

복합재 통신위성 안테나의 우주환경 열해석

김경남*, 김창호*, 정기모*, 한재홍**, Frank Gilles***

Thermal Analysis of Composite Satellite Antenna Structure in Space Environment

Kyoung-Nam Kim*, Chang-Ho Kim*, Kimo Chung*, Jae-Hung Han**, and Frank Gilles***

Key Words : Satellite, Antenna, Thermal Analysis, Thermal Control, Composite, Honeycomb Sandwich

ABSTRACT

Thermal analysis has been performed to evaluate the thermal effect on composite antenna (Ka-band) structure in space environment. The concepts of thermal control are also presented to maintain the antenna components within respective temperature limits. A steady-state algorithm of I-DEAS' thermal analysis software was utilized to predict both maximum and minimum temperature, maximum gradient temperature, and temperature distribution on each antenna component.

1. 서론

인공위성의 응용이 세계적으로 통신, 방송, 기상관측, 지리정보, 우주탐사 등 국방, 과학 및 정보산업 등 여러 분야로 점진적으로 확산됨으로써 우주산업은 소모성 방위산업에서 성장산업으로 변화하고 있고, 군사용 위성기술의 상업화도 활발히 진행되는 추세이다. 국내에서도 통신방송위성 탑재체의 국산화를 위한 연구과제가 진행 중이며[1], 동 과제중의 하나로서 Ku 대역 및 Ka 대역 안테나 구조체의 기술인증모델을 개발 중에 있다. 통신방송위성용 안테나는 위성 탑재체 중 가장 중요한 부분 중 하나로, 발사시의 진동과 음향으로 인한 구조물의 파손이나 궤도에서 운용 중 극심한 우주 열환경에서 구조변형으로 인한 오작동시 대체할 부품이 없는 Single-point Failure 부품이다. 1992 년

부터 시작된 국내의 위성구조물 개발사업 중 통신 위성 안테나는 통신 성능의 극대화를 위하여 최고의 정밀성과 고난이도의 설계개발 기술이 요구된다[2].

통신방송위성 안테나와 같이 외부에 노출되어 있는 부품들은 위성의 임무수행 기간동안 태양광을 받는 부분과 그렇지 못한 부분과의 심한 열적 차이에 놓이게 되며, 지구 그림자로 인한 급격한 냉각현상 등을 겪게 된다. 이러한 극심한 온도 변화는 구조물의 강성과 강도의 저하를 가져와 안테나의 수명을 단축시킬 수 있으며, 또한 열변형에 의한 뒤틀림으로 인하여 지향오차 등과 같은 안테나의 성능에 심각한 영향을 미칠 수 있다. 따라서 위성의 임무궤도에서의 정확한 열해석을 통하여 온도분포를 예측해야 하며 이를 바탕으로 한 열설계가 수반되어야 한다[3]. 또한 예측된 온도분포로부터 안테나의 열적 변형을 계산하고, 열변형에 의한 RF 성능 손실을 평가하여야 한다[4].

본 논문은 복합재료 하니콤 샌드위치로 구성된 Ka 대역 통신방송위성 안테나 구조물에 대한 우주

* 대한항공/ 한국항공기술연구원
** 한국전자통신연구원/ 통신위성개발센터
*** ASTRIUM/ Earth Observation & Science Div.
(Germany)

환경 열해석을 수행하여 운용온도범위 및 온도분포를 예측하였다.

2. 위성안테나의 열해석 모델

2.1 Ka 대역 위성안테나의 형상

현재 개발중인 Ka 대역 안테나는 위성체 상판(Earth Panel)에 장착되는 Gregorian 형상의 고정형 안테나로서 주/부반사판, 리브, 타워형 지지구조, 급전부 등으로 구성되어 있다[그림 1]. Ka 대역 안테나의 전 구조물은 열적 치수안정성이 우수한 복합재료 하니콤 샌드위치 구조로서 주/부반사판 및 리브의 면재는 M60J CFRP, 타워형 지지구조의 면재는 M40J CFRP 를 사용하였으며 심재로는 각각 5056/F40-.0014 와 3/16-5056-.0007 의 알루미늄 하니콤 코어를 사용하였다. 면재로 사용된 M60J 와 M40J CFRP 는 비강도, 비강성 및 비열전도성이 우수하고 열팽창계수(CTE)가 낮아 통신위성 안테나의 반사판과 같은 정밀 구조물에 많이 사용된다.

2.2 열제어 개요

통신방송위성 안테나는 위성체 내부에 위치하는 다른 탑재체와는 달리 외부에 노출되어 있어 온도의 일중 변화량이 200°C 를 넘을 정도로 극심한 열적 환경에 놓이게 된다. 이러한 환경으로부터 안테나 서브시스템을 보호하는 동시에 구조물의 열환경 요구조건을 낮추고 열변형에 의한 전파손실을 최소화하기 위하여 MLI 나 페인트 처리를 하는 등 수동적 열제어 방법을 일반적으로 사용한다. 현재 개발중인 Ka 대역 안테나의 열설계 개념은 안테나 구조체와 우주공간 사이의 열전달을 감

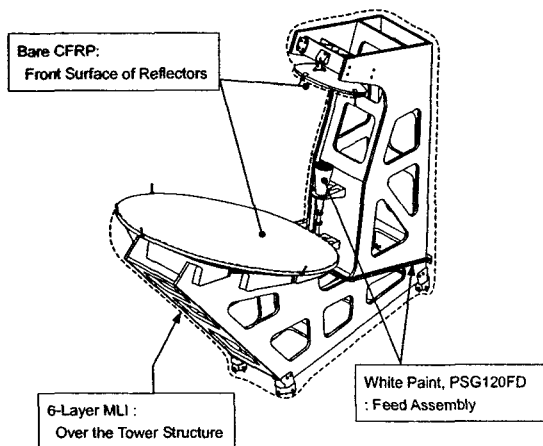


그림 1. Ka 대역 안테나의 형상 및 열제어 개념

소시키고 태양광의 흡수를 최소화하기 위하여 반사판 뒤면과 타워형 지지구조물 전반에 걸쳐 6층의 MLI (Multi-layer Insulator)를 설치하였으며 급전부 및 브라켓류에는 열방출을 극대화하고 태양광의 흡수를 최소화하기 위하여 백색 페인트처리를 하였다. 주/부반사판 전면에는 열제어 장치에 의한 전파손실을 최소화하기 위하여 열제어 장치를 사용하지 않았다[그림 1].

2.3 열해석 모델

본 연구의 열해석 모델 생성은 I-DEAS TMG (Thermal Model Generator)를 이용하였다. 반사판은 2층의 열 유한요소를 사용함으로써 심재에 의한 열전도와 두 면재사이의 열복사를 구현하여 반사판 앞/뒤면의 온도차를 고려하였으며, 지지구조물의 경우 두께 방향의 온도차는 중요하지 않으므로 1층의 열 유한요소를 사용하였다. 반사판 후면 및 지지구조를 둘러싸고 있는 MLI 는 1층의 얇은 셀 요소를 이용하여 모델링하였으며 MLI 내/외부의 열연계는 온도의 함수인 유효 열전도를 이용하여 구현하였다. 또한, 전파손실로 인해 생성되는 급전부의 열발산을 고려하기 위하여 혼(Horn), 편파기(Polarizer), OMT, 웨이브가이드(Wave Guide)등을 상세히 모델링하였다. 위성안테나의 열해석은 위성본체 및 기타 인접 구조물과의 열연계 및 그림자 효과의 구현이 매우 중요한데, 본 연구에서는 무궁화 3 호 위성과 유사하게 위성본체 및 고정형 Ku 대역 안테나를 배치, 모델링하였다[그림 2]

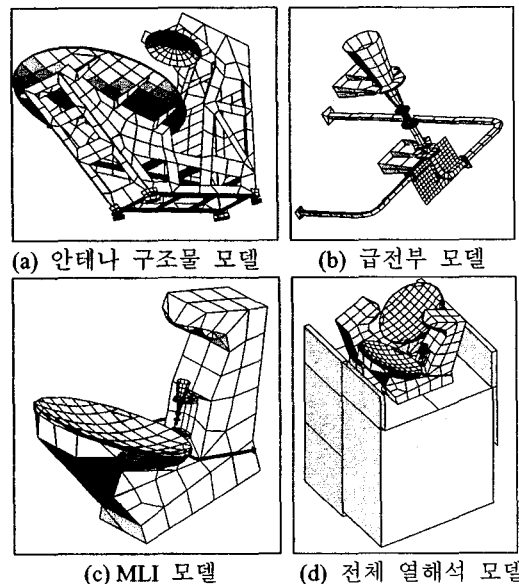


그림 2. Ka 대역 안테나의 열해석 모델

2.4 온도분포의 계산

위성안테나를 포함한 위성 구조물은 임무수행 기간 중 극심한 우주환경 및 태양광에 의하여 강성과 강도의 저하 및 열광학 물성치의 변화를 가져오게 된다. 이러한 구조물의 물성치 변화를 반영하기 위하여 위성안테나가 임무초기(BOL: Beginning of Life)의 물성치를 가질 경우와 임무말기(EOL: End of Life, 현 안테나는 15 년임)의 물성치를 가질 경우로 나누어 열해석을 수행하였다. 또한 위성체 내부장비 및 급전부의 작동여부에 따라서 Cold Case 와 Hot Case 로 구분하여 열해석을 수행하였다. Hot Case 는 위성체 장비들의 열발산이 있는 경우, 즉 장비가 작동하고 있는 경우를 말하며 이때는 EOL 물성치를 이용한다. 역으로, Cold Case 는 위성체 장비들의 열발산이 없는 경우, 즉 장비가 작동하지 않는 경우를 말하며 BOL 물성치를 이용한다. 본 연구의 비정상 과도 열해석은 COLD CASE 및 HOT CASE 에 대하여 태양의 위치가 춘분(March Equinox), 하지(Summer Solstice), 동지(Winter Solstice)일 때로 구분하여 수행하였다 [표 1]. 우주환경의 구현 및 비정상 온도분포 계산은 I-DEAS TMG 열해석 소프트웨어를 이용하였다.

표 1. Ka 대역 안테나 열하중 조건의 정의

Load Case	Material Condition	Environment	Solar Declination
LC 1	EOL	Hot (Operating)	March Equinox
LC 2			Summer Solstice
LC 3			Winter Solstice
LC 4	BOL	Cold (Non-operating)	March Equinox
LC 5			Summer Solstice
LC 6			Winter Solstice

3. 결과

위에서 구성된 열해석 모델을 이용하여 Ka 대역 안테나 구조물에 대한 온도분포를 계산하였다. 표 2 와 표 3 은 각각 Hot Case 와 Cold Case 일때 춘분, 하지, 동지점에서의 안테나 각 부위의 최고/최저 온도 및 반사판의 최고 온도편차를 보여주고 있다. 반사판의 최고온도는 +125°C 이었으며 Hot Case 의 하지점에서 발생하고, 최저 온도는 -117°C 이며 Cold Case 의 동지점에서 발생하였다. 또한 반사판 내의 최대 온도편차는 117.4°C 이며 Cold Case 의 춘분점에서 발생하였다. 주반사판의 최고 온도가 태양의 복사열량이 많은 동지(1411W/m²)점보다 상대적으로 적은 하지(1323W/m²)점에서 발생하는 이유는 반사판 면이 북쪽방향으로 25° 정도 기울어져 있어 태양이 +23.5° 의 기울기를 가지는

하지점에서 가장 큰 형태계수(View Factor)를 가지기 때문이다.

그림 3-8 은 주/부반사판 및 지지구조물, 급전부 부품의 시간에 따른 온도변화 추이를 나타낸다. 안테나의 최대온도는 안테나의 방향이 태양을 향하는 12 시(자정) 전후에서 발생하며 최소온도는 안테나가 위성본체의 그림자에 완전히 가려지는 0 시(정오) 전후에서 발생하였다. 그림 3 에서 12 시 전후로 급격히 온도가 하강하는 것은 춘분시 위성이 지구그림자에 가려지는 식(eclipse)현상 때문이며, 또한 그림 4 에서 반사판 안쪽면 온도의 급격한 하강은 부반사판의 그림자에 기인한다.

표 2. 안테나 최고/최저 온도(HOT CASE)

Location	Hot Environment, EOL, Operating.(°C)					
	LC1, March		LC2, June		LC3, December	
	Max	Min	Max	Min	Max	Min
Main Reflector	124.0	-111.0	125.0	-112.0	109.0	-111.0
Max Grad.	115.0		112.9		97.7	
Sub Reflector	74.3	-79.2	39.2	-79.2	93.4	-79.6
Tower Structure	116.0	-92.1	119.0	-92.4	97.0	-91.9
Main Backing Rib	122.0	-102.0	125.0	-103.0	103.0	-103.0
Sub Backing Rib	41.5	-66.8	37.0	-66.7	63.1	-67.1
Horn	88.7	-12.9	72.7	-12.8	95.1	-12.6
Polarizer	101.0	5.0	83.6	4.8	102.0	5.2
OMT	105.0	20.6	87.5	20.5	103.0	20.8
Radiator	105.0	20.8	87.5	20.6	103.0	20.9
Tx W/G Run	114.0	23.8	103.0	23.7	111.0	23.9
Rx W/G Run	101.0	13.4	82.8	13.4	101.0	13.4

표 3. 안테나 최고/최저 온도(COLD CASE)

Location	Cold Environment, BOL, Operating.(°C)					
	LC4, March		LC5, June		LC6, December	
	Max	Min	Max	Min	Max	Min
Main Reflector	124.0	-116.0	125.0	-117.0	108.0	-116.0
Max Grad.	117.4		115.4		98.3	
Sub Reflector	72.6	-89.2	36.2	-89.1	92.0	-89.1
Tower Structure	116.0	-97.5	118.0	-97.8	96.2	-97.6
Main Backing Rib	122.0	-108.0	124.0	-108.0	102.0	-108.0
Sub Backing Rib	37.9	-75.7	33.3	-75.5	60.9	-75.2
Horn	33.3	-70.5	16.5	-71.2	42.7	-68.9
Polarizer	37.2	-67.1	18.8	-67.8	42.2	-65.5
OMT	37.8	-62.9	19.5	-63.6	42.2	-61.4
Radiator	37.9	-62.5	19.5	-63.2	42.2	-61.1
Tx W/G Run	37.9	-62.1	19.6	-62.7	41.2	-60.6
Rx W/G Run	37.6	-61.9	19.0	-62.6	42.2	-60.4

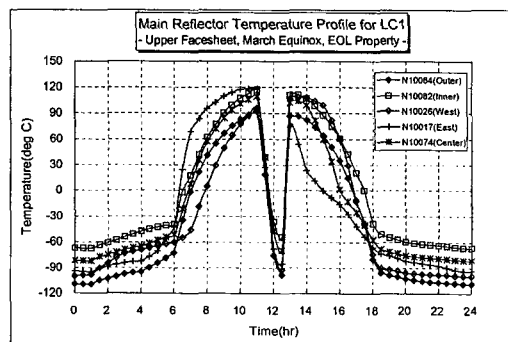


그림 3. 주반사판의 온도변화 양상(LC1)

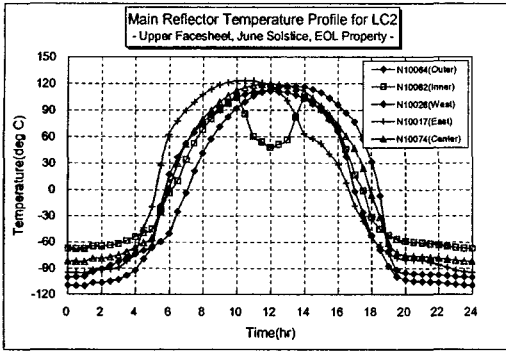


그림 4. 주반사판의 온도변화 양상(LC2)

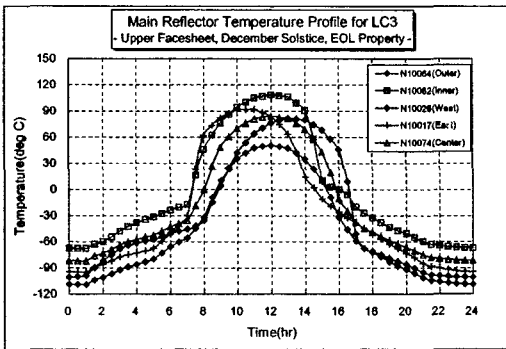


그림 5. 주반사판의 온도변화 양상(LC3)

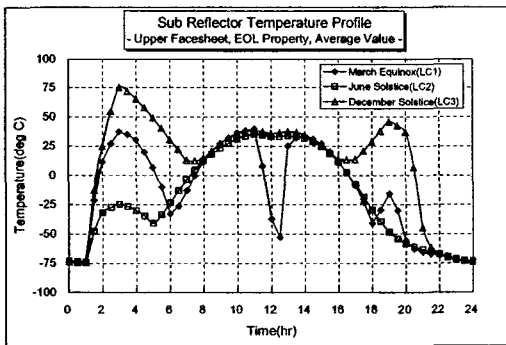


그림 6. 부반사판의 온도변화 양상(LC1, LC2, LC3)

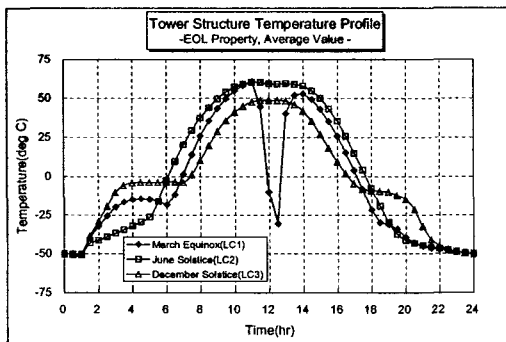


그림 7. 지지구조의 온도변화 양상(LC1, LC2, LC3)

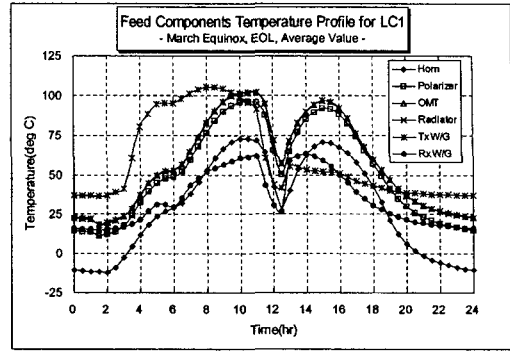


그림 8. 급전부 부품들의 온도변화 양상(LC1)

4. 결론

본 논문에서는 현재 개발중인 Ka 대역 통신방송 위성 안테나 구조물에 대하여 우주환경 열해석을 수행하여 그 운용온도범위 및 온도분포를 예측하였다. 예측된 안테나 구조물의 운용온도 범위는 +125°C/ -117 °C 로서 요구조건인 인증온도범위 (Qualification Temperature Limit) 내에서 운용됨을 알 수 있었다. 본 논문에서 구하여진 온도분포는 열변형 해석에 이용되어, 열변형에 의한 RF 성능 저하 평가에 사용된다. 본 연구를 통해 탑재형 통신위성 안테나의 열해석 방법이 구축되었으며, 추후 유사한 위성 안테나 개발에도 활용도가 클 것으로 예상된다.

참고문헌

- (1) 박종홍, 염인복, 이성팔, “통신위성 탑재체 주요 기술 분석,” 한국항공우주학회지, 제 30 권 제 2 호, 2002, pp. 136-144.
- (2) 김창호 외, “탑재체 하니콤 구조물의 우주환경 열변형 해석,” 한국전자통신연구원 보고서, EA-2000-981.
- (3) 최석원, 조주형, 서희준, “위성체 임무단계에 따른 열해석 모델 및 열제어,” 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 2001.
- (4) 한재홍, 윤소현, 박종홍, 이성팔, “통신방송위성 안테나 개발 및 시험 절차,” 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 2001.