技術論文 DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.8.842

인공위성 탑재품 수준 열진공 시험에 대한 열해석 모델의 개발과 환경시험 결과를 이용한 검증

김상호*, 서현석*, 유재호*, 한은수*, 김태경**, 김형동***, 허환일****

Development and Verification of Thermal Analysis Model for Thermal Vacuum Test of Satellite Components

Sang-Ho Kim*, Hyun-Suk Seo*, Jae-Ho You*, Eun-Soo Han*, Tai-Kyung Kim**, Hyeong-Dong Kim*** and Hwanil Huh****

ABSTRACT

Thermal analysis for the simulation of satellite component level thermal vacuum test processes was carried out by considering thermal vacuum test environment condition, thermal vacuum chamber configuration, and satellite's inner thermal environment. The transient analysis results can be obtained for the temperatures of component and thermal vacuum chamber assemblies. The thermal analysis model was verified with the component thermal environmental test results by using enhanced thermal vacuum chamber.

초 록

본 연구는 인공위성 탑재품 열진공 시험시 적용된 열환경 조건, 탑재품 시험용 열진공 챔버의 형상, 위성체 내부의 열환경들을 고려하여 열진공 시험 과정을 모사하는 수치해석 모델을 설계하여 열해석을 수행하였다. 피시험체인 탑재품과 열진공 챔버 구성요소의 시간에 따른 온도 변화를 보여주는 과도적(Transient) 해석 결과를 구할 수 있다. 열해석에 의한 성능향상 설계를 반영하여 업그레이드한 열진공 챔버를 이용한 탑재품 환경시험을 수행하였으며, 시험 결과와 열해석 결과에 대한 비교/검증을 수행하였다.

Key Words : Thermal Analysis(열해석), Environmental Test(환경 시험), Satellite Components(인공위성 탑재품), Thermal Vacuum Test(열진공 시험)

Ⅰ. 서 론

인공위성용 탑재품 개발과정에서 수행되는 여러 환경시험 중, 부품이 우주에서 겪게 되는 열환경과 고진공을 지상에서 모사하여 위성 부품이 우주환경에서 정상적으로 작동하는지 확인하고 잠재적인 문제점들을 발견하며 신뢰성을 검증하기 위한 열진공 시험이 있다. 이러한 열진공시험은 10^{-5} torr 이하의 고진공을 유지하는 열진공 챔버 내부에서 수행되어 지는데, 대부분의 탑재품 시험은 위성체에 장착될 접촉부, 주로 탑재품의 바닥면(Baseplate)의 온도를 기준으로 하여 원하는 온도로 전이 또는 유지하게 된다. 탑재품 수준 시험의 경우는 복사 열전달보다 열전달 능력이 뛰어난 전도에 의한 열전달을 이용하는 것

† 2010년 4월 7일 접수 ~ 2010년 6월 23일 심사완료
* 정회원, 한국항공우주산업(주) 위성개발팀
** 정회원, 한국항공우주연구원
*** 정회원, 두원중공업(주)
**** 정회원, 충남대학교 항공우주공학과
교신저자, E-mail : hwanil@cnu.ac.kr
대전광역시 유성구 대학로 79 충남대학교

이 시험의 효율과 생산성 측면에서 훨씬 유리하다[1]. 열진공 시험시 하나의 탑재품에 대해 열환경 시험 요구조건에 정의된 온도 사이클 횟수만큼 고온과 저온의 온도조건을 전이하며 반복 수행하는데 전체 시험시간은 1주일 정도가 소요되며, 이에 따른 인건비, 전기료, 냉각수용 상수도비 및 시험장비의 감가상각비와 같은 부수적인 비용이 발생하게 된다. 이러한 모든 면을 고려해 볼 때 현재의 시험 환경보다 온도 사이클을 전이하는 과정을 가속화시킬 수 있다면 시험기간이 짧아지게 되어 시험비용을 효과적으로 절감할 수 있고 동일한 시간에 많은 양의 피시험물에 대해 시험을 수행할 수 있으므로 장비의 이용률 역시 높아져 생산성을 향상시킬 수 있다[2].

본 논문에서는 탑재품 열진공 시험시 적용된 열환경 조건, 부품 시험용 열진공 챔버의 형상, 위성체 내부의 열환경들을 고려하여 탑재품 수준 열진공 시험 과정을 모사하는 수치해석 모델을 제작하고, 열해석을 통해 도출된 열진공 시험 과정을 가속화시킬 수 있는 설계 업그레이드 방안을 실제로 도입하여 열진공 챔버 업그레이드를 수행함으로써 시험성능 향상 효과를 확인한 연구 결과를 발표하려고 한다.

II. 본 론

2.1 저궤도 위성 탑재품 수준 열진공 시험 요구조건

서론에서 기술하였듯이 저궤도 위성에 탑재되는 부품의 열환경 시험을 수행하기 위한 요구조건은 위성 개발과정에서 MIL-STD-1540C, "Test Requirements for, Launch, Upper Stage, and Space Vehicles"[3]의 환경시험 요구조건을 반영하여 국내 개발실정에 맞게 수정 보완하여 작성되었다. Fig. 1은 저궤도 위성 탑재품 열환경 시험시 허용 온도범위를 도식적으로 나타내고 있다. 여기서 작동시 허용 온도범위(Acceptance Limits)는 탑재품이 작동 중에 이 온도범위 내에서 작동 성능을 보장하는 온도범위이며, 준비행/비행보증 허용 온도범위(Protoflight/Flightproof Limits)는 탑재품 개발시 실제로 인공위성에 탑재되는 비행모델(Flight Model)이 아닌 준비행모델(Protoflight Model)에 대해 좀 더 엄격한 시험조건으로 성능을 검증하고자 할 때 적용된다. 그렇지만 준비행모델은 비행모델의 대체 개념으로 필요시에는 인공위성에 탑재될 수도 있기 때문에 너무 과한 조건으로는 시험하지 않는다. 또한

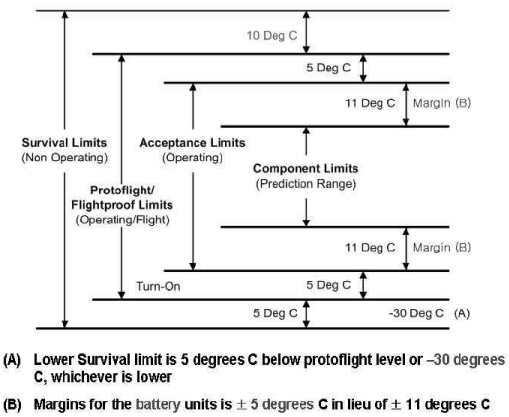

Fig. 1. Allowable Temperature Range for Low Earth Orbit Satellite Components

비작동시 허용 온도범위(Survival Limits)는 탑재품에 전원이 공급되지 않는, 즉 작동하지 않을 때 이러한 온도범위 조건에 있더라도 나중에 작동시 허용 온도범위로 돌아와 탑재품을 작동시킬 때는 아무 이상 없이 작동될 수 있음을 보장하는 탑재품 비작동 시의 허용 온도범위이다.

Table 1은 국내에서 개발한 저궤도 위성 탑재품 열진공 시험 (고진공 조건에서 수행하는 열환경 시험)과 열주기 시험 (대기압 조건에서 수행하는 열환경 시험)에 대한 압력 조건과 온도 사이클 횟수 조건을 각각 비행모델, 준비행모델, 인증모델 수준에 대해 나타내었다. Fig. 2는 대기압 상온 조건 (Ambient)에서 열진공 시험을 시작하여 고진공으로 압력을 낮추고 온도를 고온 영역으로 올리면서 온도 사이클을 시작하여 요구조건에 명시된 사이클 횟수만큼 고온과 저온 영역을 전이한 후 대기압 상온 조건으로 돌아오는 열진공 시험 과정을 나타내고 있다. 온도 전이 과정

Table 1. Thermal Environmental Test Requirements for Low Earth Orbit Satellite Components

Condition	Acceptance	Protoflight	Qualification
Thermal Vacuum			
Pressure, Torr	1.00E-05	1.00E-05	1.00E-05
No. of Cycles	8	12	16
Thermal Cycling			
Pressure, Torr	Ambient	Ambient	Ambient
No. of Cycles	8	16	16

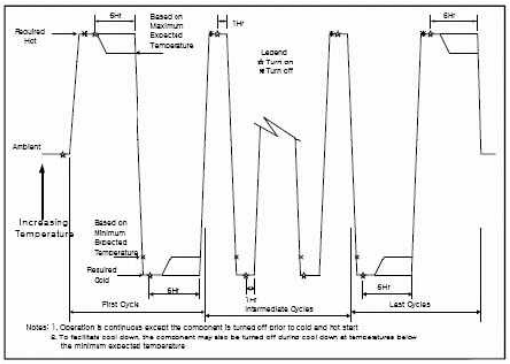

Fig. 2. Temperature Cycle Requirements for Components Thermal Environmental Test[3]

Table 2. Allowable Temperature Limits of Low Earth Orbit Satellite Components

Equipment	Temperature Limits (degree C)							
	Protoflight (Operating) Range		Acceptance (Operating) Range		Qualification Range		Survival (Non Operating) Range	
	Min	Max	Min	Max	Min	Max	Min	Max
PCDU	-30	55	-25	50	-35	60	-40	65
IBMU	-30	60	-25	55	-35	65	-40	70
S-band Transponder	-25	60	-20	55	N/A		-30	70

에 맞춰 탑재품을 켜고 끄며 기능을 시험하는 구간에 대해서도 명시하였다. Table 2에 한국항공우주산업(주)에서 개발하여 납품한 저궤도 위성 탑재품에 대한 허용 온도조건을 나타내었다.

2.2 열진공 챔버의 형상

Figure 3은 한국항공우주산업(주)에서 보유하고 있는 인공위성 탑재부품 환경시험용 열진공 챔버를 보여주고 있다. 이 챔버는 내부에 시험을 위한 공간이 직경 700 mm, 길이 1 m 급인 부품 시험 전용 열진공 챔버이다. 열진공 챔버의 구성 요소로는 크게 챔버 내부를 10^{-5} torr 이하의 고진공 환경으로 유지시키는 진공 시스템과 피시험체를 시험하기 위한 온도환경을 제어해주는 열제어 시스템으로 나뉘어져 있다. 챔버 내부에는 피시험체인 탑재품을 장착하기 위한 시험판(Test Plate)이 설치되어 있으며, 열진공 시험시에는 실제 인공위성에 탑재품이 장착되는 조건과 동일하게 탑재품의 바닥면(Baseplate)과 시험판을 볼트로 체결하게 된다.

Fig. 3. Thermal Vacuum Chamber for Satellite Component Level Environmental Test (Korea Aerospace Industries, LTD.)

또한 쉬라우드(Shroud)라고 불리는 넓은 면적의 열교환 장치를 포함하고 있는데 쉬라우드는 얇은 스테인리스 스틸 판재 두 겹을 사용하여 원통 모양과 원판 모양으로 제작하며, 두 판재의 틈 사이로 Baysilon이라고 하는 냉매를 흐르게 하여 온도를 제어하며 주로 복사열전달을 통해 피시험체와 열교환을 한다. 이러한 챔버는 부품이 장착되는 위성체 내부의 열환경과 비슷한 온도 분포를 가지고 있으므로 위성체 내부 환경을 잘 모사하고 있다고 볼 수 있다.

일반적인 탑재품들은 몸체 바닥면이 평평한 금속판으로 되어 있어 위성체와 주로 열전도로써 열교환을 하게 된다. 바닥면은 볼트로 위성체 플랫폼과 같은 구조체에 장착된다.

이 바닥면의 온도가 탑재품과 위성체 접속면(interface)에 관계되는 온도로서, 이 온도를 기준으로 탑재품 개발자는 부품의 허용 작동온도 범위 등의 정보를 위성체 열제어 엔지니어에게 전달하게 된다. 다시 말하여 위성체 열제어 엔지니어는 위성부품의 내부소자의 온도가 몇 도에 도달하는지는 관여하지 않고 탑재품 개발자가 제공한 허용 작동온도 범위 내로 탑재품의 바닥면 온도가 존재하도록 위성체 열설계를 수행한다. 또한 열환경 시험을 통한 탑재품의 성능을 검증 할 때에도 이러한 허용 온도범위를 가지고 시험을 수행하게 되며, 시험 요구조건의 기준이 되는 온도를 측정하는 지점 역시 탑재품 바닥면이 된다[1].

열진공 시험시 챔버 내에서 가능한 열전달 경로는 피시험체와 쉬라우드 사이의 복사 열전달 및 열진공 챔버 시험판과 탑재품 바닥면 사이의 전도 열전달이 있게 된다. 이를 통해 탑재품의

바닥면 온도를 각각의 탑재품에 대한 시험 요구 조건의 온도범위 내로 제어하기 위해 열진공 챔버 내의 열교환 장치(쉬라우드)의 온도를 -60 ℃ ~ +110 ℃ 사이에서 제어해주게 된다.

2.3 탑재품 열진공 시험의 열해석 모델링

열해석은 복사 열전달 해석에 사용되는 프로그램인 Thermal Desktop Ver. 5.1과 온도분포 해석에 사용되는 SINDA/FLUINT Ver. 5.1을 사용하였다. Thermal Desktop은 복사 열전달 해석을 위해 기하학적인 모델 구성요소 간의 에너지 전달 경로를 Monte-Carlo Ray Tracing 기법을 이용하여 각각의 구성요소 간에 얼마만큼의 비율로 에너지 전달이 일어나는 지를 구하여 이를 복사 열전도율의 형태로 산출해 준다. SINDA/FLUINT 프로그램은 전기 회로와 열전달 경로의 개념상 유사성을 도입하여 유한차분법 (Finite Difference Method)에 의한 수치해석적 방법으로 온도 해석해를 구한다.

Figure 4에 열진공 시험시 챔버 구성요소와 챔버 내의 탑재품 온도분포 해석을 위한 열해석 모델을 나타내었다. 실제 열진공 챔버와 동일하게 쉬라우드는 SUS 304L 재질로서 원판형의 노드(모델링 요소)와 원통형의 노드로 모델링하였으며, 시험판 역시 SUS 304L 재질의 직육면체 타입의 노드로 모델링하였다. 탑재품 바닥면과 시험판은 볼트로 체결되는 것으로 모델링하였다.

본 연구에서 사용된 재질의 열전도도에 대한 정보는 Table 3과 같으며, 다른 외적인 조건 없이 순수하게 열진공 챔버와 탑재품 사이의 열전달 조건만을 고려하기 위해 실제로 탑재품이 작동할 때와 같은 탑재품 내부에서 발생하는 열원은 고려하지 않는 것으로 가정하였다. 탑재품은

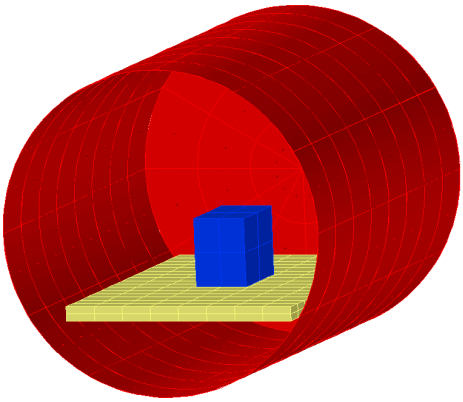

Fig. 4. Thermal Analysis Model for Satellite Component Thermal Vacuum Test

Table 3. Thermal Conductivity of Materials

Material	Thermal Conductivity [W / m· K]
Aluminum 6061-T651	167.9
SUS 304L	16.3

열진공시험을 수행한 시험물과 동일한 크기 및 무게를 가지도록 모델링하였으며 8개의 동일한 밀도와 크기의 요소로 분할하였다.

본 연구에서 설계된 열해석 모델은 총 4 가지의 해석조건에 대해 모델링하였다. 현재 열진공 챔버의 조건과 동일하게 순전히 피시험체와 쉬라우드 사이의 복사 열전달만을 통해 저온에서 고온 환경으로 온도를 올려주는 시험 과정을 모사하는 Case 1이 있다.

또한 본 연구의 목적에 맞게 이러한 온도 상승을 가속화 시켜주기 위하여 시험판 내부에 냉매가 흐를 수 있는 배관을 삽입하여 직접 전도열전달로 열을 가해 줌으로써 탑재품 바닥면 온도를 목적하는 시험 온도까지 좀 더 신속하게 상승시킬 수 있도록 가속화한 열진공 챔버 설계 업그레이드 방안을 모사해 주는 Case 2가 있다.

반대로 온도 하강 과정에서는 역시 현재 열진공 챔버의 조건과 동일하게 순전히 피시험체와 쉬라우드 사이의 복사 열전달만을 통해 고온에서 저온 환경으로 온도를 내려주는 시험 과정을 모사하는 Case 3과 시험판 내부에 배관을 설치하여 냉매가 흐를 수 있게 해줌으로써 열전달율을 높여 온도 하강과정을 가속화한 열진공 챔버 설계 업그레이드 방안을 모사해 주는 Case 4를 모델링하였다.

본 연구에서는 이러한 열진공 시험 과정을 수치해석적으로 모사하여 피시험체인 탑재품과 열진공 챔버 구성요소의 시간에 따른 온도 변화를 보여주는 과도적(Transient) 해석[4] 결과를 구하고 이를 정리하였다.

2.4 열해석 결과

1) Case 1 : 기존의 방식을 이용한 온도 상승 과정에 대한 열해석 결과

Figure 5는 Case 1 조건에서 탑재품 (노드 10001 ~ 노드 10008)의 시간에 따른 온도 변화를 나타내고 있다. 시험 시작 후 열진공 챔버 쉬라우드의 온도를 +60 ℃로 유지시켜 주고 바닥면 온도가 -20 ℃에서 +55 ℃에 도달하는데 1.8 시간이 걸림을 알 수 있다.

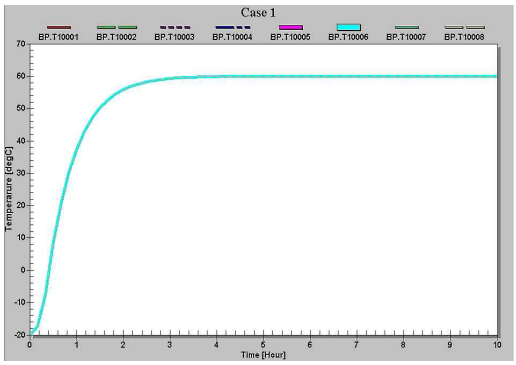

Fig. 5. Thermal Analysis Result : Case 1

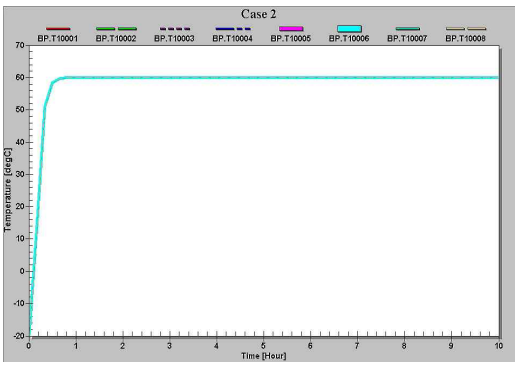

Fig. 6. Thermal Analysis Result : Case 2

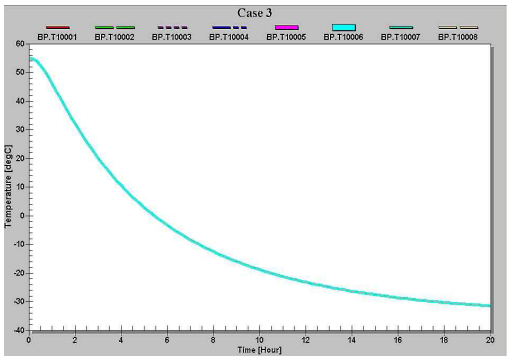

Fig. 7. Thermal Analysis Result : Case 3

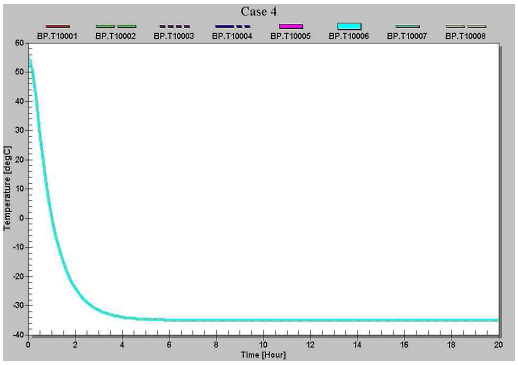

Fig. 8. Thermal Analysis Result : Case 4

2) Case 2 : 히터를 이용하여 가속화한 온도 상승 과정에 대한 열해석 결과

Figure 6은 Case 2 조건에서 탑재품 (노드 10001 ~ 노드 10008)의 시간에 따른 온도변화를 나타내고 있다. 시험 시작 후 열진공 챔버 쉬라우드와 시험판의 온도를 +60 ℃로 유지시켜 주고 바닥면 온도가 -20 ℃에서 +55 ℃에 도달하는데 0.4 시간이 걸림을 알 수 있다.

3) Case 3 : 기존의 방식을 이용한 온도 하강 과정에 대한 열해석 결과

Figure 7은 Case 3 조건에서 탑재품 (노드 10001 ~ 노드 10008)의 시간에 따른 온도변화를 나타내고 있다. 시험 시작 후 열진공 챔버 쉬라우드의 온도를 -35 ℃로 유지시켜 주고 바닥면 온도가 +55 ℃에서 -20 ℃에 도달하는데 10.6 시간이 걸림을 알 수 있다.

4) Case 4 : 냉매 배관을 이용하여 가속화한 온도 하강 과정에 대한 열해석 결과

Figure 8은 Case 4 조건에서 탑재품 (노드 10001 ~ 노드 10008)의 시간에 따른 온도 변화를 나타내고 있다. 시험 시작 후 열진공 챔버 쉬라우드와 시험판의 온도를 -35 ℃로 유지시켜 주고 바닥면 온도가 +55 ℃에서 -20 ℃에 도달하는데 1.7 시간이 걸림을 알 수 있다.

탑재품은 동일한 밀도와 크기를 가지는 8 개의 요소로 모델링되어 온도 분포 해석결과 모든 노드가 같은 온도를 나타내고 있다.

2.5 열진공 시험 결과를 이용한 열해석 모델의 비교 및 검증

열해석을 통해 도출된 열진공 챔버 성능 개선 설계안을 반영하여 냉매 배관을 챔버 시험판 내부에 삽입하여 시험물에 직접적인 전도 열전달이 가능하게 함으로써 열전달 성능을 향상시키는 열진공 챔버 성능 업그레이드를 수행하였으며, 향상된 열진공 챔버를 사용하여 저궤도 위성 탑재품 비행모델 (195.6 mm x 120.7 mm x 146.6 mm, 무게 3.73 kg, 하우징 재질 Aluminum 6061-T651)에 대해 Table 1의 Acceptance 요구조건과 Fig. 2의 요구조건을 반영하여 8 사이클의 열진공 시험을 수행하고, 그 결과 데이터를 이용하여 열해석 모델 비교 및 검증을 수행하였다. Fig. 9는 인공위성 탑재품 열진공 시험 모습이다.

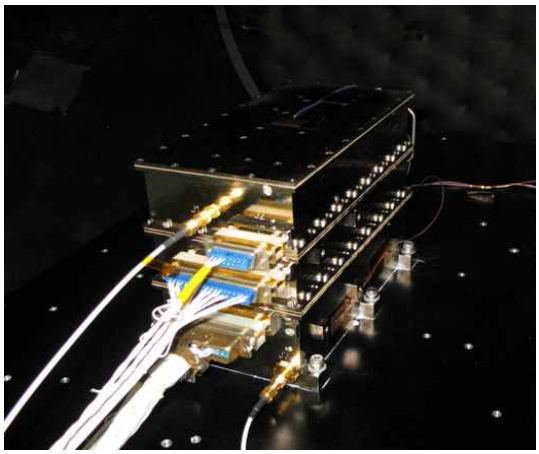

Fig. 9. Thermal Vacuum Test Configuration for Satellite Component (Korea Aerospace Industries, LTD.)

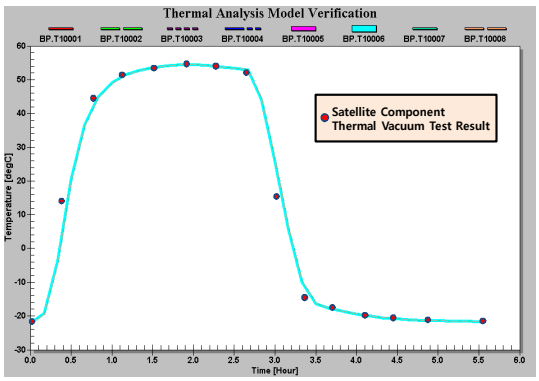

Fig. 10. Thermal Analysis Model Verification using Thermal Vacuum Test Result

Figure 10에 열해석 결과(실선으로 표시)와 열진공 시험 결과(점으로 표시)를 비교 검증한 내용을 나타내었으며, 열해석 모델을 이용한 시험 예측 결과가 실제 환경시험 결과와 잘 일치하는 것을 볼 수 있다.

본 연구에서 고려한 총 4 가지 Case의 탑재품 수준 열진공 시험 과정을 모사하는 수치해석 모델을 대해 환경시험 요구조건의 해당 요구온도에 도달하는데 걸리는 시간을 Table 4에 정리하였다. 열진공 시험 과정을 가속화시킬 수 있는 설계 업그레이드 방안을 도입한 Case 2와 Case 4의 열해석 결과와 같이 시험판과 탑재품 간에 전도 열전달을 이용함으로써 열진공 시험 성능이 개선되는 효과를 미리 확인해 볼 수 있었다.

Table 4. Summary of Thermal Analysis Case Results

Thermal Analysis Case			Time [Hour]	Temp. Rate of Change [degC/min]
Temp. Rising (-20 ℃ → +55 ℃)	Case 1	Normal	1.8	0.694
	Case 2	Accelerated	0.4	3.125
Temp. Falling (+55 ℃ → -20 ℃)	Case 3	Normal	10.6	0.118
	Case 4	Accelerated	1.7	0.735

III. 결 론

열진공 시험 과정을 가속화시킬 수 있는 방안을 도출하기 위해서 열해석을 수행하였다. 히터를 이용하여 온도 상승 과정을 가속화하면 영하 20 ℃에서 영상 55 ℃로 상승하는데 소요시간이 1.8 시간에서 0.4 시간으로 감소되었고, 냉매 배관을 이용하여 영상 55 ℃에서 영하 20 ℃로 온도를 하강시키는데 필요한 소요시간은 10.6 시간에서 1.7 시간으로 대폭 감소하였다. 열해석을 수행한 결과로 도출된 성능 개선안인 히터와 냉매를 사용하여 온도변화를 가속화시키는 방안을 실제로 한국항공우주산업(주)에서 보유하고 있는 열진공챔버에 적용하여 열해석 모델을 비교하고 검증하였다. 열해석 모델을 이용한 시험예측 결과가 실제 환경시험 결과와 잘 일치하였다.

참고문헌

1) 이광진, 최준민, 최석원, 김상호, 유재복, “열진공챔버 형상과 위성체 부품 시험 온도의 변화”, 한국항공우주학회 2000년 추계 학술대회 발표논문집, 2000, pp. 114-119.

2) 김상호, 유재호, 김종현, 서현석, 김형동, 최준민, 김희경 “인공위성 탑재 컴포넌트에 대한 열진공 시험 생산성 증대를 위한 연구”, 한국항공우주학회 2006년 추계 학술대회 발표논문집, 2006, pp. 563-566.

3) MIL-STD-1540C, “Test Requirements for, Launch, Upper Stage, and Space Vehicles”, 1994, p. 56.

4) 김경훈, 고형종, 김경진, 조기주, 오승협, “발사대기 중인 액체추진 로켓의 극저온 산화제 탱크 내 비정상 열해석”, 한국추진공학회지, 2008, vol. 12, no. 4, pp. 33-41.