

技術論文

저궤도 인공위성 열-구조 모델 열진공시험 결과를 활용한 열모델 보정

이장준*, 김희경*, 현범석*

The Correlation of Satellite Thermal Mathematical Model using Results of Thermal Vacuum Test on Structure-Thermal Model

Jang-Joon Lee*, Hui-Kyung Kim* and Bum-Seok Hyun*

ABSTRACT

Because thermal design of satellite carrying out mission in space is performed by thermal analysis result using thermal mathematical model, accuracy of thermal mathematical model is important and it can be improved by model correlation. Correlation steps of satellite thermal math model are composed of modeling of satellite configuration placed in thermal vacuum chamber, verification of correspondence between thermal math model and real satellite configuration, and adjustment of modeling parameters from major part to minor part etc. In this study, correlation success criteria was established and correlation for satellite thermal math model was performed using result of thermal vacuum test of satellite structure-thermal model to meet the success criteria. The overall results satisfied the criteria and this correlated thermal model was applied for detailed thermal design of satellite.

초 록

우주공간에서 임무를 수행하는 인공위성의 열설계는 열모델을 활용한 열해석 결과를 바탕으로 수행되므로, 열모델의 정확성은 매우 중요하며 이것은 보정과정을 통하여 향상된다. 열모델의 보정은 인공위성이 열진공 챔버에 장착된 형상을 모사하는 모델링에서 시작하여 실제형상과 열모델간의 일치성에 대한 검증, 거시적 변수에서부터 미시적 변수에 이르기까지 열모델 변수에 대한 조정 등을 거쳐 주어진 성공 조건을 만족할 때까지 열모델을 지속적으로 수정하는 과정으로 이루어진다. 본 연구에서는 열모델 보정의 성공 기준을 수립하고 인공위성 열-구조 모델 열진공 시험결과를 활용한 열모델 보정을 수행하여 보정 기준을 충족시켰다. 본 연구에서 보정이 완료된 열모델은 저궤도 인공위성 상세 열설계에 적용될 수 있었다.

Key Words : Satellite(인공위성), Correlation(보정), Thermal Analysis(열해석), Thermal Vacuum Test(TVT, 열진공시험), Thermal Mathematical Model(TMM, 열모델), Structure-Thermal Model(STM, 열-구조 모델)

1. 서 론

† 2009년 7월 15일 접수 ~ 2009년 8월 26일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 위성 열/추진팀

교신저자, E-mail : ljj@kari.re.kr

대전광역시 유성구 어은동 45번지

인공위성 열제어 측면에서 열진공 시험의 목적은 첫째로 인공위성 열제어 하드웨어의 설계와 성능을 검증하고 둘째로 궤도환경에서 발생 가능

한 상황의 모사를 통해 인공위성의 열적안정성을 검증하며 셋째로 궤도상에서 임무를 수행할 인공위성의 온도를 올바르게 예측할 수 있도록 열모델의 보정을 위한 데이터를 획득하는 것이다.¹⁾

우주공간에서 임무를 수행하는 인공위성의 열설계는 열모델을 이용한 열해석 결과를 활용하여 수행되기 때문에 열모델의 정확도가 높을수록 열해석 결과의 신뢰도가 상승하며 열설계의 안정성이 향상된다. 인공위성 열모델은 열진공 시험결과를 활용한 보정과정을 통하여 정확도를 향상시킬 수 있다.²⁾

인공위성 열모델의 보정은 열진공 시험 기간 중에 얻을 수 있는 온도데이터와 열해석 결과를 비교하여 수행할 수 있다.³⁾ 일반적으로 열모델의 보정을 위한 온도데이터를 획득하기 위하여 열진공 시험기간 중에 정해진 구간에서 인공위성의 시간별 온도변화량을 일정수준 이하로 유지시키게 되는데 본 연구에서 사용된 시험 온도데이터의 열평형 도달 조건은 1°C/4hr의 기준이 적용되었다.

또한 열모델 보정의 정확성을 확보하기 위하여 최소 2 set이상의 열평형 온도 dataset이 필요하게 되는데, 일반적으로 고온 조건에서 1개 이상의 dataset 그리고 저온 조건에서 1개 이상의 dataset을 사용하게 된다. 본 연구에서 열모델 보정에 사용된 열진공 시험 결과는 고온 조건과 저온 조건에서 각각 1set의 dataset이 사용되었다.

본 연구에서는 저궤도 인공위성 열-구조 모델의 열진공 시험결과를 활용하여 열모델을 보정하는 과정을 정리하고, 그 결과를 나타내었다.

II. 열진공 시험

2.1 열진공 시험의 형상

인공위성의 열-구조 모델(STM)은 위성의 실제 비행모델(FM, Flight Model)의 제작에 앞서 열적 특성과 구조적 특성을 알아보기 위한 모델로서 실제 위성의 작동을 위한 전장품이나 임무를 위한 탑재체가 장착되지 않고 구조체만으로 이루어진 모델이다. 인공위성 열-구조 모델에서는 실제 비행모델의 전장품 대신 전장품의 크기와 무게가 동일한 dummy box가 장착된다. 다음의 Fig. 1은 저궤도 인공위성 열-구조 모델 전체 모습과 내부 전장품을 모사한 dummy box 예시를 나타낸 그림이다. Dummy box 내부에는 전장품의 발열량을 모사하기 위한 simulation heater가 부착된다.

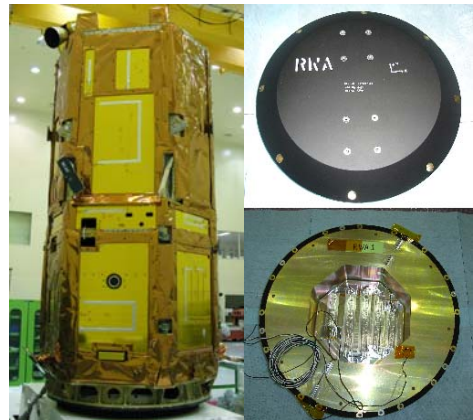


Fig. 1. Satellite STM model (left) and dummy box (right)

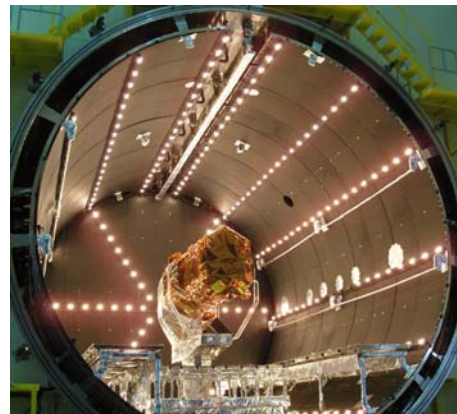


Fig. 2. Satellite STM in chamber

인공위성 열-구조 모델의 열진공/열진행 시험 기간 중에 simulation heater는 모사하고자 하는 시험환경에 적합하도록 해당 전장품의 발열량을 모사한다. 열-구조 모델은 실제 전장품 대신에 dummy box가 장착되지만 인공위성 비행모델의 열-구조적 특성을 알아보기 위한 모델이므로 비행모델과 광학특성, 재질특성 등이 모두 같도록 제작된다.

이렇게 제작된 인공위성 열-구조 모델은 열진공 시험을 위하여 열진공 챔버에 장착된다. 위의 Fig. 2에서 인공위성 열-구조 모델이 열진공 챔버에 장착된 형상을 나타내었다.

본 연구에서 사용된 열진공 챔버는 열진공 시험기간 중 심연우주환경 모사를 위하여 -190°C의 저온 상태를 유지하게 되며, 인공위성 방열판에 부착된 히터를 통해 태양광과 같은 외부로부터의 열 입사를 모사하게 된다.

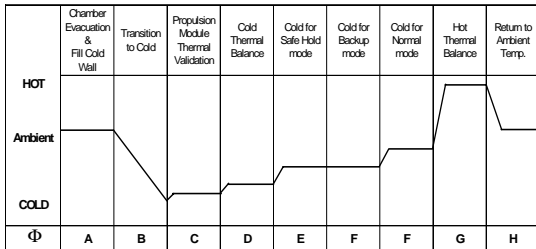


Fig. 3. Temperature profile for STM TVT

위의 Fig. 3은 인공위성 열-구조 모델의 열진공 시험기간 중 온도형상을 나타낸 그림이다. Fig. 3에서 실선 그래프는 인공위성 열-구조 모델의 전반적인 온도 형상을 나타내며, 각 구간별 시험 목적에 맞도록 조절된다. 먼저 A구간에서 시작된 열진공시험은 B구간에서 우주환경 모사를 위하여 전반적인 온도 하강이 이루어진다. C구간은 추진모듈의 열설계를 검증하는 구간이며 D구간은 인공위성 열모델 보정용 데이터 추출을 위한 저온 조건 열평형 구간이다. E구간은 실제 위성이 처할 수 있는 안전모드에서의 열환경을 모사하여 열설계를 검증하는 구간이며, F구간은 위성 정상상태에서의 열설계를 검증하는 구간이다. G구간은 D구간과 함께 인공위성 열모델 보정용 데이터 추출을 위한 고온조건 열평형 구간이며, H구간에서 열진공 시험이 마무리된다.

실제 인공위성 비행 모델의 열진공 시험은 전장품의 기능시험을 포함하여 3회 이상의 주기 동안 시험이 이루어지지만, 시험 비용이 크게 소모되는 열진공 시험의 특성상 열-구조 모델의 경우 1회 주기의 경우에도 충분한 데이터 획득이 가능하다면 1회 주기로 시험을 마무리 한다.

2.2 열모델 보정을 위한 데이터

인공위성 열모델의 보정을 위하여 열진공 시험으로 획득하는 데이터는 저온 열평형 조건과 고온 열평형 조건에서 얻어진 온도데이터와 각 열평형 조건에서의 dummy box 발열량, 각 구간별 조건에서의 외부히터 발열량, 그리고 챔버 혹은 고정지지대와 같은 시험장치의 광학물성치와 온도 데이터 등이다.

본 연구에서 소개된 열진공시험에서는 외부로부터의 열입사량을 모사하는 방법으로서 인공위성 방열면(Radiator)에 heater를 직접 장착 하여 원하는 발열량을 모사하는 방법을 사용하였는데, Table 1에 시험기간 각 구간별 외부히터의 발열량 정보를 나타내었다.

본 연구에서 소개된 저궤도 인공위성은 크게

Table 1. Power of environmental heater

Test phase Location(Radiator)	Test phase							
	A	B	C	D	E	F	G	H
Payload Panel +X below	Off	Off	35.2	0.0	35.2	35.2	73.9	Off
Payload Panel +X upper left	Off	Off	2.5	2.5	2.5	2.5	5.8	Off
Payload Panel +X upper right	Off	Off	6.7	6.7	6.7	6.7	20.1	Off
Payload Panel -X	Off	Off	26.8	0.0	26.8	26.8	60.9	Off
Payload Panel -X-Y	Off	Off	17.7	17.7	17.7	34.6	28.0	Off
Payload Panel +X-Y	Off	Off	20.0	20.0	20.0	39.4	32.1	Off
Upper Avionics Panel +X	Off	Off	9.3	9.3	9.3	9.3	16.3	Off
Upper Avionics Panel +X-Y	Off	Off	21.6	21.6	21.6	13.2	38.9	Off
Upper Avionics Panel -X+Y	Off	Off	21.7	21.7	21.7	13.4	38.4	Off
Upper Avionics Panel -X	Off	Off	8.7	8.7	8.7	9.0	15.7	Off
Upper Avionics Panel -X-Y	Off	Off	8.9	8.9	8.9	17.6	13.8	Off
Upper Avionics Panel +X-Y	Off	Off	9.2	9.2	9.2	17.6	13.9	Off
Lower Avionics Panel +X	Off	Off	35.5	35.5	35.5	35.5	62.4	Off
Lower Avionics Panel +X-Y	Off	Off	96.6	96.6	96.6	59.0	172.0	Off
Lower Avionics Panel -X+Y	Off	Off	34.9	34.9	34.9	21.4	56.4	Off
Lower Avionics Panel -X	Off	Off	21.3	21.3	21.3	25.4	43.7	Off
Lower Avionics Panel -X-Y	Off	Off	28.3	28.3	28.3	54.4	41.0	Off
Lower Avionics Panel +X-Y	Off	Off	11.1	11.1	11.1	21.2	16.8	Off
Star tracker +X-Y	Off	Off	0.0	0.0	0.0	29.2	40.6	Off
Star tracker -X-Y	Off	Off	0.0	0.0	0.0	29.2	41.6	Off
After Adapter	Off	Off	delT=0	delT=0	delT=0	delT=0	delT=0	Off

(Unit:W)

3부분으로 나뉘는데, 탑재체(Payload) 1모듈과 본체 (Lower avionics, Upper avionics) 2모듈로 구분된다. Table 1에서 방열면 항목은 6각형상인 저궤도 인공위성의 3모듈에 나뉘어 장착되어 있다.

또한 Table 1에서 'delT=0' 항목의 의미는 챔버(Chamber) 안에 위치한 인공위성과 인공위성 지지대간의 열교환을 최대한 배제하도록 인공위성 지지대에 장착한 히터의 제어를 통해 두 구조물간의 온도 차이를 최대한 0에 가깝게 유지할 것을 뜻하는 의미이다.

인공위성 임무기간 중 외부로부터의 열원으로는 태양광 입사, 지구복사열, 태양광이 지구에 반사되어 인공위성에 입사(albedo)하는 입사열 등이 존재하는데 열진공 시험기간 중에 인공위성이 처할 수 있는 열적 worst case를 산정하여 각 구간별 외부 열유입량을 계산하게 된다. 특히 열평형 구간 (D, G 구간)에서의 외부 열 유입량은 실제 인공위성에 입사할 것으로 예상되는 열 유입량보다 Hot 구간(G구간)에서는 더 많은 외부 열 유입량을, Cold 구간(D구간)에서는 더 적은 외부 열 유입량을 적용하여 시험을 수행하게 되는데 그 이유는 첫째로 인공위성의 히터용량과 방열면적이 충분한지에 대한 검증을 위해서이고, 둘째로 고온/저온 조건에서의 온도 차이가 클수록 실제 상황보다 획득치(Gain)를 증폭시키는 효과로 인하여 열모델 보정이 보다 정밀해지기 때문이다.

다음의 Table 2에서는 시험 기간 각 구간별 dummy box의 발열량을 나타내었다.

Table 2. Power of dummy simulation heater

STM Dummy Box		Test Phase										W
Power Supply Group #	Unit	D		E		F		G		H		
		Cold Thermal Balance		Cold Ther. Balance for Safety Hold Cold		Cold Ther. Balance for Normal Cold		Hot Thermal Balance		Return to Ambient		
		On/Off	Actual Value	On/Off	Actual Value	On/Off	Actual Value	On/Off	Actual Value	On/Off	Actual Value	
1	PU1	Off	0.0	Off	0.0	Off	0.0	On	21.3	Off		
2	PU2	Off	0.0	Off	0.0	Off	0.0	On	27.2	Off		
3	PU3	Off	0.0	Off	0.0	Off	0.0	On	0.2	Off		
4	PU4	Off	0.0	Off	0.0	Off	0.0	On	55.3	Off		
5	PU5	Off	0.0	Off	0.0	Off	0.0	On	8.7	Off		
6	PU6	Off	0.0	Off	0.0	Off	0.0	On	0.5	Off		
7	PU7	Off	0.0	Off	0.0	Off	0.0	On	0.3	Off		
8	PU8	Off	0.0	Off	0.0	Off	0.0	On	0.5	Off		
9	PU9	Off	0.0	Off	0.0	Off	0.0	On	3.6	Off		
10	PU10	Off	0.0	Off	0.0	Off	0.0	On	1.6	Off		
11	PU11	Off	0.0	Off	0.0	Off	0.0	On	65.6	Off		
12	PU12	Off	0.0	Off	0.0	Off	0.0	On	46.6	Off		
13	PU13	Off	0.0	Off	0.0	Off	0.0	On	1.2	Off		
14	PU14	Off	0.0	Off	0.0	Off	0.0	On	1.1	Off		
15	PU15	Off	0.0	Off	0.0	Off	0.0	On	0.3	Off		
16	PU16	Off	0.0	Off	0.0	Off	0.0	On	12.7	Off	0.0	
17	BU1	Off	0.0	Off	0.0	On	23.9	On	23.9	Off		
18	BU2	Off	0.0	Off	0.0	On	12.0	On	12.0	Off		
19	BU3	Off	0.0	Off	0.0	On	11.9	On	11.9	Off		
20	BU4	On	42.5	On	42.5	On	43.4	On	43.4	Off		
21	BU5	Off	0.0	Off	0.0	On	40.8	On	42.5	Off		
22	BU6	Off	0.0	Off	0.0	On	40.8	On	40.2	Off		
23	BU7	On	2.5	On	2.5	Off	0.0	Off	0.0	Off		
24	BU8	Off	0.0	On	1.3	On	4.8	On	4.8	Off		
25	BU9	On	8.0	On	8.0	On	8.0	On	7.5	Off		
26	BU10	On	4.1	On	4.1	On	4.1	On	3.8	Off		
27	BU11	On	65.1	On	65.1	On	65.1	On	67.9	Off		
28	BU12	Off	0.0	Off	0.0	On	16.3	On	16.3	Off		
29	BU13	Off	0.0	Off	0.0	On	0.0	Off	0.0	Off		
30	BU14	On	91.1	On	91.1	On	91.1	On	132.0	Off		
31	BU15	Off	0.0	Off	0.0	Off	0.0	On	24.3	Off		

(Unit:W)

Table 2에 나타나지 않는 A, B, C구간에서 dummy box는 모두 off 상태이다. 인공위성 열진공 시험기간 중 인공위성의 온도는 Table 1의 D, G 구간 외부 열입사량과 Table 2의 D, G구간 simulation heater 발열량을 통해 차이를 나타낸다. Table 2에 나타난 dummy box의 발열량은 실제 인공위성의 unit 에서 구현될 각 상황별 시간에 따른 발열량 함수 대신 평균값을 적용하였는데, 그 이유는 열평형 수렴조건을 만족시켜 시험 목적을 달성하기 위함이다.

이외에도 열모델의 보정을 위하여 필요한 데이터는 인공위성 열-구조 모델 내/외부의 광학물성치, 인공위성 모델의 열-구조물성치, 열진공 시험당시 사용된 각종 구조물의 광학물성치 등이 있다.

다음의 Table 3에서는 Hot thermal balance구간 (G구간)과 Cold thermal balance구간 (D구간)에서의 인공위성 열-구조 모델 각 부분의 온도데이터를 나타내었다. Table 3에 나타난 온도결과는 고온과 저온 두 구간에서의 온도차이가 많게는 110℃에 이르는 부품도 존재하게 되는데 이 범위는 실제 인공위성이 임무기간 중에 경험하게 되는 온도범위보다 훨씬 넓은 영역이므로 이 데이터를 바탕으로 한 열모델 보정작업은 더욱 높은 신뢰성을 갖는다.

Table 3. Test temperature at balance phase (℃)

Number	Unit	Hot thermal balance	Cold thermal balance	Number	Unit	Hot thermal balance	Cold thermal balance
1	PU1	41.9	-48.6	27	BU5-1	57.0	-13.0
2	PU2	50.1	-39.7	28	BU6	60.5	-7.5
3	PU2-1	47.6	-35.5	29	BU6-1	57.8	-9.7
4	PU3	39.4	-48.9	30	BU7	39.8	-10.3
5	PU3-1	41.0	-47.7	31	BU7-1	36.3	-20.5
6	PU4	43.8	-46.2	32	BU8	47.9	-12.6
7	PU4-1	51.0	-40.9	33	BU8-1	45.3	-16.5
8	PU5	39.5	-47.4	34	BU8-2	45.6	-18.4
9	PU5-1	44.0	-47.9	35	BU9	55.2	-13.2
10	PU6	39.7	-49.0	36	BU10	48.7	-16.3
11	PU6-1	42.8	-45.1	37	BU11	55.5	-0.2
12	PU7	39.5	-52.2	38	BU12	48.2	-11.2
13	PU8	39.0	-50.7	39	BU13	41.9	-16.2
14	PU9	39.6	-35.2	40	BU14	55.3	0.0
15	PU10	41.1	-40.1	41	BU15	57.5	-5.9
16	PU11	54.6	-43.9	42	BU16	49.5	-16.0
17	PU12	53.7	-46.8	43	BU17	56.0	-6.3
18	PU13	39.4	-47.8	44	BU18	-18.7	-51.1
19	PU14	37.9	-50.6	45	BU19	-10.5	-45.8
20	PU15	38.7	-52.0	46	BU20	-31.0	-57.3
21	PU16	41.6	-38.9	47	BU21	-21.5	-81.3
22	BU1	60.1	-14.1	48	BU22	-34.7	-85.8
23	BU2	30.4	-82.4	49	BU23	53.4	-3.8
24	BU3	31.1	-82.7	50	BU24	49.5	-3.0
25	BU4	65.3	9.0	51	BU25	54.5	-4.9
26	BU5	54.7	-13.6	52	BU26	47.5	-9.0

Table 3에 나타난 unit중 Table 2에 등장하지 않는 unit은 시험 기간 중 발열하지 않지만 인공위성에 장착되므로 모델 보정에 필요한 부품을 나타낸 것이다. 본 연구에서 열모델의 보정에 사용되는 대상 unit은 Table 3에 나타난 52개의 unit이다.

III. 열모델 보정

3.1 열모델 보정의 요구조건

위성 열모델의 보정을 수행함에 있어서 실제 실험 데이터와 열모델 보정을 통한 예측 결과를 100% 일치시키는 것은 현실적으로 불가능하며 보정 결과가 일정한 요구조건에 범위 내에 도달할 경우 열모델 보정이 완료되었다고 인정하게 된다. 다음의 Table 4에서는 인공위성 열모델 보정의 요구조건을 나타내었다.

Table 4. Correlation criteria

순번	항목	요구조건
1	ΔT 평균 절대값	2℃ 이하
2	ΔT 표준편차	3℃ 이하
3	ΔT ≤ 4℃ 비율	80% 이상
4	ΔT ≤ 6℃ 비율	95% 이상
5	ΔT ≥ 9℃인 경우 적절한 설명이 필요함	

* ΔT = Prediction(℃) - Test(℃)

앞의 Table 4에 나타난 열모델 보정의 요구조건은 오차평균 2°C이하의 조건과 표준편차 3°C이하의 조건을 기본으로 하고 통계학에서의 정규분포 분석방법을 추가하여 도출시킨 요구조건이다.

3.2 열모델 보정의 흐름

인공위성 열모델의 보정은 기본적으로 trial-error의 반복적인 수행을 통하여 수행되는데, 어떻게 그 과정을 단축시키고 효율적인 보정이 이루어지는지가 관건이다. Fig. 4에 열모델의 보정이 수행되는 흐름도를 나타내었다.⁴⁾

3.3 열모델 보정의 수행

인공위성 열모델의 보정을 수행하여 요구조건에 부합시키기 위해서는 앞절에서 밝힌 바와 같이 일련의 trial-error 방식의 보정작업이 필요하고 이를 위하여 먼저 인공위성이 열진공 챔버에 장착된 형상을 열모델이 얼마나 정확히 반영하는지를 검토해야 한다.

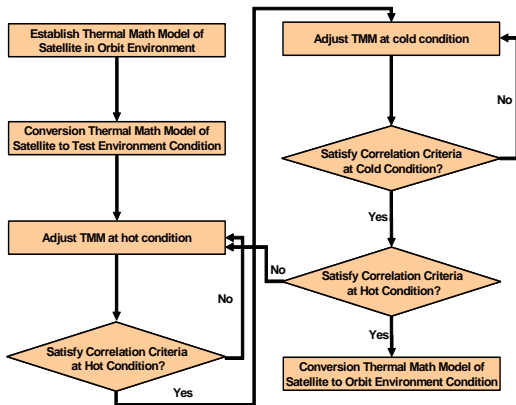


Fig. 4. Correlation process of TMM

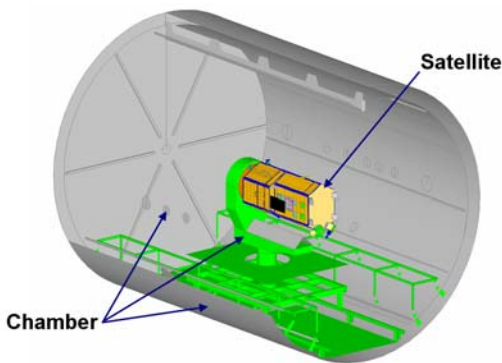


Fig. 5. Thermal Math Model for correlation

Fig. 5에서는 인공위성 열진공 챔버에 장착된 형상을 모사한 열모델을 나타내었다. 본 연구에 사용된 열모델은 Thermal Desktop⁵⁾과 Sinda/Fluint⁶⁾ 프로그램을 이용하여 개발되었다. 앞 장에서의 Fig. 2 실물과 비교하여 Fig. 5에서의 열모델을 최대한 실제 형상에 근접하도록 제작하는 것이 열모델 보정의 첫 걸음이다. 또한 열진공 시험데이터를 바탕으로 인공위성 열모델의 보정을 수행하기 전의 열해석 예측치와 실제 실험치의 차이는 Table 5와 같다.

Table 5의 결과를 살펴볼 때 열모델의 보정 이전 예측성능은 앞절의 보정요구조건과 비교하여 모든 항목에서 부합하지 못하는 결과를 보였다.

본 연구에서 수행된 인공위성 열모델의 보정은 Table 5에서의 결과를 포함하여 총 4단계의 과정으로 진행되었다. 각 과정에서 발생한 열모델 보정의 과정을 Table 6에서 Table 9까지 나타내었다.

Table 6의 step0과정에서의 열모델은 앞서 밝힌 바와 같이 본격적인 열모델 교정이 이루어지기 전의 예측능력 분석 결과이다.

Step0의 단계에서는 일반적으로 궤도 열해석에 사용되던 인공위성 열모델을 실제와 달리 외부 탑재체 등이 제거된 시험형상으로 바꾸어 열

Table 5. Performance of TMM before correlation

순번	항목	Hot case	Cold case
1	ΔT 평균 (Avg)	-3.58 °C	-3.42 °C
2	ΔT 표준편차 (σ)	4.85 °C	6.20 °C
3	$ \Delta T \leq 4^\circ\text{C}$ 비율	59.62 %	44.23 %
4	$ \Delta T \leq 6^\circ\text{C}$ 비율	59.62 %	61.54 %
5	$ \Delta T \geq 9^\circ\text{C}$ 개수	12 개	16 개

Table 6. Correlation status - step0

step	Description	Status	
0	<ul style="list-style-type: none"> ● 챔버 열모델 생성 ● 장착형상 위성 열모델 생성 ● 위성과 챔버 열모델의 조합 ● 위성 경계온도조건 설정 ● 열모델 heat source 오류 교정 ● 열모델의 형상 오류 교정 ● 외부 장착 안테나-위성간 conductance 조절 	Hot case (°C)	
		Avg	-3.58
		σ	4.85
		$ \Delta T \leq 4$	59.6%
		$ \Delta T \leq 6$	59.6%
		$ \Delta T \geq 9$	12 개
		Cold case (°C)	
		Avg	-3.42
		σ	6.20
		$ \Delta T \leq 4$	44.2%
$ \Delta T \leq 6$	61.5%		
$ \Delta T \geq 9$	16 개		

진공 챔버와 결합한 형태로 바꾸는 것이 주된 내용이며 그 과정에서 발견된 열모델 heat source 오류에 대한 교정이 수행되었다. Step0에서 수행된 열모델 교정 내용은 외부 안테나와 위성과의 conductance 조절인데, 다른 unit과 달리 외부 안테나는 약간의 conductance차이로 수십 °C의 온도 차이가 발생하지만 이것은 본체와의 conductance 조절로 간단하게 해결될 수 있으므로 step0에서 수행되었다.

Table 7에서는 step1에서의 보정내용과 결과를 나타내었다. 앞의 step0에서의 결과에 의하면 인공위성 열모델의 예측온도가 실제 시험결과에 비하여 전반적으로 낮은 경향을 보임에 따라 인공위성 외부 MLI의 방사율이 실제보다 크게 적용한 것으로 판단하고 이를 축소하였다. 그리고 탑재체측의 온도가 본체측 온도에 비하여 전반적으로 예측결과가 낮게 나타난 사실에 주목하여 탑재체-본체간 thermal conductive conductance를 증가시켰다. 이러한 step1에서의 보정작업을 거쳐 고온/저온 조건에서 모두 예측치와 실험치간의 차이 평균이 0에 근접한 결과를 도출하였다.

하지만 step1에서의 결과에서 여전히 표준편차

Table 7. Correlation status - step1

step	Description	Status
1	<ul style="list-style-type: none"> 인공위성 외부 MLI 방사율 축소 본체-탑재체간 thermal conductive conductance 증가 	Hot case (°C)
		Avg 0.69
		σ 3.30
		ΔT ≤ 4 71.2%
		ΔT ≤ 6 96.2%
		ΔT ≥ 9 0 개
		Cold case (°C)
		Avg -0.66
		σ 5.33
		ΔT ≤ 4 36.5%
ΔT ≤ 6 67.3%		
ΔT ≥ 9 2 개		

Table 8. Correlation status - step2

step	Description	Status
2	<ul style="list-style-type: none"> 탑재체 플랫폼 바닥면 MLI 방사율 증가 본체-탑재체간 thermal conductive conductance 증가 본체 내부 MLI 방사율 증가 추진계 플랫폼 MLI 방사율 증가 	Hot case (°C)
		Avg 1.00
		σ 2.57
		ΔT ≤ 4 84.6%
		ΔT ≤ 6 98.1%
		ΔT ≥ 9 0 개
		Cold case (°C)
		Avg 0.73
		σ 2.92
		ΔT ≤ 4 78.9%
ΔT ≤ 6 100%		
ΔT ≥ 9 0 개		

와 그 외의 요구조건들은 만족하지 못하여 Table 8의 step2 보정과정을 수행하였다. Step2에서는 여전히 본체-탑재체간 열교환을 인공위성 열모델이 실제적으로 반영하지 못하고 있다는 판단에 따라 탑재체 플랫폼 바닥에 위치하여 본체와 마주보고 있는 바닥면 플랫폼 MLI의 방사율을 증가시키고 본체-탑재체간 thermal conductive conductance 역시 증가시켰다. 아울러 본체내부에 unit을 감싸는 형태로 장착된 MLI의 방사율 또한 증가시켰다. 이러한 step2의 과정을 거쳐서 대부분의 보정 요구조건은 만족시키게 되었고 다만 저온 조건에서 |ΔT| ≤ 4의 비율이 80%를 만족시키지 못하므로 추가 보정이 필요하게 되었다.

3.4 열모델 보정의 결과

다음의 Table 9에서는 열모델 보정의 최종 단계로서 개별 unit 열모델에 대한 세부 수정이 이루어졌다. Table 9에서의 열모델 보정은 주로 세부 unit의 열모델 보정에 초점을 맞추었다. 그 결과 모든 항목에서 보정 요구조건을 만족시켰으며 예측결과와 시험결과가 거의 비슷한 결과를 나타내는 것을 확인할 수 있었다. 인공위성 열모델 보정의 주된 방향은 예측결과와 시험결과의 전체적인 온도차이 경향을 확인하고 발열량과 광학물성치를 조절하는 과정에서 출발하여 중국에는 세부 유닛의 conductance를 조절하는 방향으로 나아가는 것이 핵심이며 이와 같은 과정을 따를 경우 보정에 소요되는 시간을 단축할 수 있다.

한편 Table 10에서는 최종 보정을 수행한 이후의 개별유닛의 온도 예측결과와 시험결과의 차이를 나타내고 있다.

Table 9. Correlation status - Final

step	Description	Status
3	<ul style="list-style-type: none"> Bus7, bus7-1, bus8, bus8-1 과 bus간 conductance 증가 Bus11 conductance error 수정 Bus panel 방열면적 error 수정 Bus18, bus21과 bus간 conductance 축소 Thermal sensor 위치 교정 기타 unit 열모델 세부 조정 	Hot case (°C)
		Avg -0.10
		σ 2.22
		ΔT ≤ 4 92.3%
		ΔT ≤ 6 98.1%
		ΔT ≥ 9 0 개
		Cold case (°C)
		Avg 0.10
		σ 2.43
		ΔT ≤ 4 92.3%
ΔT ≤ 6 100%		
ΔT ≥ 9 0 개		

Table 10. Correlation result of TMM (°C)

Number	Unit	Hot test	Hot TMM	Del T	Cold test	Cold TMM	Del T
1	FU1	42	43	1	-49	-48	1
2	FU2	50	55	5	-40	-38	2
3	FU2-1	48	48	0	-36	-35	1
4	FU3	39	40	1	-49	-48	1
5	FU3-1	41	40	-1	-48	-48	0
6	FU4	44	41	-3	-46	-47	-1
7	FU4-1	51	51	0	-41	-44	-3
8	FU5	40	39	-1	-47	-48	-1
9	FU5-1	44	44	0	-48	-48	0
10	FU6	40	40	0	-49	-49	0
11	FU6-1	43	40	-3	-45	-46	-1
12	FU7	40	38	-2	-52	-54	-2
13	FU8	39	40	1	-51	-48	3
14	FU9	40	40	0	-35	-38	-3
15	FU10	41	41	0	-40	-40	0
16	FU11	55	50	-5	-44	-49	-5
17	FU12	54	51	-3	-47	-49	-2
18	FU13	39	40	1	-48	-47	1
19	FU14	38	40	2	-51	-48	3
20	FU15	39	39	0	-52	-52	0
21	FU16	42	41	-1	-39	-40	-1
22	BU1	60	57	-3	-14	-13	1
23	BU2	30	32	2	-82	-83	-1
24	BU3	31	32	1	-83	-83	0
25	BU4	65	62	-3	9	3	-6
26	BU5	55	57	2	-14	-11	3
27	BU5-1	57	60	3	-13	-10	3
28	BU6	61	62	2	-8	-6	2
29	BU6-1	58	59	1	-10	-9	1
30	BU7	40	41	1	-10	-10	0
31	BU7-1	36	38	2	-21	-17	4
32	BU8	48	50	2	-13	-15	-2
33	BU8-1	45	47	2	-17	-19	-3
34	BU8-2	46	45	-1	-18	-15	3
35	BU9	55	55	0	-13	-12	1
36	BU10	49	50	1	-16	-13	3
37	BU11	56	51	-5	0	1	1
38	BU12	48	50	2	-11	-10	1
39	BU13	42	45	3	-16	-13	3
40	BU14	55	57	2	0	3	3
41	BU15	58	59	2	-6	-3	3
42	BU16	50	49	-1	-16	-13	3
43	BU17	56	54	-2	-6	-7	-1
44	BU18	-19	-20	-1	-51	-50	1
45	BU19	-11	-9	2	-46	-43	3
46	BU20	-31	-32	-1	-57	-58	-1
47	BU21	-22	-21	1	-81	-79	2
48	BU22	-35	-34	1	-86	-85	1
49	BU23	53	51	-2	-4	-7	-3
50	BU24	50	49	-1	-3	-8	-5
51	BU25	55	48	-7	-5	-10	-5
52	BU26	48	46	-2	-9	-12	-3

Table 10의 데이터를 토대로 열모델 보정 요구조건 항목 값의 산정이 이루어졌으며 Table 9에서와 같이 시험결과와 예측결과 값이 요구조건 내에서 일치하였음을 확인할 수 있다.

IV. 결 론

본 연구에서는 인공위성 열-구조모델의 열진공 시험결과를 이용하여 인공위성 열모델의 보정을 수행하는 과정과 결과에 대하여 살펴보았다.

인공위성 열모델의 보정은 몇 단계의 반복적인 과정을 수행하여 이루어지며, 전반적인 인공위성 해석결과와 실제 시험데이터와의 평균 차이를 줄이는 방향에서 시작하여 점차 세부 유닛의 열모델을 수정하는 방향으로 진행된다. 본 연구에서는 크게 3단계의 열모델 보정과정을 거쳐 보정이 이루어졌으며 그 결과 실제 시험 데이터와 열모델의 해석결과 값의 차이를 보정 요구조건 이내의 범위로 만족시킬 수 있었다.

본 연구에서 인공위성 열-구조 모델의 열진공 시험 결과물을 통하여 보정이 완료된 열모델은 저궤도 인공위성 상세 열설계에 적용될 수 있었다. 또한 본 연구를 통하여 얻어진 인공위성 열-구조 모델의 열모델 보정경험과 결과는 저궤도 인공위성 실제 비행모델의 열진공/열평형 시험 결과를 이용한 열모델 보정에 활용될 계획이다.

참고문헌

- 1) David G. Gilmore, "Spacecraft Thermal Control Handbook", Vol 1. 2nd Edition, 2002, p. 746
- 2) Peter Fortescue, John Stark, Graham Swinerd, "Spacecraft Systems Engineering", Third Edition, 2002, p. 386
- 3) Robert D. Karam, "Satellite Thermal Control for Systems Engineers", Volume 181, 1998, p. 243
- 4) 이장준, 김희경, 현범석, "궤도환경 열모델의 보정을 위한 steady 열해석 모델의 도입과 활용", 한국항공우주학회 2007 추계학술발표회논문집, 2007, p. 1786
- 5) Timothy D. Panczak, Steven G. Ring, Mark J. Welch & David Johnson, Thermal Desktop User's Manual Version 4.8, Colorado C&R Technologies, Inc., 2005
- 6) B. A. Cullimore, S. G. Ring & D. A. Johnson, SINDA/FLUINT User's Manual Version 4.8, Colorado, C&R Technologies, Inc., 2005.