

열해석에 의한 인공위성 추진시스템 열설계

한조영[†] · 김정수^{*} · 이승우^{**}

(2002년 9월 23일 접수, 2002년 11월 16일 심사완료)

Thermal Design for Satellite Propulsion System by Thermal Analysis

Cho Young Han, Jeong Soo Kim and Seung Wu Rhee

Key Words : Satellite(인공위성), Propulsion System(추진시스템), Thermal Design(열설계), Constant Worst Cold Case Condition(균일최악저온조건), Active Thermal Control(능동 열제어)

Abstract

Thermal design for satellite propulsion system has been performed. Overall design requirements and the constitution for propulsion system is described. To meet the thermal design requirements, both a primary and a redundant heater circuit, each with two thermostats placed in series, will protect each hydrazine-wetted components, even if one heater circuit fails to operate. Heater power is turned off if any one of these thermostats is opened at its higher setpoint. Thus, even if one thermostat is failed closed, the second thermostat will turn off the heater. All such components shall be insulated with MLI. Propulsion heater sizing based on the constant worst cold case condition is conducted through thermal analysis. All heaters selected for propulsion components operate to prevent propellant freezing satisfying the thermal requirements for the propulsion subsystem over the worst case average voltage, i.e. 25 volts.

기호설명

- B : 흡수계수(absorption factor)
- C : 정전용량
- E : 방사능력(emissive power)
- F : 형상계수
- F' : 교환량(exchange quantity)
- G : 콘덕터, 1/R
- k : 열전도계수
- L : 두 노드사이의 거리
- q : 전열량
- Q : 열소스/싱크
- R : 저항
- T : 온도

그리스 문자

- ϵ : 방사율
- σ : Stefan-Boltzmann 상수

[†], ^{*} 책임저자, 회원, 한국항공우주연구원 위성연구부
 위성제어 연구그룹 추진계
 E-mail: cyhan@kari.re.kr
 TEL : (042)860-2033 FAX : (042)860-2603

^{**} 한국항공우주연구원 위성연구부 위성제어 연구그룹

1. 서론

인공위성 개발은 한 나라의 우주개발에 관한 의지와 그 기술수준을 가늠할 수 있는 주요한 척도이며, 인공위성 개발에 수반 및 파생되는 기술적 부가가치는 막대하다고 할 수 있다. 우리나라의 경우 1994 년도부터 1999 년까지 미국의 TRW사와 공동설계 및 제작완료 후, 국내 최초 저궤도 실용위성인 아리랑 1 호⁽¹⁾(정식명칭: 다목적실용위성 1 호)가 1999 년 12 월 21 일 미국 반덴버그 공군기지에서 발사 성공하여 현재 성공적으로 임무를 수행하고 있다.

한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute, KARI)에서는 아리랑 1 호의 성공에 이어서 2004 년 발사 및 운용을 목표로 후속 위성인 다목적실용위성 2 호(KOrea Multi-Purpose SATellite-2, KOMPSAT-2)의 자체 개발을 진행하고 있다. 현재 유럽의 Astrium 사와의 소요기술 지원을 통하여 국내개발 주관 기관인 한국항공우주산업(주)과 공동설계 및 해석/제작을 수행하고 있으며 개발일정과

진행을 총괄 관리함과 동시에 설계 및 해석 부분을 주도하고 있다. 현 시점까지 주요하게 수행된 개발내용은 위성본체(satellite bus)의 각 부분체(subsystem) 별 예비설계(preliminary design)로서 예비설계심사⁽²⁾(Preliminary Design Audit, PDA) 및 예비설계검토⁽³⁾(Preliminary Design Review, PDR)를 통해 확정되었다.

다목적실용위성 2 호와 같은 저궤도 위성의 경우 위성의 수명은 초기 발사시 위성에 탑재할 수 있는 추진제의 총량⁽⁴⁾과 밀접한 관련이 있다. 그 이유는 저궤도를 공전하는 위성의 경우 지구로부터의 인력과 대기와의 마찰에 의한 항력으로 인해 위성의 궤도가 조금씩 낮아지므로 이를 보정하기 위해 추력기를 주기적으로 작동해야 하기 때문이다. 또한 위성의 임무수행시, 그리고 전력을 얻기 위한 태양 지향시의 자세제어를 위해서도 추력기를 계속 사용해야만 한다. 이 같은 이유로 위성에서 추진시스템(propulsion system)의 중요성은 두 말할 나위 없다.

그러므로 본 논문에서는 위성본체를 구성하고 있는 여러 부분체(subsystem) 중 앞서 언급한 추진시스템에 대한 주요 설계 사항을 기술한다. 그리고 물과 유사한 물성을 가진 하이드라진(hydrazine)을 연료로 하는 위성 추진시스템의 특성상 매우 중요한 설계 기술인 추진제의 동결 및 과열 방지를 주목적으로 하는 추진시스템의 열설계에 대해 논의하고자 한다.

2. 추진시스템 주요 설계 사항

인공위성의 임무를 성공적으로 수행하기 위해서 추진시스템에 요구되는 주요 설계 사항들은 다음과 같다.

인공위성의 추진시스템은 위성이 발사체에서 분리되어 임무궤도로 안착될 때 위성의 고도 및 기울기(inclination) 오차를 교정하기 위한 임펄스를 제공한다. 또한 임무 궤도상에서의 항력 보상(drag make-up)과 자세 제어 및 유지에 필요한 제어 모멘트를 제공한다. 추진시스템의 설계는 저궤도 경량위성에 적합한 설계를 가진다. 즉 프로그램 위험도를 최소화하기 위해 비행 검증된(flight-proven) 저비용의 하드웨어를 채택하며, 설계변경과 제작, 조립 및 시험을 용이하게 하기 위하여 모듈 단위로 설계를 한다. 추력기는 추진제의 사용을 최소화할 수 있고 추력기 플룸의 위성체로의 충돌과 플룸에 의한 오염을 최소화할 수 있는 위치에 선정한다. 주(primary)와 잉여(redundant)의 추력기 조합으로 단일과실공차(single fault tolerance) 추력기

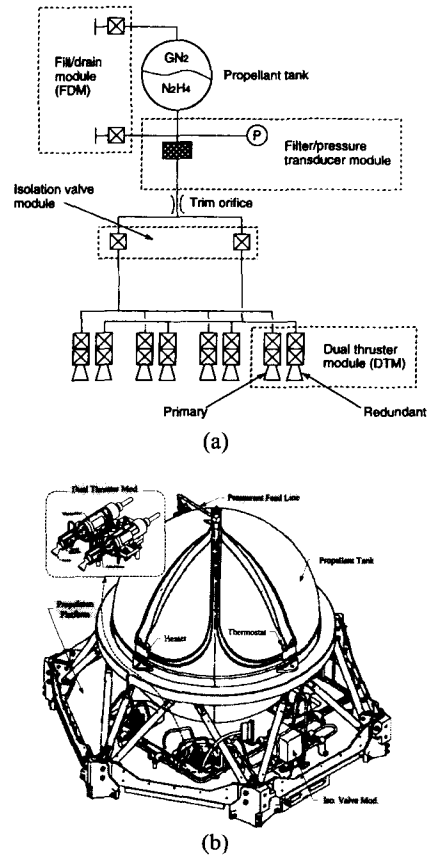


Fig. 1 Satellite propulsion system: (a) design schematic; (b) real configuration

시스템을 구축하며, 추진제 공급방식은 위험성이 낮은 압력공급방식으로 격막(diaphragm)을 갖는 추진제 탱크를 사용하여 밀어내기(blowdown) 방식으로 추진제를 공급한다. 모든 추진제 공급 계통은 용접을 하여 누설 방지를 하고 단기추진제(monopropellant)인 하이드라진(hydrazine)의 촉매 반응을 통해 필요한 임펄스를 제공한다.

위성 추진시스템의 주요 구성 부품들⁽⁵⁾은 다음과 같다.

- 한쌍이 주와 잉여의 MRE-1(Monopropellant Rocket Engine-1) 추력기로 구성된 총 4 쌍의 1.0 lbf 급 이중추력기 모듈(Dual Thruster Module, DTM)
- 1 개의 격막형 추진제 탱크
- 2 개의 추진제/가압제 충전/배출 밸브
- 각각 1 개의 추진제 필터와 압력변환기
- 2 개의 래칭밸브
- 오리피스에 있는 추진제 공급 라인
- 열제어 시스템

Table 1 Boundary conditions used in thermal analysis

Orbit	Compo.	Thruster Valves	Propellant Lines, Modules, and Propellant Tank	Parts of Components Exposed to Space
Cold Case				
	Conduction	- 13 °C (9 °F)	- 10 °C (14 °F)	N/A
	Radiation	- 13 °C (9 °F)	- 10 °C (14 °F)	- 273 °C (- 460 °F)
Hot Case				
	Conduction	+ 43 °C (110 °F)	+ 43 °C (110 °F)	N/A
	Radiation	+ 43 °C (110 °F)	+ 43 °C (110 °F)	Q = 2 x Direct Solar Flux

- 추진 플랫폼을 포함하는 추진시스템 구조 모델
인공위성의 추진시스템 설계 개념도와 실제 위성 추진시스템 형상을 Fig. 1 에 도시했다.

3. 추진시스템 열설계

3.1 추진시스템 열설계 요구조건

추진제의 동결 및 과열 방지를 주목적으로 하는 위성 추진시스템의 열설계 요구조건은 다음과 같다.

- 모든 추진제 관련 부품들을 7°C(45°F) 이상으로 유지해야 한다.
- 추진제 밸브 및 추진제 탱크를 제외한 어떤 부분의 온도도 49°C(120°F)를 넘지 말아야 한다.
- 추력기(thruster) 사용으로 인해 온도가 상승되는 추진제 밸브의 최고 허용온도는 116°C(240°F)이다.
- 추진제 탱크의 최고 허용온도는 38°C(100°F)를 넘지 말아야 한다.
- 추력기 촉매 베드 히터(catalyst bed heater)의 온도는 177°C(350°F) 이상으로 유지해야 한다.

이와 같은 열설계 요구조건을 만족하기 위한 능동 열제어(active thermal control) 방법으로 각 부품에 적절한 용량의 히터를 부착(patch heater)하여 온도를 제어하며, 이러한 히터의 최고 허용 듀티(duty)는 70%이다. 또한 추진제 동결 및 과열(over-temperature)에 대해서는 단일과실공차(single fault tolerance)를 적용한다.

3.2 열설계 접근방법

앞서 기술된 열설계 요구조건을 만족시키기 위해서 만일 한 히터회로가 작동하지 않더라도 문제가 없도록 병렬 연결된 주(primary) 및 잉여(redundant) 히터가 각 추진제 관련 부품들을 보호하기 위해서 사용된다. 그리고 한 히터 회로당 두

개의 써모스탯(thermostat)이 직렬 연결된다. 히터는 이 써모스탯 중 어느 하나라도 최고 셋포인트(setpoint)에서 개방될 때 꺼진다. 그러므로 만일 한 써모스탯이 오작동에 의해 계속 닫혀 있더라도 다른 써모스탯이 개방되어 히터를 끌 수 있다. 위성 추진시스템에 장착된 주 써모스탯(primary thermostat)의 작동온도 범위는 11°C(52°F)에서 18°C(65°F)이며 잉여 써모스탯(redundant thermostat)의 작동온도 범위는 7°C(45°F)에서 17°C(63°F)이다. 또한 추진시스템에 사용되는 모든 부품들(자가 발열 부품인 압력변환기 1 종 제외)은 일종의 복사 차폐막(radiation shield) 역할을 하는 다층박막단열재(multi-layer insulation, MLI)로 감싸 단열시킨다.

태양을 지향하고 있는 경우와 같은 고온조건(hot condition)에서는 위성의 추진시스템 부품들에 부착된 히터가 작동하지 않을 것이며 추진부품(propulsion component)의 최고 온도는 추진 격실(propulsion compartment) 온도, 즉 주위 패널의 온도보다 낮을 것이다. 일반적으로 위성의 수명기간 동안 위성체 외부 물질의 흡수율 증가로 인해 격실의 온도는 증가하므로, 추진시스템 부품에 사용될 것으로 추정되는 평균 전력은 위성의 수명에 따라 감소할 것이다. 이와 같은 이유로 이후 본 논문에서는 위성이 식(eclipse)과 같이 지구 반대편 그늘에 들어갔을 경우로, 추진시스템 부품 주위의 열환경이 가장 최악의 저온상태 조건인 균일최악 저온조건(constant worst cold case condition)에 관련된 해석 결과만을 기술한다.

본 논문에서는 인공위성에 사용되는 추진시스템 부품들의 형상과 각 모듈에 관련된 노드(node)들이 제시될 것이다. 히터 설계를 위한 균일 온도(constant temperature)의 고온 및 저온 열적 경계조건이 Table 1 에 기술되었다. 이중추력기 모듈(Dual Thruster Module, DTM) 브라켓(bracket)과 추진 플랫폼(propulsion platform)의 온도는 -13°C(9°F)로 가정되었다.

다목적실용위성 2 호(KOMPSAT-2)에 사용되는

배터리 셀의 최악 평균전압은 1.31V 이다. 최악 조건으로 21 개의 배터리 셀이 고려된 경우 최악 조건의 하니스 전압 강하는 1.51V 로 예측되었다. 이와 같은 조건 하에서, 위성부품 입력단자에서의 최악조건 평균전압은 26V 로 계산되었으며, 이 26V 는 위성본체(satellite bus)의 히터 설계를 위한 위성본체 시스템 수준의 지침으로 추천되었다. 그러나 추진시스템에서는 보다 엄격한 추진부품용 히터 설계를 위해 추진시스템에 적용되는 최악 예상전압으로서 25V 를 취한다.

3.3 열설계를 위한 열해석 방법

위성 추진시스템 열설계를 위해서는 열해석을 통하여 적절한 히터의 용량을 결정해야 하며 그에 따른 열적인 응답특성을 알아야만 한다. 또한 우주공간의 특성상 중요한 열전도 모드는 전도와 표면복사열전달이며 이에 특성화된 해석도구가 필요하다.

그러므로 본 연구에서는 열해석용 도구로 상용 소프트웨어이며 위성 열해석 전문 툴(tool)인 TAS⁽⁶⁾(Thermal Analysis System)를 사용하였다. TAS 는 집중용량 매개변수법(lumped parameter approach)을 사용하는 기존의 프로그램가능(programmable) 해석도구인 SINDA⁽⁷⁾를 기본으로 한다. 그러나 SINDA⁽⁷⁾와는 달리 그래픽 인터페이스(graphic interface)를 사용하여 직접 사용자가 화면상에서 3 차원 모델링을 할 수 있는 장점이 있다. TAS⁽⁶⁾는 SINDA⁽⁷⁾와 동일하게 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 반복 계산(iteration)을 통해 구해진다.

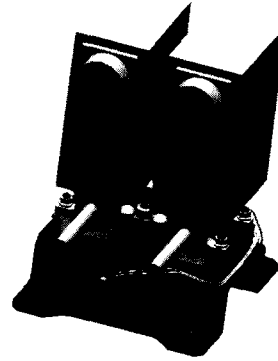
일례로서 래칭밸브 모듈 (Latching Isolation Valve Module)의 실제 형상과 TAS⁽⁶⁾에서 수행한 래칭밸브 모듈의 3 차원 모델과의 비교를 Fig. 2 에 도시했다.

3.3.1 전도저항(conduction resistance) 계산 방법

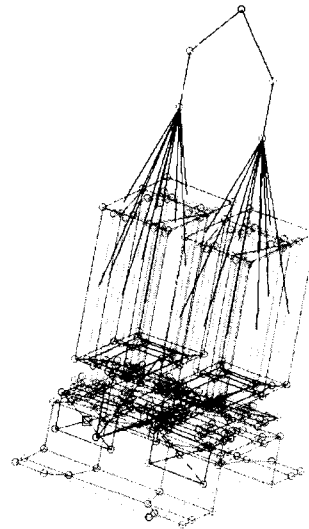
어느 한 노드에서의 열평형식(heat balance eq.)은 다음과 같이 표현된다.

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

여기에서 전도(conduction)에 관련된 선형컨덕터



(a)



(b)

Fig. 2 Comparison between (a) real module and (b) TAS 3-D model

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

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

3.3.2 복사저항(radiation resistance) 계산 방법

한편 복사에 관련된 복사저항을 구할 때는 Gebhart⁽⁸⁾의 흡수계수 방법(absorption factor method)을 사용한다.

임의의 밀폐공간에서 공간을 구성하고 있는 모든 표면이 흑체일 경우 표면 A_i 로부터 손실되는

Table 2 Estimation of heater power

Components		Propellant Tank		Filter/Pxdr Module		Latching Isolation Valve Module	Fill / Drain Valve Module
Heater Enable/Disable Condition	S/C Bus Voltage [V]	Propellant Tank Status	Average Power [W]	Pxdr Heat Dissipation [W]	Average Power [W]	Average Power [W]	Average Power [W]
Primary Enable	25	Full	3.66	1	0.00	1.33	1.01
		Empty	4.64	0	1.08		
	28	Full	3.61	1	0.00	1.30	1.01
		Empty	4.31	0	1.08		
	34	Full	3.76	1	0.00	1.24	1.00
		Empty	4.50	0	1.08		
Redundant Enable	25	Full	2.60	1	0.00	1.16	0.95
		Empty	4.20	0	0.96		
	28	Full	2.49	1	0.00	1.13	0.95
		Empty	3.90	0	0.95		
	34	Full	2.50	1	0.00	1.06	0.92
		Empty	3.93	0	0.94		

복사에너지, q_j ,는 다음의 식으로 표현되어진다.

$$q_j = E_j A_j - \sum_i^n F_{ij} E_i A_i \quad (3)$$

그러나 모든 면이 흑체가 아닌 경우 A_j 에 흡수되는 i 표면 방사량의 분율은 F_{ij} 가 아니다. 즉

$$q_j = E_j A_j - \sum_i^n B_{ij} E_i A_i \quad (4)$$

의 형태로서 흡수계수 B_{ij} 의 항으로 나타난다. 여기서 흡수계수 B_{ij} 는 A_j 에 도달되어 흡수될 수 있는 모든 경로를 고려하여 A_j 에 흡수되는 A_i 방사량($E_i A_i$)의 총분율로 정의된다.

흡수계수 B_{ij} 를 사용하여 복사코덕터를 구하기 위해서는 Hottel and Sarofim⁽⁹⁾의 전기망 방법(network method)과의 상관관계를 이용한다. 임의의 확산 회체(diffuse-gray) 표면 A_i 와 A_j 간의 에너지 교환열량(q_{ij})은 교환량(exchange quantity, F_{ij})을 사용해 정의된다.

$$q_{ij} = F_{ij}' A_i \sigma (T_i^4 - T_j^4) \quad (5)$$

이 식을 Gebhart⁽⁸⁾의 흡수계수 방법(absorption factor method)과 연관시키면 $F_{ij}' = \epsilon_i B_{ij}$ 임을 알 수 있으며 이를 행렬의 형태로 나타내면 다음 식과 같다.

$$[SF] = [E] [B] \\ [B] = \{[I] - [F] + [F] [E]\}^{-1} [F] [E] \quad (6)$$

여기에서

[SF]: F_{ij}'

[E]: ϵ_i , 표면 방사율(대각 행렬)

[I]: 단위 행렬

[F]: 형상계수(view factor) 행렬

위 식을 사용자가 직접 계산해 부여하기는 어려우므로 TAS⁽⁶⁾에서는 복사전문 해석 툴인 TRASYS⁽¹⁰⁾가 내장되어 있어 사용자가 모델링한 3

차원 모델을 사용해 교환량 F_{ij}' 를 TRASYS⁽¹⁰⁾로부터 구해준다. 따라서 최종적으로 구해지는 (1)식의 복사코덕터는

$$\hat{G}_{ji} = F_{ij}' A_j \sigma \quad (7)$$

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

$$\hat{R}_{ji} = \frac{1}{\hat{G}_{ji} (T_j^2 + T_i^2)(T_j + T_i)} \quad (8)$$

4. 열해석 결과 및 검토

열해석에 사용되는 모든 물성치는 부품구매처(vendor)에서 제공되는 부품의 규격(specification)을 참고해 Gilmore⁽¹¹⁾의 설계핸드북에 제공되어있는 값을 사용했다. 다만 볼트 접합 부위 등과 같이 접촉전도(contact conduction)가 있는 부위의 물성치는 일반적인 자료가 존재하지 않으므로 기존의 다목적실용위성 1호(KOMPSAT-1)에서 사용했던 설계치⁽¹²⁾(heritage)를 최대한 활용했다.

열해석 결과에 의해 구해진 각 부품 모듈에 부착된 히터의 소요전력이 Table 2에 나타나 있다. 주와 잉여의 히터 회로가 작동할 경우를 구분하여 위성버스(위성본체)의 전압이 25, 28, 34V인 경우에 대해 실제 히터가 작동하는 듀티를 고려하여 최종 평균소요전력(average power)을 Table 2에 명기하였다. 이 최종 평균소요전력량은 위성전체에 소요되는 전력량을 설정함에 있어 매우 중요한 변수가 되며, 나아가 위성에 소요되는 전력을 생산/저장하는 태양전지판과 배터리의 용량을 결정함에 있어 주요 인자로 사용된다.

이후 제시될 열해석 결과는 Table 2의 히터 소요전력을 도출하기 위해 수행한 열해석 중 버스 전압이 최악 예상전압인 25V이며 주 히터회로가

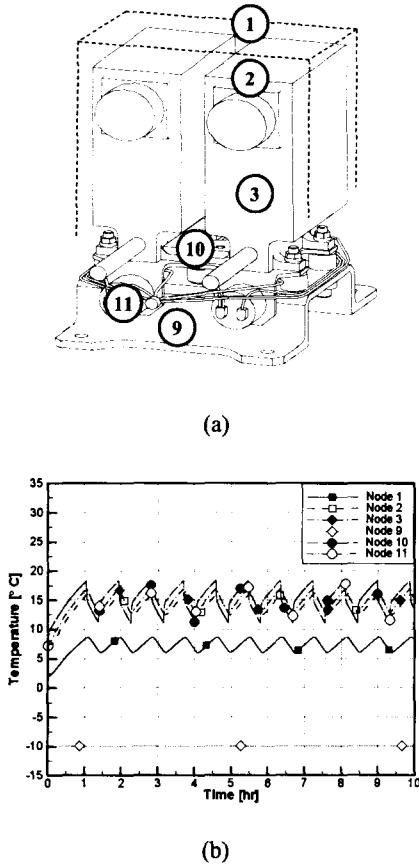


Fig. 3 Latching isolation valve module: (a) solid model and nodes; (b) transient thermal response with primary heater circuit enabled

작동할 때의 결과를 발췌하여 정리한 것이다.

4.1 래칭밸브 모듈 (Latching Isolation Valve Module) 해석

래칭밸브 모듈의 형상과 열해석에 관련된 노드들이 Fig. 3(a)에 도시되어 있다. 균일최악저온조건에서 버스전압이 25V 일 때 주 히터 회로가 작동시의 각 노드 온도의 시간변화가 Fig. 3(b)에 나타나 있다. 이 그림은 써모스탯의 작동에 의한 온도의 주기적 변화를 잘 나타내고 있다. 또한 이 열적 응답 특성은 앞서 서술한 열적 요구조건을 잘 충족시키고 있다.

4.2 충전/배출밸브 모듈 (Fill and Drain Valve Module) 해석

충전/배출밸브 모듈의 형상과 열해석에 사용된 노드들의 위치가 Fig. 4(a)에 나타나 있다. 균일최악저온조건에서 버스전압이 25V 일 때 주 히터 회로가 작동시의 각 노드 온도의 시간변화가 Fig.

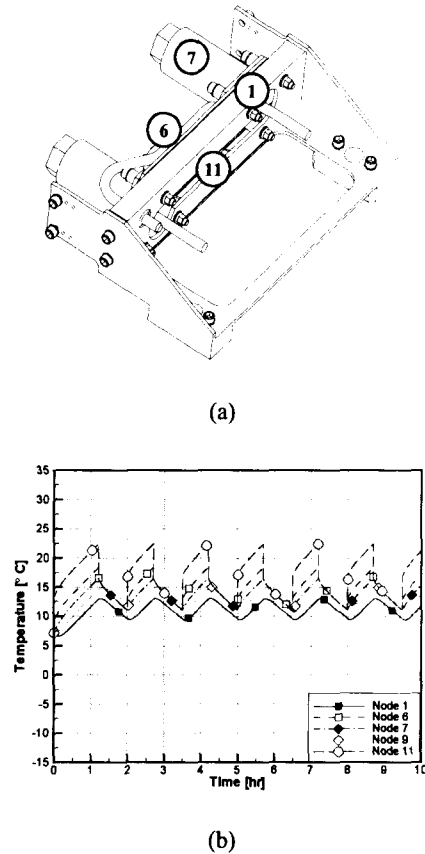


Fig. 4 Fill and drain valve module: (a) solid model and nodes; (b) transient thermal response with primary heater circuit enabled

4(b)에 나타나 있다. 이 모듈의 히터는 만족스럽게 작동하고 있으며, 따라서 열적인 응답 특성도 주기적인 형상을 나타내고 있다. 이 같은 열적인 응답특성을 볼 때 역시 앞서 서술한 열적 요구조건을 잘 만족시키고 있음을 알 수 있다.

4.3 필터/압력변환기 모듈 (Filter / Pressure Transducer Module) 해석

Fig. 5(a)에 필터/압력변환기 모듈의 형상과 열해석 모델 노드수가 도시되어 있다. 균일최악저온조건에서 버스전압이 25V 일 때 주 히터 회로가 작동시의 각 노드 온도의 시간변화가 Fig. 5(b)와 (c)에 나타나 있다. Fig. 5(b)에서 압력변환기가 1.0W의 에너지를 소산하는 것으로 가정되었다. 히터는 초기에 써모스탯이 히터를 끈 이후로는 더 이상 켜지지 않는다. 그러므로 이 경우 사용되는 히터의 평균전력은 0이 될 것이다.

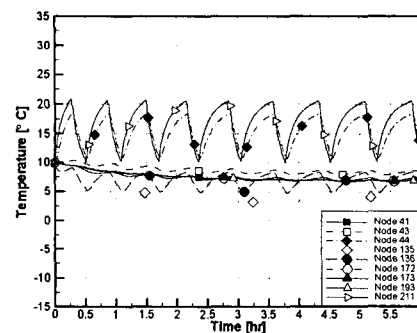
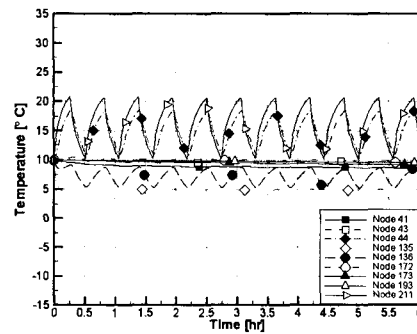
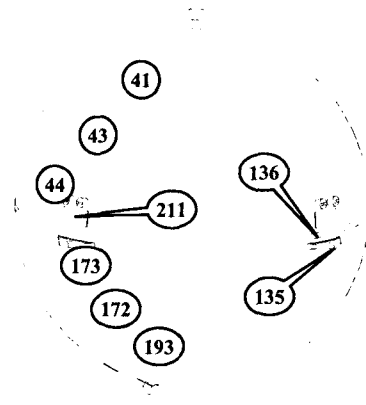
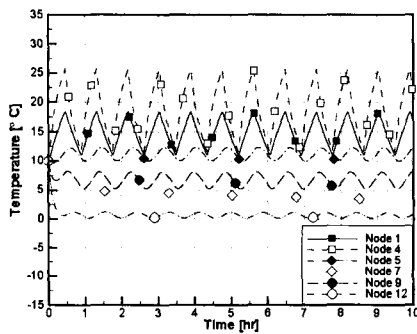
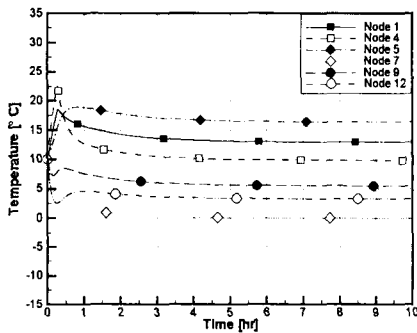
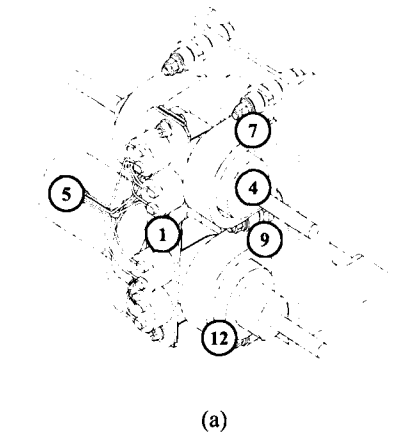


Fig. 5 Filter and pressure transducer module: (a) solid model and nodes; (b) transient thermal response with primary heater circuit enabled and continuous 1 W dissipation assumed in pressure transducer; (c) pressure transducer failed to operate

Fig. 6 Propellant tank: (a) solid model and nodes; (b) transient thermal response with primary heater circuit enabled and half-full of hydrazine in propellant tank; (c) empty propellant tank

만약 어떠한 불특정한 이유에 의해 압력변환기

의 전력이 0 으로 떨어진다면 히터는 최악저온조건
의 열적 요구조건을 충족시키기 위해 모듈을 보
호할 정도의 충분한 용량을 가져야 한다. 이와 같

은 가설에 대한 결과가 Fig. 5(c)에 도시되어 있다.

4.4 추진제 탱크 (Propellant Tank) 해석

추진제 탱크의 형상과 열해석에 사용된 노드들이 Fig. 6(a)에 나타나 있다. 추진제 탱크의 가장 저온인 부분은 탱크의 중앙에 위치한 4 개의 탱크 러그(lug) 부분이다. Fig. 6(b)에 추진제인 하이드라진을 탱크의 반에 채웠을 때 최악저온조건에서의 시간에 따른 온도변화를 도시했다. 25V 의 버스전압에서 히터는 러그 부근에 장착된 써모스탯에 의해 켜짐과 꺼짐을 주기적으로 반복하고 있다. 그러므로 추진제 탱크를 위해 선정된 히터를 포함한 열해석 모델은 추진제 탱크의 열적 거동을 적절히 모사하고 있다. 추진제를 채우지 않은 빈 탱크에 대한 유사한 결과를 Fig. 6(c)에서 볼 수 있다.

5. 결 론

위성 추진시스템의 열설계를 수행했다. 추진시스템의 주요 설계 사항과 추진시스템의 구성을 제시했으며 추진시스템의 열설계에 대한 요구조건을 기술했다. 이같은 요구사항을 만족시키기 위해 각 히터 회로당 2 개의 써모스탯이 직렬연결되어 있으며 히터거리 병렬로 연결되는 주와 잉여의 히터들을 사용했으며 모든 부품들은 다층박막단열재로 감싸 단열을 시켰다.

추진시스템의 열해석은 추진시스템 부품 주위의 열환경이 가장 최악의 저온상태 조건인 균일최악저온조건(constant worst cold case condition)에 대해 수행되었다. 최악 예상전압으로는 25V 를 취했으며 해석 툴로는 상용 소프트웨어인 TAS⁽⁶⁾를 사용했다. 각 부품 모듈에 부착된 히터에 따라 소요되는 최종 평균소요전력을 위성버스 전압이 25V 이상일 경우에 대해 제시했다. 열해석의 결과를 보면 25V 의 최악예상전압 이상에서 추진시스템 부품에 적용된 히터와 써모스탯들은 추진시스템 열설계 요구조건을 충족시키며 추진제의 동결방지 및 과열방지를 위해 잘 작동하고 있음을 알 수 있다. 그러므로 현재 위성의 예비설계(preliminary design) 단계에서 본 연구에 수행된 추진시스템 열설계는 매우 만족스러운 수준이다.

한편 현재 개발하고 있는 위성의 실제 우주공간에서의 열적 거동을 아는 것은 불가능하므로, 위성체를 구조 및 열적인 관점에서 모사하는 위성 모델을 제작하여 이 모델을 열진공 챔버(thermal vacuum chamber)에 투입해서 구조 및 열적 거동을 시험한다. 차후 이 구조·열 모델(Structural Thermal Model, STM)의 시험 결과와 열해석 모델 해석 결과와의 비교를 통한 열해석 모델 수정 해석을 통하여 위성 추진시스템 열설계의 보장 연구(trade-off study)를 수행할 예정이다.

참고문헌

- (1) Kim, Z. C., Kim, H. J., Rhee, S. W., Sim, E. S., Youn, H. S., Lee, S. S., and Choi, H. J., 2000, "The Technology of KOMPSAT 1," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 28, No. 4, pp. 143~162
- (2) KARI, May 14-18, 2001, "KOMPSAT-2 Preliminary Design Audit Data Package, Day 1," KOMPSAT-2 PDA
- (3) KARI, June 27, 2001, "KOMPSAT-2 Preliminary Design Review Data Package," KOMPSAT-2 PDR, K2-D0-300-008
- (4) Kim, J. S., and Han, C. Y., 11. 17. 2000, "Analysis of Propellant Consumption Rate for Korea Multi-purpose Satellite," *15th Fall Annual Meeting of The Korean Society of Propulsion Engineers*
- (5) Kim, J. S., Han, C. Y., You, J. H., Choi, Y. J., Sohn, T. J., and Choi, J. C., 11. 11. 2000, "Preliminary Design of KOMPSAT-2 Propulsion Subsystem," *Proceedings of the KSAS Fall Annual Meeting 2000*, pp. 630~633
- (6) Harvard Thermal, 1999, *TAS User's Manual, ver. 4.0*
- (7) Analytix Corporation, 1996, *AC/SINDA User's Manual*
- (8) Gebhart, B., 1971, *Heat Transfer*, McGraw-Hill
- (9) Hottel, H. C., and Sarofim, A. F., 1967, *Radiative Transfer*, McGraw-Hill
- (10) Analytix Corporation, 1996, *AC/TRASYS User's Manual*
- (11) Gilmore, D. G., 1994, *Satellite Thermal Control Handbook*, The Aerospace Corporation Press-El Segundo, California
- (12) KARI, Sep. 12, 1996, "Korea Multi-Purpose Satellite Propulsion Subsystem Critical Design Audit Data Package," KOMPSAT PS CDA, KARI-95-T01