

## 지구저궤도위성 GPS 안테나 후판 열설계

현범석\*, 이장준\*\*

Thermal Design on the Backplane of GPS Antenna of  
Low Earth Orbit Satellite

Bum-Seok Hyun\*, Jang-Joon Lee\*\*

## Abstract

In this study, thermal model for backplane of GPS antenna in Low Earth Orbit Satellite is updated and orbit thermal analysis is performed. The analysis is focused on the safhold mode of satellite. During the safhold mode, the solar panel is constantly looking to the Sun, and there is not a mission maneuvering. Therefore, antenna backplane receives the maximum heat influx considering the End-Of-Life condition. To maintain the temperature of antenna within allowable limits, radiating tape is applied and its area is determined. Besides, to verify the lowest temperature of the antenna, cold case with Begin-Of-Life analysis is also performed.

## 초 록

본 연구에서는 지구저궤도위성 GPS 안테나 후판 크기를 변경을 반영하고 궤도 열해석을 수행하여 안테나 온도 조건을 만족하는지 검토하였다. 해석 조건은 안테나 쪽으로 가장 많은 외부 열유입이 예상되는 고온 임무말기(End-of-Life) 안전모드를 중점적으로 검토하였다. 안전모드에서는 태양전지판이 상시 태양을 지향하게 설계되어 있으며 별도의 임무기능이 없기 때문에 안테나 후판 관점에서는 최대 열유입이 예상되는 모드라고 볼 수 있다. 허용 온도 내 유지를 위해 방열 테이프 적용이 결정되고 필요 면적을 해석하였으며, 최저 온도 조건 확인을 위해서 저온 임무초기(Begin-of-Life) 안전모드도 검토를 수행하였다.

키워드 : 위성체(satellite), 열설계(thermal design), GPS 안테나(GPS antenna), 온도마진(temperature margin), 안전모드(safhold mode), 후판(backplane)

## 1. 서 론

지구저궤도 인공위성에서 사용되는 안테나는 통신, 데이터 전송, GPS 수신 등의 용도로 사용

된다. 이들 안테나는 다른 위성체 부품과 마찬가지로 극저온, 초진공으로 대표되는 가혹한 우주 환경에 노출되게 되며, 이에 열제어가 요구되게 된다.

접수일(2010년 12월 21일), 수정일(1차 : 2011년 5월 4일, 2차 : 2011년 6월 15일, 게재 확정일 : 2011년 7월 1일)

\* 위성열/추진팀/bshyun@kari.re.kr

\*\* 위성열/추진팀/ljj@kari.re.kr

위성체 열제어 기법은 능동형과 수동형으로 구분된다[1]. 그림 1에 지구 저궤도 위성체에 적용되는 대표적인 수동형 기법을 나타내었다. 위성 외부면의 대부분에는 주로 다층박막단열재 (MLI, Multi-Layer Insulation)가 적용되고 있다. 다층박막단열재는 위성체에 있어서 부품의 과도한 열손실을 억제하며, 외부 열유입이나 로켓 플룸 등에 의한 가열을 막기 위해 사용된다. 위성체 외부에 사용되는 페인트들은 주로 열방출을 목적으로 하고 있기에, 흡수율과 방사율의 비가 작은 편이다. 능동형 기법은 방사율을 조절할 수 있는 루버 형태와 온도센서, 서모스탯 및 히터로 구성되는 히터 시스템 등을 들 수 있다.

이러한 열제어 기법 중에 안테나에는 주로 수동형 열제어가 적용되며, 페인트, 다층박막단열재 및 단열재 등이 적용된다. 안테나 반사경 등의 표면에는 백색 페인트가 주로 적용되며, 이는 태양열에 의한 가열을 억제하고 열변형을 제어할 수 있게 한다. 특히 안테나 표면에 적용되는 재질에는 100 % RF-transparency가 요구된다[1]. 안테나 후면부에는 주로 다층박막단열재가 적용되어 불필요한 열방출 및 열유입을 차단한다. 안테나를 고정하는 브래킷 등에는 단열재를 적용하며, 궤도 열해석을 통하여 위성 본체와의 열적 영향에 대해 분석이 요구된다. 특히 안테나의 성능을 지상시험에서 검증하게 될 경우에는 위성체

에서도 가능하면 동일한 환경을 제공할 수 있어야 한다. 일부 안테나에서는 후판(Backplane)을 적용하여 지상시험을 하게 되며, 동일한 성능을 보장하기 위해서는 위성체에도 후판을 적용하는 경우도 있다.

본 연구에서는 지구저궤도위성에 장착된 안테나를 모델링하고 후판 크기 변화에 따른 열해석을 수행하고, 열제어 기법을 적용하여 안테나가 허용 온도 내에 유지하도록 설계를 수행하였다.

## 2. 연구 내용

본 연구에서 고려한 안테나 시스템은 안테나, 후판, 단열재 및 지지용 브래킷으로 구성되어 있다(그림 2). 안테나 표면에는 백색 페인트가 적용되어 있으며, 후판 표면에는 알루미늄 테이프를 사용하였다. 후판 후면 및 브래킷에는 다층박막단열재가 적용되고, 후판과 브래킷 사이에는 열전도성이 낮은 단열재가 사용되었다.

후판 크기가 변경되기 전에는 후판 표면에 알루미늄 테이프만 적용하여도 안테나의 온도를 허용범위인 [-70 ~ 70 ℃] 내에서 유지할 수 있었다. 그러나, 개발 과정에서 후판의 크기가 증가하여 이에 대한 열적 영향 검토가 요구되었다. 그림 3은 크기 변경 전이며, 그림 4는 변경된 안테나 후판을 나타내고 있다.

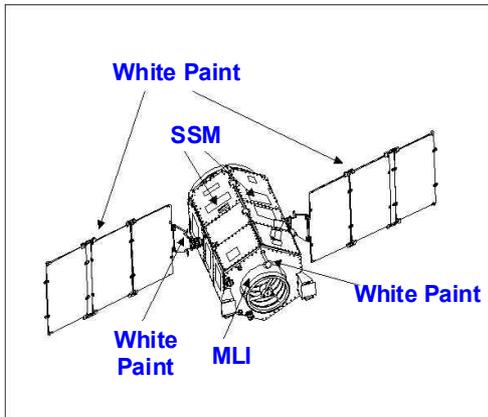


그림 1 인공위성 열설계 (예제)

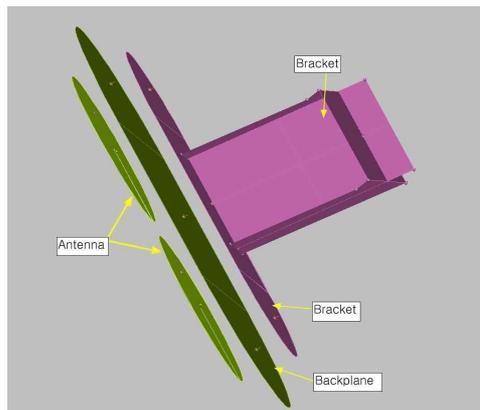


그림 2 안테나 시스템 (분해도)

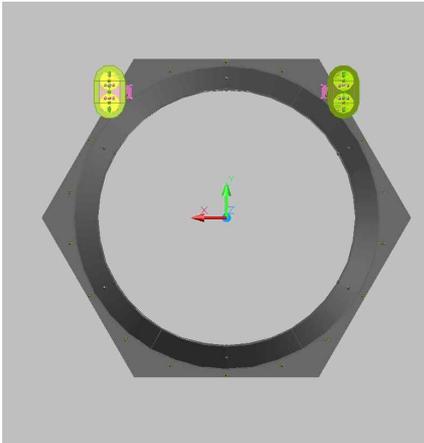


그림 3 안테나 및 후판 열해석 모델

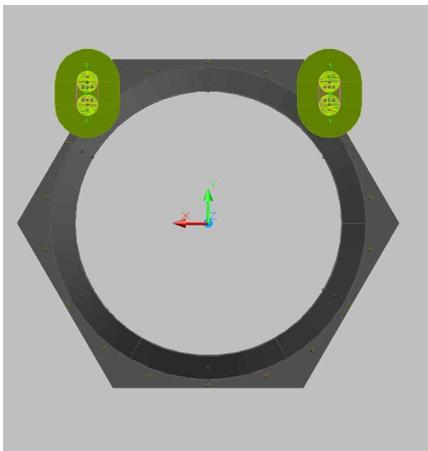


그림 4 수정된 후판 열해석 모델

본 연구에서는 후판 크기를 변경하고 궤도 열 해석을 수행하여 안테나 운용 온도 조건을 만족하는지 검토하였다. 해석 조건은 안테나 쪽으로 가장 많은 외부 열유입이 예상되는 고온 임무말기(End-of-Life) 안전모드를 중점적으로 다루었다. 그림 5에 안전모드에서 위성의 자세를 나타내었으며, 태양전지판이 상시 태양을 지향하게 설계되어 있으며 위성이 별도의 임무 기동을 하지 않기 때문에, 안테나 후판 관점에서는 최대 열유입이 예상되는 모드라고 볼 수 있다. 안테나 및 부분품이 최대 허용온도를 초과하는지 확인하고 필

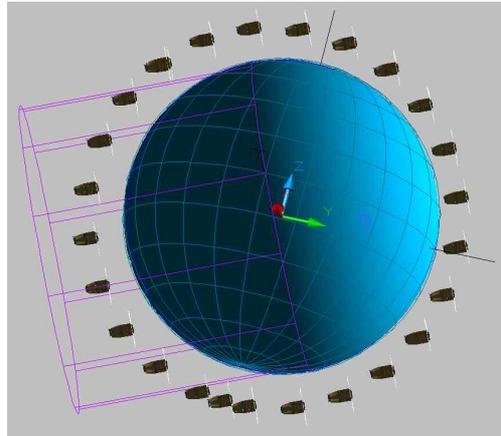


그림 5 위성체 안전모드에서 궤도 운용

요한 방열 면적 설계를 수행하였으며, 최저 온도 조건을 만족하는지 확인하기 위해서 저온 임무 초기(Begin-of-Life) 안전모드도 검토하였다.

### 3. 결과 및 토론

#### 3.1 후판 크기 증가에 따른 온도 변화

표 1에 나타낸 바와 같이, 후판 크기가 증가하면서 열용량이 3배 정도 증가하였다. 면적의 증가는 열용량 뿐 아니라, 궤도상에서 입사되는 외부 열유입 및 열방사량에도 영향을 미치게 된다. 그림 6에는 고온 안전모드 해석에서 후판에 입사되는 외부 열량을 나타내고 있으며, 위성체의 자세가 항상 태양 지향을 유지하고 있기 때문에 낮기 간에는 열유입이 거의 일정하고 지구 그림자 구간에는 열유입이 거의 없음을 확인할 수 있다.

변경 사항을 열모델에 반영하고 초기 열해석을 수행한 온도 결과를 표 2에 정리하였다. 기하 열모델은 상용 해석 프로그램인 Thermal

표 1 열용량 비교

Status	Capacitance (J/K)
Old Backplane	111.7
New Backplane	346.5

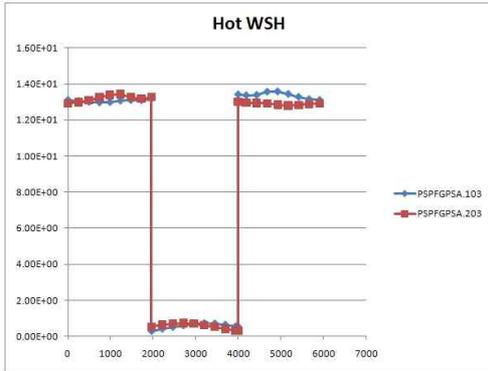

 그림 6 후판에 입사되는 열량 (W/m<sup>2</sup>)

표 2 방열테이프가 적용되지 않는 경우 안테나 온도(°C)

	Antenna	Old	New	Diff.
Max (Hot SH)	Ant 1	52.0	<b>84.5</b>	32.5
	Ant 2	53.2	<b>85.1</b>	31.9
Min. (Cold SH)	Ant 1	-6.7	15.0	21.7
	Ant 2	-4.7	16.3	21.0

표 3 방열테이프 적용 비율에 따른 안테나 온도(°C)

Taping Area	Antenna	New
15%	Ant 1	67.4
	Ant 2	65.9
20%	Ant 1	59.7
	Ant 2	62.9
25%	Ant 1	<b>58.8</b>
	Ant 2	<b>58.2</b>

Desktop, RadCAD로 개발되었고, 수학열모델은 SINDA/FLUINT로 개발되었다[2, 3].

고온 안전모드에서는 후판 면적 증가 시에 최대 온도가 약 30 °C 정도 상승함을 볼 수 있고, 저온 안전모드에서도 최저 온도가 약 20 °C 이상 상승하였다. 저온 안전모드에서는 최저 허용온도인 -70 °C 보다 높기 때문에 문제가 되지 않으나, 고온 안전모드에서는 5 °C 정도 초과하고 있다. 특히 열해석시에 적용하는 불확실성 온도마진인 11 °C를 적용하게 되면, 해석상의 최대 온도는 96 °C에 이르며, 이는 최대 허용 온도를 약

26 °C 정도 초과하는 결과이다.

### 3.2 방열 테이프 적용 및 면적 결정

안테나 후판에는 위성체 방열면에 주로 사용되는 OSR (Optical Solar Reflector)를 적용하기가 어렵기 때문에, 방열 tape로 많이 사용되는 Silverized Teflon tape[4]를 적용하여 열해석을 수행하였다. 후판 총면적 대비하여 Silverized Teflon tape의 적용 면적을 증가시키면서 안테나 최대 온도의 하강도를 점검하였다. 이 열해석에서 안테나의 목표 온도는 70 °C에서 11 °C 마진을 제외한 59 °C이다.

표 3에 tape 적용면적을 변경시키며 안테나 온도를 추적한 결과를 정리하였다. 15 % 정도의 면적에 방열 tape를 적용할 경우에는 최대 허용 온도 내에 위치하지만, 온도 마진이 적용된 59 °C를 초과하고 있다. 방열면적을 25 % 수준으로 유지할 경우에 목표 온도인 약 59 °C에 도달하여 요구조건을 만족시킬 수 있었다. 그림 7과 8에는 방열 tape가 적용된 부위 및 면적을 나타내었다. 향후 연구에는 그림 8에 나타낸 바와 같이 방열 면적을 적용한 후판을 사용할 예정이며, 정확한 방열 면적은, 시스템 열진공시험이 종료되고 시험 데이터를 활용한 열해석 모델 보정이 완료된 후에, 최종 궤도 열해석을 통하여 산출되고 비행 모델에 적용될 예정이다.

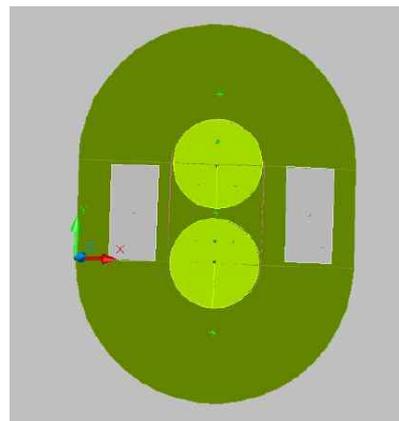


그림 7 15 % 면적이 적용된 후판

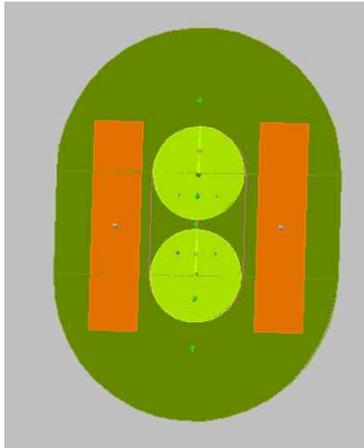


그림 8 25 % 면적이 적용된 후판

- Segundo, California, 2002
2. Thermal Desktop User's Guide, v5.1, Cullimore and Ring, 2007
3. SINDA/FLUINT User's Guide, v5.1, Cullimore and Ring, 2007
4. Thermal Control Materials, Sheldahl, 2010

#### 4. 결 론

본 연구에서는 안테나 후판의 크기 변경에 따라서 열해석 모델을 수정하고 열적 영향을 검토하였으며 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- 1) 후판의 크기 변경으로 안테나 허용 온도 범위가 초과되어 추가적인 열설계가 필요하였다.
- 2) 안테나가 최고 및 최저 온도에 도달하는 최악 조건 하에서 열설계 및 열해석을 수행한 결과, 추가적인 방열 tape 적용이 요구됨을 확인하였다.
- 3) 방열 tape 면적에 대한 trade-off study를 수행하고 최적의 면적을 도출하였으며, 열해석상 안테나는 최악 조건 하에서도 허용 온도 범위에 유지됨을 확인할 수 있었다.
- 4) 향후 시스템 비행모델 시험을 통하여 열모델이 보정된 후에 해당 방열면적의 상세 조절이 예상된다.

#### 참 고 문 헌

1. D. Gilmore, Spacecraft Thermal Control Handbook, Aerospace Corporation Press, El