

인공위성 추진제 탱크의 열적 반응 및 민감도 해석

한 조 영¹, 이 균 호², 유 명 중²

Thermal Response and Sensitivity Analysis of Satellite Propulsion Tank

Cho Young Han, Kyun Ho Lee and Myoung Jong Yu

Thermal control of satellite propellant tank is achieved by patch heaters enabled by thermostat's behavior. It is important to attach the thermostat on the appropriate position of the propellant tank. However its position cannot be given with exact numerics because tank is spherical. Actually the position for thermostat is designated in relevant drawing approximately, thereby, the engineer practices depending on his own experience and intuition. The sensitivity analysis for the position of thermostat is performed such that the influence on the thermal behavior and control of tank is examined quantitatively. When assembling tank module, the reasonable performance on the thermal control is believed with possible human errors if the uncertainty in the position of thermostat is not quite large.

Key Words: KOMPSAT(다목적실용위성), Propulsion System(추진계), Thermal Design(열설계), Constant Worst Cold Case Condition(균일최악저온조건), Active Thermal Control(능동 열제어)

1. 서 론

일반적으로 인공위성의 추진시스템(propulsion system)은 위성이 발사체에서 분리되어 최종 임무궤도에 정착할 때까지 궤도전이에 필요한 추력을 제공하고 임무궤도에서 위성의 자세제어와 기동(manuevering)에 필요한 제어 모멘트를 발생한다. 위성이 임무를 수행하고 있는 우주공간은 극한의 조건으로 절대 온도 0K에 가까운 극저온의 공간이다. 이를 위해 한조영 등[1]은 열해석을 통한 인공위성 추진시스템의 열설계를 수행했으며 한조영과 김정수[2]는 단일추진제 로켓 엔진 어셈블리를 위한 우주공간에서의 과실 방지 설계를 수행했다. 또한 수행된 열설계의 검증을 위해 저궤도위성의 구조·열 모델

을 제작(김정수 등[3])하고 그 시험 결과를 토대로 한조영 등[4]은 열설계의 타당성을 성공적으로 검증했다.

이러한 극한 환경에서 추진시스템의 성능과 안전성을 보장하기 위해서는 추진제 동결 방지를 위한 열제어(thermal control) 시스템의 사용이 필수적이다. 추진시스템의 열제어는 설정된 개폐 온도 값에 따라 전원을 연결시켜주는 바이메탈 온도 스위치의 일종인 써모스탯(thermostat)에 의하여 자동적으로 제어되는데, 써모스탯이 설계온도 범위에서 올바르게 On/Off가 되도록 하기 위해서는 적절한 위치에 부착하는 것이 중요하다. 특히 추진제 탱크의 경우 추진제를 저장/공급하는 핵심 부품이므로 써모스탯의 부착위치에 따른 추진제 탱크의 열적 반응 및 영향을 정량적으로 파악하기 위해 써모스탯의 위치를 변화시키면서 열해석을 수행하였고, 이에 따른 탱크 표면의 온도 반응을 비교하였다.

*1 정희원, 한국항공우주연구원, 통신해양기상위성사업단

*2 한국항공우주연구원, 다목적위성사업단

*E-mail : cyhan@kari.re.kr

2. 주요 설계 개념

추진제 탱크는 능동배출형 격막을 갖는 직경 56cm의 구형 티타늄 탱크로서 Fig. 1에 제시된 조립도와 같이 내부의 격막을 경계로 하부에는 추진제를, 상부에는 가압제를 저장하며, 이때 가압제의 압력으로 격막을 밀어서 연료를 공급해준다[5].

추진제 탱크의 설계에 있어서 중요한 요소는 추진제 배출효율과 배출능력으로서, 이때 추진제 배출효율은 적재된 추진제량에 대하여 배출 가능한 추진제량으로 정의되는데, 본 탱크는 99.9%이상의 배출효율을 갖는다. 또한 능동배출형 격막에 의해 무중력 및 역가속 상황에서도 효율적인 추진제 배출이 가능하다. 본 추진제 탱크의 작동압력은 50~350psi이며, 검증압력은 최대작동압력의 1.5배, 파괴압력은 최대작동압력의 2.0배를 갖도록 요구된다.

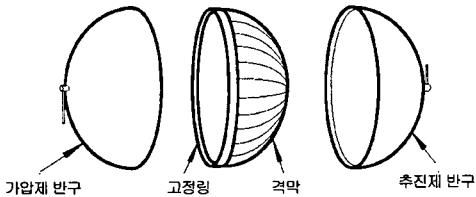


Fig. 1 Typical Diaphragm Tank Assembly

추진제 탱크를 비롯해 각 추진시스템 부품에는 극저온의 우주공간 상에서 추진제의 동결을 방지하기 위한 열제어 히터가 설치되며, 그 외 복사차폐막 (radiation shield) 역할을 하는 다층박막단열재 (Multi-Layer Insulation, MLI)로 감싸 단열시킨다.

3. 열제어 조건 및 해석

3.1 열제어 조건

다목적실용위성의 주연료는 단일추진제인 하이드라진(hydrazine)으로서 물과 매우 유사한 물성을 지니며, 빙점은 약 2°C이므로 극한의 우주 환경에서 추진시스템의 성능을 보장하기 위해서는 추진제 동결 및 과열 방지를 위한 열제어 시스템의 사용이 필수적이다. 추진제를 저장/공급하는 탱크에 대해 요구되는 열제어 조건은 다음과 같다.

- a. 추진제 탱크의 최저 허용온도는 항상 7°C(45°F) 이상으로 유지해야 한다.

- b. 추진제 탱크의 최고 허용온도는 38°C(100°F)를 넘지 말아야 한다.

이와 같은 열제어 요구조건을 만족하기 위한 능동 열제어(active thermal control) 방법으로 탱크에 적절한 용량의 히터를 부착하여 온도를 제어하였다. 이때 히터는 탱크 중심부를 따라 90° 간격으로 총 4개가 부착되며, 미리 설정된 개폐 온도 값을 갖는 써모스탯에 의하여 자동적으로 제어된다. 써모스탯의 작동온도 범위는 11°C(52°F)에서 18°C(65°F)이며, 이때 올바르게 On/Off가 될 수 있도록 적절한 위치에 써모스탯을 부착하는 것이 관건이다. 하지만 탱크의 형상이 Fig. 2에서 보듯이 구형인 관계로 써모스탯의 부착위치를 정확하게 수치로 주는 것이 불가능하기에 실제로는 도면에 대략적으로 위치를 제시한 후 작업자의 경험과 판단에 의존하여 써모스탯을 부착하는 것이 현실이다. 따라서 써모스탯의 부착위치에 따라 써모스탯이 작동되는 예상 온도 범위에 오차가 존재하게 되며, 또한 정상적인 히터의 응답속도에도 차이를 가져온다. 결국 예상치 못했던 추진제의 동결 및 과열을 유발할 우려가 있으므로, 이를 방지하기 위해 써모스탯의 부착위치에 대한 민감도 해석을 수행함으로써 그에 따른 탱크의 열적 거동 및 열제어에 미치는 영향을 정량적으로 파악하였다.

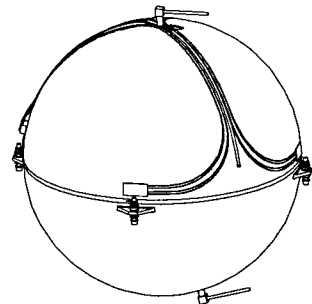


Fig. 2 Tank Module Configuration

3.2 열해석 방법

위성 추진시스템 열제어를 위해서는 열해석을 통하여 적절한 히터의 용량을 결정해야 하며, 그에 따른 열적인 응답특성을 알아야만 한다. 또한 우주공간의 특성상 중요한 열전달 모드는 전도와 표면복사열 전달이므로 본 연구에서는 위성 열해석 전문 틀

(tool)인 TAS[6]를 사용하였다.

TAS는 열해석 모델링시 전기적 저항(resistance, R)과 정전용량(capacitance, C)의 개념을 사용하는 전기망 근사법(electrical network analogy)을 사용하며, 비직교 좌표계 상에서 노드 사이의 저항을 구하기 위해 유한요소법(finite element solution)을 이용한다. 열해석의 최종해는 유한차분법(finite difference solver)을 사용하여 반복계산을 통해 구해진다.

3.2.1 전도저항(conduction resistance) 계산

임의의 한 노드에서의 열평형식(heat balance eq.)은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{C_i}{\Delta t} (T_i^{n+1} - T_i^n) = Q_i + \sum_{j=1}^n [G_{ji}(T_j - T_i) + \widehat{G}_{ji}(T_j^4 - T_i^4)] \quad (1)$$

여기에서 전도(conduction)에 관련된 선형컨덕터(linear conductor) G_{ji} , 즉 전도저항 R_{ji} 는 다음과 같이 전도형상계수(conductive shape factor) S 의 함수로 계산할 수 있다.

$$G_{ji} = 1/R_{ji} = kA/L = kS \quad (2)$$

3.2.2 복사저항(radiation resistance) 계산

3차원 모델로부터 구한 교환량 F_{ij}' 를 근거로 최종적으로 구해지는 (1) 식의 복사컨덕터는

$$\widehat{G}_{ji} = F_{ji}' A_j \sigma \quad (3)$$

가 되며 실제 계산에 사용되는 복사저항은 (1) 식의 복사열교환 항을 선형화(linearization)하여 다음의 형태가 사용된다.

$$\widehat{R}_{ji} = \frac{1}{\widehat{G}_{ji}(T_j^2 + T_i^2)(T_j + T_i)} \quad (4)$$

4. 열해석 결과 및 검토

민감도 해석을 수행하기 위해 Fig. 2의 완성된 추진제 탱크 모듈의 설계 형상을 근거로 생성한 솔리드 모델과 관련 노드(node)들을 Fig. 3에 나타내었

다.

가압제의 온도 변화를 해석하기 위해 탱크 상단의 노드 T1과 T2를, 추진제의 해석을 위해 탱크 하단의 노드 B1, B2를 이용하였다. 또한 노드 Lug는 탱크와 위성본체와의 볼트체결을 위한 러그(lug) 부위를, HT는 히터를 대표하며, TS는 탱크에 부착된 써모스텝을 나타낸다.

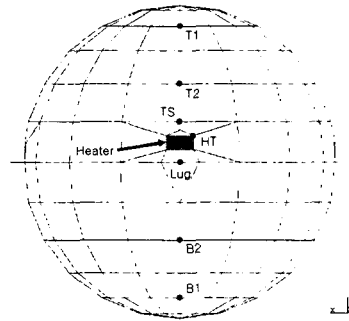


Fig. 3 Tank Solid Model and Nodes

Table 1 Boundary Condition used in Analysis

Orbit \ B.C.	Constant Temperature	Exposure to Space
Cold Case		
Conduction	-10°C (14°F)	N/A
Radiation	-10°C (14°F)	-273°C (-460°F)
Hot Case		
Conduction	+43°C (110°F)	N/A
Radiation	+43°C (110°F)	$Q - 2 \times \text{Direct Solar Flux}$

본 열해석에서 탱크에 적용한 균일 온도 및 우주 공간에 대한 경계조건을 Table 1에 기술하였다.

위성이 궤도를 따라 지구 주위를 회전할 때 태양과 지구 사이에 위치한 고온조건(hot case)과 지구 반대편 그늘에 들어갔을 경우의 저온조건(cold case)으로 구분하였으며, 그때의 온도는 최고 +43°C(110°F)에서 최저 -10°C(14°F)로 가정하였다. 써모스텝의 Off 온도인 18°C(65°F)를 고려했을 때 고온조건에서는 탱크에 부착된 히터가 작동하지 않으리라 예상된다. 따라서 본 논문에서는 탱크 주위의 열환경이 가장 최악 저온상태 조건인 균일최악저온조건(constant

worst cold case condition)에 대해서만 해석을 수행함으로써 써모스탯의 위치에 따른 히터의 거동변화를 비교하였다. 또한 다목적실용위성에 사용되는 배터리 셀의 최악 평균전압을 근거로 탱크에 적용되는 최악 예상전압을 25V로 가정하였고, 하이dra진 탱크에 절반정도 채워져 있는 상황을 모델링 함으로써 실제 궤도상에서 추진제로 인한 열적 관성의 영향을 고려하였다.

본 열해석에 사용된 하이dra진의 화학적 물성치를 Table 2에 제시하였다. 이러한 해석 모델과 입력조건을 근거로 노드 TS를 히터로부터 상하 및 좌우 방향으로 ±0.5in 이동하였을 때 써모스탯의 위치 변화를 Fig. 4와 Fig. 5처럼 고려하였다. 이때 0.0in은 도면에 주어지는 이상적인 부착위치를 나타낸다.

Table 2 Chemical Property of Hydrazine

Property	Value
Density (kg/m ³)	1008
Melting Point (°C)	2.0
Boiling Point (°C)	114.2

Table 3 Thermal Analysis Results

Result Direction	Max. Temp. (°C)	Min. Temp. (°C)	Heater Cycle (On/Total, hr)	Duty (%)
Vertical				
-0.5 in	19.7	2.5	0.195/0.405	48.1
0.0 in	20.8	2.4	0.285/0.525	54.3
+0.5 in	21.9	2.3	0.435/0.730	59.6
Horizontal				
-0.5 in	21.3	2.4	0.285/0.540	52.8
0.0 in	20.8	2.4	0.285/0.525	54.3
+0.5 in	20.7	2.4	0.285/0.540	52.8

모델은 실제 궤도상에서 운영되는 추진제 탱크의 열적 거동을 적절히 모사하고 있다고 할 수 있다. 각 써모스탯의 위치에 대한 최고 및 최저 온도, 히터의 작동주기와 Duty 값을 Table 3에 제시하였다. 이 온도 결과를 통해 추진제 탱크의 가장 저온인 곳은 탱크의 중앙에 위치한 리그 부분으로, 약 2.4°C에서 5°C 사이로 유지됨을 알 수 있다. 이는 고온인 탱크에서 체결볼트 등을 통해 상대적으로 온도가 낮은 위성분체로 전도에 의한 열전달이 발생하기 때문이다. 따라서 과도한 열손실을 방지하기 위해 다층박막 단열재로 체결부위를 감싸 단열시켰다.

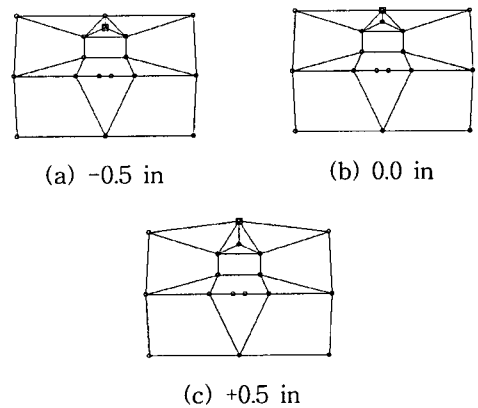


Fig. 4 Vertical Locations of Thermostat

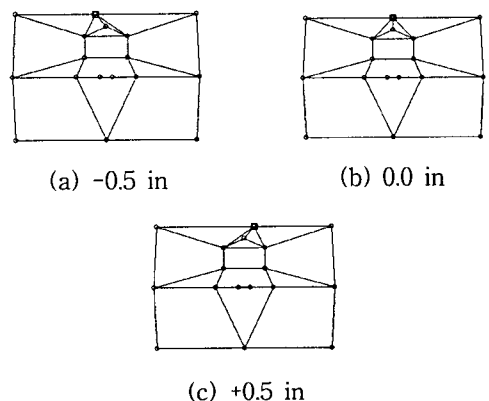
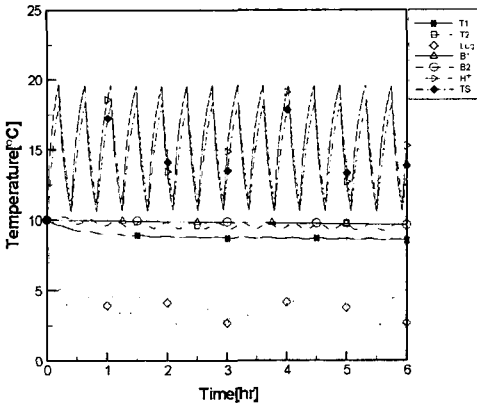
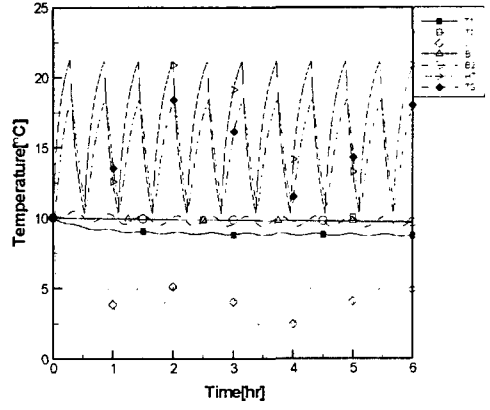


Fig. 5 Horizontal Locations of Thermostat

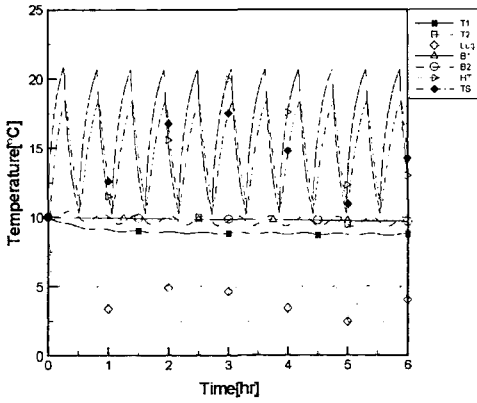
써모스탯의 위치가 상하, 좌우 방향으로 변할 때 시간에 따른 탱크 표면의 온도변화를 Fig. 6과 7에 제시하였는데, 그림에서 보듯이 25V의 버스전압에서 히터는 리그 부근에 장착된 써모스탯에 의해 On/Off를 주기적으로 반복하고 있다. 그러므로 이 열해석



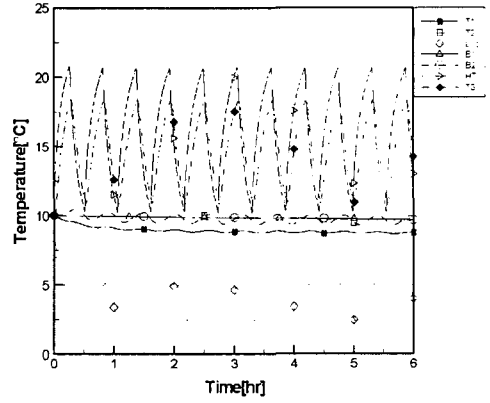
(a) -0.5 in



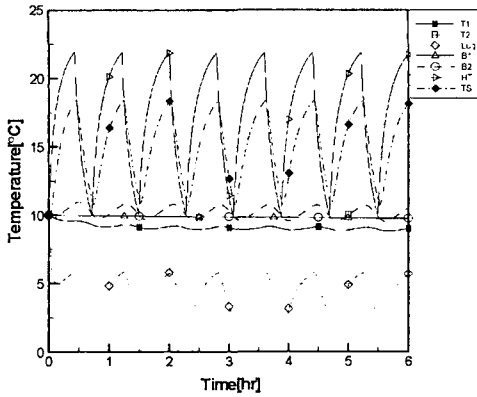
(a) -0.5 in



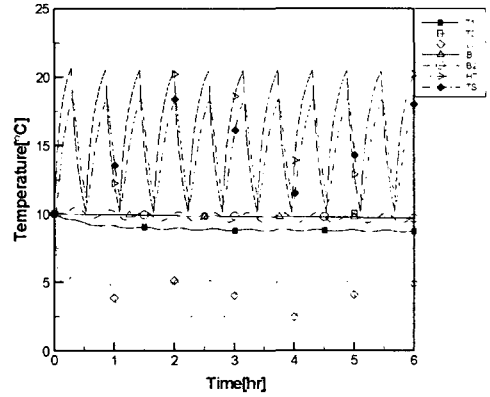
(b) 0.0 in



(b) 0.0 in



(c) +0.5 in



(c) +0.5 in

Fig. 6 Temperature Results with Vertical Variation of Thermostat Locations

Fig. 7 Temperature Results with Horizontal Variation of Thermostat Locations

한편, Fig. 6에서 보듯이 상하방향으로 써모스탯의 위치가 -0.5in에서 +0.5in로 히터에서 멀어질수록 히터의 응답주기는 길어지며, 탱크 표면의 온도 증가를 통해 히터가 과열하는 현상을 확인할 수 있다. 이는 써모스탯이 On/Off 되는 온도범위에 도달하기 위해 히터에서 멀어질수록 상대적으로 긴 시간 동안 열이 공급되어야 하기 때문이다.

실제로 Table 3의 Heater Cycle 결과를 통해 써모스탯이 히터에서 -0.5in에서 +0.5in로 멀어질수록 히터가 켜져 있는 시간이 약 2배 이상 증가하며, 이에 따라 전체 Cycle과 Duty 값도 길어짐을 확인할 수 있다. 또한 해석결과를 통해 가장 높은 값을 갖는 히터 노드 HT에 대한 온도증가율을 계산한 결과 써모스탯 노드 TS가 lin 이동했을 때 약 2.3℃의 증가율을 나타내었다. 하지만 가장 과열반응을 보이는 +0.5in에서의 탱크 표면의 온도를 비교한 결과 최고 22℃, 최저 2℃의 범위에서 주기적으로 변하므로 열 제어 요구조건의 최고 및 최저 허용온도를 만족하기에 실제 궤도상에서 전체적인 열제어의 성능에는 문제가 없으리라 판단된다.

좌우방향에 대한 써모스탯의 위치 변화 역시 Table 3에서 보듯이 히터의 응답주기와 탱크 온도에 영향을 미치지만 상하방향의 경우에 비해 그 정도가 미미함을 알 수 있다. 따라서 상하방향의 위치 편차에 의해 발생하는 영향이 상대적으로 중요하다고 판단된다.

5. 결 론

현재 개발 중인 다목적실용위성의 추진제 탱크에 대해 본 열해석을 수행한 결과 최악예상전압인 25V에서 추진제가 절반정도 채워져 있는 경우 탱크에 부착된 히터와 써모스탯은 본문에서 언급한 열제어 요구조건을 만족시키며, 추진제의 동결 및 과열방지를 위해 정상적으로 작동하고 있음을 확인하였다. 또한 써모스탯 위치가 상하방향으로 변함에 따라 전체 탱크 표면의 온도분포는 증가하고 히터의 작동주기는 길어지는 등 뚜렷한 열적반응의 변화가 나타났다. 반면에 좌우방향에서는 상대적으로 미미한 변화만 발생할 뿐이었으며, 두 경우에 대한 온도분포는 열제어 허용 범위에 충분히 포함됨을 확인하였다.

따라서 실제 탱크 모듈 조립시 써모스탯의 부착위치에 대한 오차가 존재하더라도 설계도면에 명시된

값보다 크게 벗어나지 않는 한 탱크의 열제어 성능은 충분히 보장되리라 판단된다.

후기

본 논문은 "다목적실용위성 2호 본체 개발사업" 중에서 추진시스템 설계에 관한 내용의 일부임을 밝힙니다.

참고문헌

- [1] 한조영, 김정수, 이승우, "열해석에 의한 인공위성 추진시스템의 열설계," 대한기계학회논문집 B, 제27권, 제1호, (2003), pp. 117-124.
- [2] 한조영, 김정수, "단일추진제 로켓 엔진 어셈블리를 위한 우주 공간에서의 과실 방지 설계," 대한기계학회논문집 B, 제27권, 제10호, (2003), pp. 1377-1384.
- [3] 김정수, 이균호, 한조영, 장기원, 최진철, "저궤도 관측위성용 구조 및 열 개발모델 추진시스템의 설계 및 제작," 한국항공우주학회지, 제31권, 제8호, (2003), pp. 115-124.
- [4] 한조영, 김정수, 이균호, "저궤도위성 추진시스템의 구조·열 모델 시험에 의한 열설계 검증," 한국항공우주학회 춘계학술대회, 상록리조트, (2003), pp. 526-529.
- [5] KOMPSAT-1 CDA(Critical Design Audit) Package, Propulsion Subsystem (1996).
- [6] Harvard Thermal, TAS Users Manual, ver. 4.0 (1999).