

# 과학기술위성 2호 예비 열설계

## Preliminary Thermal Design of STSAT-2

탁경모\*, 장태성, 남명룡, 임종태 (KAIST 인공위성연구센터)

### 1. 서론

과학기술위성 2호는 KAIST 인공위성연구센터에서 개발되고 있는 다섯 번째 과학실험용 소형 인공위성으로 지난 9월 27일에 성공적으로 발사된 과학위성 1호(STSAT-1)에 이어 두 번째로 우주과학 탑재체가 장착되어 2005년 하반기에 우리나라에서 발사될 예정이다.

일반적으로 인공위성의 열제어 시스템은 가혹한 우주 열환경으로부터 위성의 각 서브시스템들이 정상적으로 동작하는데 필요한 온도로 유지 시켜주는 역할을 한다. 따라서 초기 설계시에 주어진 우주궤도환경, 시스템들의 온도요구조건, 소비전력량과 위성체의 구조적인 제한조건을 고려하여 열제어 시스템의 사양과 열제어 방법을 결정한다.

본 논문은 과학기술위성 2호의 초기 개발과정에서 수행한 위성본체 개념설계 결과와 궤도선택에 따른 지구그림자(Eclipse)주기 해석결과를 바탕으로 태양전지판과 위성본체의 예비 열설계 결과를 다룬다.

### 2. 궤도환경

위성의 열설계는 예상되는 임무의 종류와 궤도환경에 영향을 받는다. 따라서 초기 열설계 과정에서 위성의 주임무와 궤도환경의 특성을 분석해야 한다.

과학기술위성 2호의 예상되는 궤도는 고도 300~1500km, 궤도경사각 55°~80°의 타원궤도이다. 이러한 궤도에서는 시간경과에 따라 지구그림자의 주기가 불규칙적으로 변화한다<sup>[1]</sup>. 이러한 불규칙한 지구그림자 주기변화는 위성본체

표 1. 궤도경사각에 따른 지구그림자 주기

궤도경사각 (degree)	최대 태양노출 주기(day)	최대 지구그림자 주기(%)
55	13	36.27
60	12	36.50
65	16	36.50
70	18	36.53
75	25	36.57
80	23	35.85

와 탑재체의 온도변화를 유발하며 초기 열설계 과정에서 예상되는 궤도환경의 특성을 위성본체의 열설계에 반영해야 한다. 표 1은 과학기술위성 2호의 궤도경사각 변화에 따른 지구그림자 주기 변화를 나타내며 위성은 궤도경사각 변화에 따라 최대 23일 동안 태양에 노출된다.

### 3. 예비 열해석과 설계

#### 3.1 설계요구조건

위성시스템의 온도는 임무를 수행하는 동안 가혹한 우주환경에서 허용온도 범위내에서 유지되어야 한다. 위성의 열제어 시스템은 위성시스템의 온도를 허용범위 이내에서 조절하며 구조적인 열변형을 최소화 한다.

열제어시스템의 설계변수는 위성의 크기와 형상, 임무수명, 전력소모량, 온도요구조건, 열전도율 및 방사율과 같은 열제어 물성치이며 위성개발 초기에 궤도상관관계와 위성시스템의 설계조건을 도출하여 정해진다. 특히 태양관측을 주임무로 하는 과학기술위성 2호의 경우에 탑재체의 임무수행에 따른 특별한 열설계 요구조건이 제

표 2. 주요 설계온도 범위

주요 시스템	설계온도 범위 (°C)	
	최 소	최 대
축전지	0	+35
태양전지	-40	+80
탑재체	-30	+50
통신	-16	+46
데이터 처리	-30	+80
자세제어	-20	+60
구조체	-45	+65

시될 수 있다.

표 2는 과학기술위성 2호의 주요 설계온도범위를 나타낸다. 각 시스템의 온도는 외부와의 열교환량에 의해 결정되며 일반적으로 축전지는 0~+35 °C, 전자부품은 -20~+60°C, 태양전지는 -100~+100°C의 설계온도범위를 갖는다. 태양전지의 온도변화는 태양전지의 효율에 영향을 주며 일반적으로 임무초기의 태양전지 효율이 임무말기의 효율보다 약 20% 높다. 따라서 태양전지판 설계시 임무초기와 임무말기의 태양전지의 효율변화가 고려된 설계변수를 도출하고 반영해야 한다.

### 3.2 위성형상 정의

위성의 예비 열설계는 설계 요구조건을 도출하고 위성의 형상을 결정하는 과정이 선행되어야 가능하다. 과학기술위성 2호의 형상을 정의하기 위하여 전력, 통신, 구조, 탑재체의 요구사항과 제한조건들을 분석하는 시스템 수준의 연구가 수행되었다. 그림 1과 표 3은 과학기술위성 2호의 구조형상을 나타낸다. 위성의 형상을 결정하는 과정에서 위성 내부시스템의 위치는 구조와 열설계 요구조건을 최적화하여 선정된다.

열해석 문제를 단순화하기 위하여 위성의 형상을 구형(Spherical shape)으로 가정할 수 있다<sup>[3]</sup>. 표 3에서 표면적은 위성의 전체 면적을 구의 면적으로 환산한 값을 의미한다.

### 3.3 극한 온도계산 과정과 결과

위성의 열환경은 임무궤도에 따른 태양과 지구로부터의 열복사량에 따라 결정된다. 궤도에서의 열환경은 태양에너지, 지구반사에너지, 지



그림 1. 구조형상

표 3. 구조형상

항 목	구조형상
형상(구조)	육각(프레임구조)
높이(m)	0.8
너비(m)	0.4
표면적(m <sup>2</sup> )	2.33

구방사에너지가 있으며 발사과정에서 희박한 대기와의 마찰에 의한 가열효과가 있다. 표 4는 과학기술위성 2호의 주요 열환경을 나타낸다.

태양전지판과 위성본체의 극한온도를 계산하기 위하여 열해석을 수행하였다. 위성의 온도는 위성내부에서 발생하는 열과 위성 표면에서의 열교환에 의해서 결정된다. 위성에 직접 유입되는 태양 복사에너지(External heat flux)는 식 1과 같이 나타낼 수 있다<sup>[3]</sup>. 식 1에서 유효면적계수는 태양광에 의한 위성의 투영면적을 위성의 전체 표면적으로 나눈 값이다.

$$Q_s = S\mu_i A\alpha \quad (1)$$

여기서,  $S$  : 태양 열유속, W/m<sup>2</sup>

$\mu_i$  : 유효면적계수

표 4. 주요 열환경

항 목	열환경
태양복사에너지(W/m <sup>2</sup> )	1358±5
지구복사에너지(W/m <sup>2</sup> )	237±7
지구반사 계수	0.35
고도(km)	300~1500

$A$  : 표면적,  $m^2$   
 $\alpha$  : 위성표면의 열흡수율

위성은 열적평형상태에 도달하기 위하여 우주로 열에너지를 방사하고 태양과 지구에 의한 복사에너지 흡수한다. 위성 표면에서 외부로 방출되는 열에너지는 식 2와 같이 나타낼 수 있다<sup>[3,5]</sup>.

$$Q_R = \epsilon A \sigma T^4 \quad (2)$$

여기서,  $\epsilon$  : 위성표면의 열방사율

$\sigma$  : Stefan-Boltzman constant  
 $= 5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}^4$

$T$  : 절대온도, K

일반적으로 일년 동안의 평균 지구복사량은  $237 \pm 7 \text{ W/m}^2$  이다. 위성표면에서의 지구복사 에너지 입사량은 위성고도의 함수로 나타낼 수 있으며 위성의 형상을 구형으로 가정했을 때 식 3과 같이 나타낼 수 있다<sup>[3]</sup>.

$$Q_E = 0.5 A \phi_r \left( 1 - \sqrt{\frac{R_E^2}{\delta^2}} \right) \quad (3)$$

여기서,  $\phi_r$  : 지구복사량,  $\text{W/m}^2$

$R_E$  : 지구의 반경, km

$\delta$  : 위성과 지구중심사이의 거리, km

태양빛이 지구표면에 반사(Albedo)되어 위성에 유입되는 태양복사는 위성의 위치와 고도, 태양방향의 함수로 나타낼 수 있다. 구형 위성의 지구반사 열유속(Heat flux)은 식 4와 같이 나타낼 수 있다<sup>[3]</sup>.

$$Q_A = 0.125 A G_S a \left( 1 - \sqrt{\frac{R_E^2}{\delta^2}} \right) \quad (4)$$

여기서,  $G_S$  : 태양복사에너지

$a$  : 지구반사계수

식 1~4와 위성으로 흡수된 열에너지와 방사된 열에너지 그리고 위성 내부에서 발생한 열에너지( $Q_P$ )사이의 열평형 관계식(식 5)으로부터

위성본체와 태양전지판의 정상상태 온도를 계산할 수 있다.

$$Q_S + Q_E + Q_A + Q_P - Q_R = 0 \quad (5)$$

궤도환경에서의 위성의 온도분포를 계산하기 위하여 유한요소해석을 수행하였으며 그림 2는 유한요소 열해석 모델을 나타낸다. 이러한 궤도 열해석 결과를 이용하여 식 5에 의해 구해진 근사해의 정확성을 검증하고 위성내부의 온도분포를 계산하였다.

표 5와 그림 3은 열방사율과 열흡수율 변화에 따른 태양전지판의 고온 극한온도를 나타낸다. 표 5의 각 경우에 대하여 식 5에 의한 근사해와 유한요소해석에 의한 수치해를 비교하였으며 태양전지판의 온도는 수동적 열제어만으로도 온도 요구조건 범위 내에서 조절될 수 있다.

태양전지판의 근사해와 수치해 비교에 의해 검증된 근사해 계산방법을 이용하여 위성본체 내·외부의 고온과 저온 극한온도를 계산하였



그림 2. 유한요소 열해석모델

표 5. 태양전지판의 고온 극한온도 비교

열복사 특성	근사해	수치해	설계요구
흡수율 0.26	118.01℃	120.50℃	< 80℃
방사율 0.08			
흡수율 0.4	72.04℃	71.20℃	
방사율 0.8			

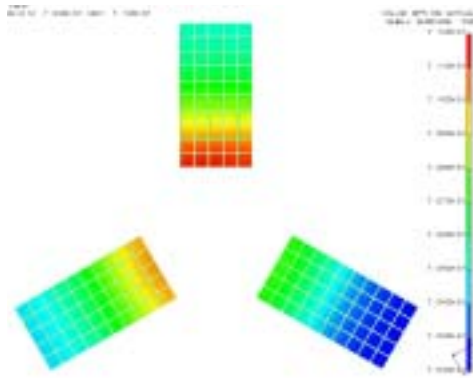


그림 3. 태양전지판 온도분포

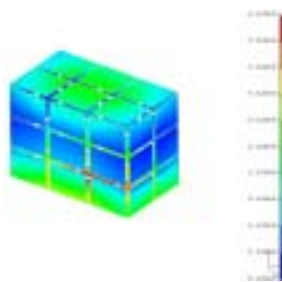


그림 4. 전장박스 온도분포

표 6. 예비 열설계 결과

항 목	내 용	
열제어 방법	태양전지판	수동적 열제어
	위성본체	수동·반능동 열제어
방열판 면적	0.498 m <sup>2</sup>	
가열기	필요 없음	

다. 계산된 극한온도를 설계요구조건과 비교하여 태양전지판과 위성본체의 수동적 열제어 방법을 결정하였으며 위성본체의 열제어를 위한 방열판 면적을 계산하였다. 그림 4는 위성 내부에 장착되는 전장박스 내부의 소비전력을 10W로 가정했을 때 전장박스의 정상상태 온도분포를 나타낸다. 계산된 전장박스의 온도범위는 10℃~53℃로 대부분 설계요구조건을 만족하지만 축전지와 같이 설계요구 온도범위가 작은 시스

템에는 반능동 열제어 방법이 적용될 예정이다. 표 6은 예비 열설계 결과를 나타낸다.

#### 4. 결 론

본 논문에서는 과학기술위성 2호 열제어 시스템 개발 중에 수행한 예비 열설계 과정과 결과를 제시하였다. 예상되는 궤도환경을 분석하여 근사해와 수치해의 계산과정에 반영하였으며 계산된 근사해와 수치해를 이용하여 태양전지판과 위성본체의 열제어 방법을 결정하였다. 태양전지판의 열제어 방법은 수동적 열제어이며 위성본체는 방열판을 통한 수동적 열제어와 전력 소비가 많거나 허용온도 범위가 작은 시스템에 선택적으로 반능동 열제어방법을 사용한다.

KAIST 인공위성연구센터는 예비열설계 결과를 바탕으로 2004년 중반기까지 과학기술위성 2호의 구조 및 열모델을 개발하여 수치적 열해석 모델 검증을 위한 열평형시험을 수행할 계획이다.

#### 후 기

본 논문은 과학기술부가 지원하는 “과학기술위성 2호 위성본체 및 지상국개발” 사업의 재원을 지원받아 수행된 연구결과입니다.

#### 참고문헌

- 1) 김경희 외, “과학기술위성 2호의 궤도선택에 따른 Eclipse주기 변화와 지상국 운용을 위한 X-Band 신호전송 시간분석”, 2003, 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, pp.702~706.
- 2) 유광선 외, “과학기술위성 2호 위성 본체 개념설계”, 2003, 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, pp.593~597.
- 3) Brij N.Agrawal, “Design of geosynchronous spacecraft”, 1986, Prentice-Hall, Inc. pp.265~289.
- 4) D.G.Gilmore, “Satellite thermal control handbook”, 1994, Aerospace corporation press, pp.9-3~9-35.
- 5) Robert D.Karam, “Satellite thermal control for systems engineers”, 1998, AIAA, Inc., pp.67~73.