알 수 있다.

지금까지 코팅에 의한 챔버 벽 효과의 감소에 대한 이론적인 가능성에 대하여 분석하였다. 현재 제안된 코팅 기법은 이론적으로 40%~50%의 반사율 감소 효과를 보이고 있다. 효과를 좀 더 높이기 위해서는 주 코팅 재질 위에 무반사 코팅을 하는 방법도 가능할 것이다. 이 기법이 실제로 사용되기 위해서는 추후 좀 더 상세한 분석이 필요할 것으로 예상된다.

III. 결 론

이상의 논의를 통해 챔버 벽 효과의 정량적인 해석을 수행하고 면적비를 늘리는 것 이외의 챔버 벽 효과 감소 방안에 대하여 알아보았다. 챔버 벽 효과의 정량적인 해석을 위하여 챔버의 벽과 위성 표면을 2표면 밀폐 공간으로 단순화 하였다. 이 가정으로 표면 물성치와 면적비 이외의

변수에 대한 영향을 제거하였다. 해석적인 방법을 통해 위성체 표면과 챔버 벽 사이의 정미 복사 열전달량 오차에 대한 수식을 도출하고 온도 오차를 구함으로써 챔버의 크기와 챔버 벽의 방사율이 열평형 시험의 온도 데이터에 얼마나 영향을 미칠 것인지 계산하였다. 그 결과는 시험 데이터의 보정에 사용될 수 있다. 그리고 대형 챔버를 사용할 수 없는 소형위성의 열평형 시험을 위해 챔버 크기 대 오차 감소 효과가 최적인 면적비를 정의하였다.

챔버 벽에 적외선을 투과 시킬 수 있는 코팅을 하는 방안을 제안하여 그에 따른 등가 반사율을 도출하였다. 이것으로 코팅 기법의 반사율 감소 효과에 대한 이론적인 가능성을 확인하였다.

후 기

본 연구개발은 과학기술부의 국가지정연구실 (National Research Lab.) 사업지원에 의해 수행된 결과의 일부이며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 장영근, 이동호 “인공위성 시스템 설계공학”, 경문사, 1997, p. 451.
- 2) 김지영, 이동호, 최준민, 최석원, “열진공 시험의 가속화와 수치모사에 관한 연구”, 한국항공우주학회지, 28권, 2호, 2000, pp. 145~153.
- 3) Robert Siegel, John R. Howell, "Thermal Radiation Heat Transfer", McGraw-Hill, 1972, pp. 59~62.
- 4) Frank P. Incropera, David P. Dewitt, "Fundamentals of Heat and Mass Transfer", 5th Ed., WILEY & SONS, 2003, pp. 800~812.
- 5) 일반물리학 교재 연구회, “일반물리학”, 광림사, 2000, pp. 613~616.
- 6) 정기수, “물리의 이해”, <http://physica.gsnu.ac.kr/>