

## 단일추진제 로켓 엔진 어셈블리를 위한 우주 공간에서의 과실 방지 설계

한 조 영<sup>†</sup> · 김 정 수<sup>\*</sup>

(2003년 1월 23일 접수, 2003년 7월 30일 심사완료)

### Faultproof Design in Space for Monopropellant Rocket Engine Assembly

Cho Young Han and Jeong Soo Kim

**Key Words :** Satellite Propulsion System(위성추진시스템), Rocket Engine(로켓 엔진), DTM(이중추력기 모듈), Worst Cold Condition(최악저온조건), Thermal Analysis(열해석)

#### Abstract

An analysis has been performed for active thermal control of the KOMPSAT monopropellant rocket engine assembly, i.e., dual thruster module(DTM). The main efforts of this work have been directed at determining proper heater sizes for propellant valves and catalyst beds necessary to maintain their temperatures within specified temperature ranges under KOMPSAT environment and operational conditions. The TAS incorporated with TRASYS thermal radiation analyzer was used to establish a complete heat transfer model which allows to predict the DTM temperature as a function of time. The thermal analysis has been performed in transient mode to verify the appropriate power for catalyst bed heaters necessary to increase catalyst bed temperature to the required value within a specified period of time. Similar analysis has been executed to validate the heater power for the thermostatically controlled primary and redundant heater circuits used to prevent hydrazine freezing, i.e., single fault. Moreover the effect of the radiative property of thermal control coating of heat shield was examined. Thruster firing condition was also simulated for the heat soakback condition. As a consequence, all thermal analysis results for DTM satisfactorily met the thermal requirements for the KOMPSAT DTM under the worst case average voltage, i.e. 25 volt.

#### 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  
 그리스문자  
 ε : 방사율  
 σ : Stefan-Boltzmann 상수

#### 1. 서론

우리나라 우주 개발의 의지를 담아 현재 한국항공우주연구원에서 개발하고 있는 다목적실용위성(KOrea Multi-Purpose SATellite, KOMPSAT)의 추진 시스템은 이중추력기 모듈(Dual Thruster Module, DTM)이라 일컬어지는 단일추진제 로켓 엔진 어셈블리(Monopropellant Rocket Engine assembly, MRE

<sup>†</sup> 책임저자, 회원, 한국항공우주연구원  
 다목적위성사업단 위성기술실 위성기초기술그룹  
 E-mail: cyhan@kari.re.kr  
 TEL: (042) 860-2033, FAX: (042) 860-2603

<sup>\*</sup> 한국항공우주연구원 위성기초기술그룹

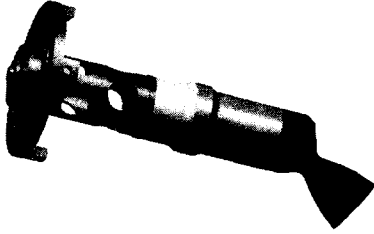


Fig. 1 Configuration of 4.45N MRE-1 thruster

assembly)의 4 쌍을 주 구성품으로 한다. 이중추력기 모듈은 각각 1 개씩의 주(primary) 및 잉여(redundant) MRE-1 하이드라진 추력기(hydrazine thruster)의 조합으로 구성된다. Fig. 1 에 도시된 NASA 의 표준 부품인 MRE-1 하이드라진 추력기의 추력은 3.4 ~ 27.6 bar 의 범위에서 작동하는 연소실 주입압력의 함수이며, 연소실 주입압력 27.6 bar 에서 4.45 N 과 3.4 bar 의 주입압력에서 0.9 N 의 공칭 정상 추력(nominal steady thrust)을 발생한다. 또한 공칭 비추력(specific impulse)은 201 ~ 221 sec 이며 총 544.3 kg 이상의 하이드라진을 연소시킬 수 있는 성능을 가진다. 이 추력기들은 발사체에서 위성이 분리되어 최종 임무 궤도로 진입하기 위한 위성의  $\Delta V$  기동에 필요한 축 방향(+z 축) 추력과 자세제어에 필요한 롤, 피치, 요우(roll, pitch, yaw)의 3 축 제어 모멘트를 발생시킬 수 있도록 위성체 하부면(zenith platform)에 장착된다.<sup>(1, 2)</sup>

하이드라진 추력기는 하이드라진의 자발착화 촉매(spontaneous catalyst)가 개발된 후로 위성의 반응제어 시스템(Reaction Control System, RCS)에 거의 독점적으로 사용되어 왔다. 하이드라진의 빙점은 약 2 °C 이므로 임무 기간 중 빙점 온도 이상으로 하이드라진을 유지하기 위해 열제어 시스템이 필요하게 된다. 이중추력기 모듈의 과실 방지 설계에 있어 또 하나의 중요한 요소는 촉매 소모와 관련된 촉매 베드(catalyst bed)의 시동 온도(starting temperature)이다. 냉각된 상태에서 추력기를 작동한 회수에 따라 촉매의 변질은 크게 영향을 받는다. 이러한 이유로 인해 촉매 베드의 성능 저하를 방지하고 장기간의 펄스 모드 작동에도 고 성능을 유지하기 위해 촉매 베드에 전기적 히터를 도입한다. 촉매 베드의 최소 유지 온도는 요구조건에 따라 달라지나 일반적으로 촉매 베드를 10 ~ 120 °C 로 비작동(non-operating) 및 작동(operating) 조건에서 유지한다. 한편 각각의 추력기에는 추력기 연소실과 촉매 베드를 보호하기 위한 열실드(heat shield)가 부착되어 있으며, 이 열실

드의 겉면에는 특수한 열제어 코팅(thermal control coating)을 하여 표면의 복사물성치를 제어해 수동 열제어(passive thermal control)를 수행한다.

본 논문에서는 위성 반응제어 시스템의 주 구성품인 이중추력기 모듈의 우주 공간에서의 과실 방지 설계를 위해 추진제 밸브와 촉매 베드에 적용된 히터의 용량에 따른 비정상 온도 응답을 해석하여 능동 열제어(active thermal control) 설계의 타당성을 검토한다. 또한 열제어 코팅의 물성치 변화에 따른 비정상 온도 응답을 해석해 수동 열제어 설계의 타당성도 동시에 검증한다. 이를 위해 열해석의 복사 부분 해석을 담당하는 TRASYS(Thermal Radiation Analysis System)<sup>(3)</sup>를 내장하고 있는 온도 계산 프로그램인 TAS(Thermal Analysis System)<sup>(4)</sup>를 사용한다. TAS 에서 완성된 기본 3 차원 모델은 TRASYS 를 거쳐 복사 연계 인자(radiation coupling factor)들을 생성하는데 사용되고, 이후 이 인자들을 사용해 TAS 에서 완성한 모델을 전도-복사 열전달 측면에서 열적으로 완전히 구성하게 되어 시간 변화에 따른 이중추력기 모듈의 온도를 예측할 수 있다.

본 열해석에는 최악조건에서 이중추력기 모듈의 각 부분이 설계 온도 이하로 떨어지지 않음을 확인하기 위해 최악저온조건(worst cold condition)이 사용되었다. 여기에서 최악저온조건이란 위성이 지구의 그림자, 즉 식(eclipse)에 있으며 추진시스템 외의 탑재체(payload)인 전자 박스(electrical box) 및 관련 히터 등의 모든 발열 부품이 작동하지 않는 극한 조건을 말하며 위성의 열해석시 온도의 경계 조건으로 부여된다. 그러므로 이 상황 하에서의 온도 해석 결과에 의거해 가장 보수적인(conservative) 위성의 열설계를 수행하는 것이 통상적인 절차이다.

## 2. 열적 환경 및 요구조건

위성 반응제어 시스템 이중추력기 모듈의 형상과 해석에 사용된 절점(node)들이 Fig. 2 (a)에 나타나 있으며 이중추력기 모듈이 추진 플랫폼 하부에 장착된 모습이 Fig. 2 (b)에 도시되어 있다.

이중추력기 모듈은 위성본체와의 열적인 단절을 기하기 위해 3 개의 티타늄 스탠드오프(standoff)를 가지고 있으며 Fig. 2 (a)에서 보는 바와 같이 노즐, 연소실, 인젝터와 열배리어 튜브(thermal barrier tube)로 구성된 추력기 연소실 어셈블리(thruster chamber assembly)를 에워싼 열실드가 각 추력기마다 장착되어 있다. 이 열실드의 역할은 위성체와의 복사 전열을 최소화하고 촉매 베드

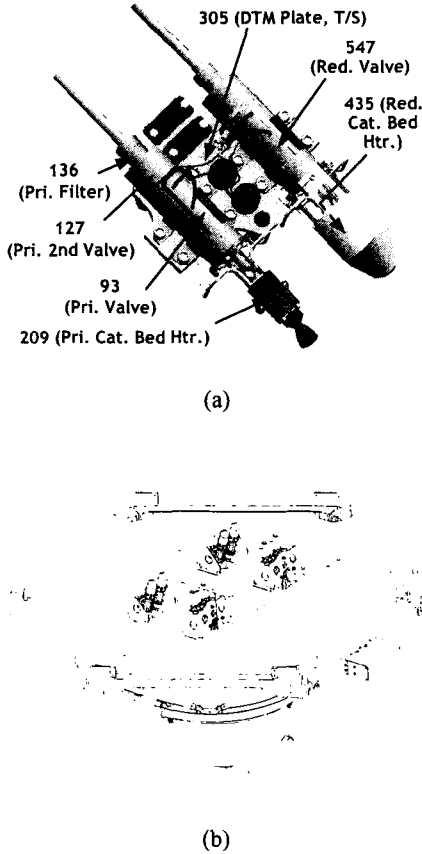


Fig. 2 Dual thruster module: (a) configuration and relevant nodes; (b) DTM installation on propulsion platform

시동온도를 최대한 높게 유지하도록 에너지 보존을 하기 위한 것이다. 한 추력기에 3 개씩의 촉매 베드 히터가 히터 블록을 관통하여 장착되어 있으며, 따라서 이중추력기 모듈 1 기당 도합 6 개의 촉매 베드 히터들이 장착된다.

이중추력기 모듈에는 써모스탯(thermostat)으로 제어되는 주와 잉여의 히터 회로가 구성되어 있다. 각각의 히터 회로에는 두 개의 써모스탯이 직렬로 연결되어 단일과실공차(single fault tolerance)를 유지하며 오작동으로 인한 써모스탯의 잠김(close)에 따른 히터의 과열을 방지한다. 각 추진제 밸브에는 2 개씩의 밸브 히터가 부착되어 있으며, 따라서 이중추력기 모듈에는 모두 4 개의 히터가 부착되게 된다. 각 추진제 밸브의 추력기 연소실 쪽으로는 온도 변환기(temperature transducer)를 부착해 추력기의 모든 작동 온도 범위에서의 밸브 온도를

측정한다. 이 온도 변환기는 촉매 베드 히터의 커짐과 꺼짐(on, off) 상태를 구별하기 위해서도 필요하다.

위성 반응제어 시스템 이중추력기 모듈의 열해석과 열설계의 주목적은 열적으로 잘 정의된 작동 환경에서 연료인 하이드라진을 그 빙점 이상으로 유지하고 추력기 작동 전에 촉매 베드의 온도를 안전 시동 온도(safe start temperature)로 유지하기 위함이다. 더 엄밀하게 말하면 다목적실용위성 추진시스템 이중추력기 모듈의 열적 요구조건으로서는 추진제 밸브의 온도를 7 °C 이상으로 유지해야 하며 촉매 베드 온도를 최악의 온도 환경에서 90 분 이내에 177 °C 이상으로 유지할 수 있어야 하고, 추진제 밸브 히터의 최고 허용 듀티(duty)는 70 %이어야 한다. 또한 추력기 작동으로 인한 추진제 밸브의 온도 상승에 관하여 최고 허용 온도는 116 °C 로 규정한다.

### 3. 열해석 방법

위성 추진시스템 열설계를 위해서는 열해석을 통하여 적절한 히터의 용량을 결정해야 하며 그에 따른 열적인 응답특성을 알아야만 한다. 또한 우주공간의 특성상 중요한 열전달 모드는 전도와 표면복사열전달이며 이에 특성화된 해석도구가 필요하다. 그러므로 본 연구에서는 열해석용 도구로 상용 소프트웨어이며 위성 열해석 전문 툴(tool)인 TAS<sup>(4)</sup>를 사용하였다.

TAS 는 집중용량 매개 변수법(lumped parameter approach)을 사용하는 기존의 프로그램가능 해석도구인 SINDA<sup>(5)</sup>를 기본으로 한다. 그러나 SINDA 와는 달리 그래픽 인터페이스(graphic interface)를 사용하여 직접 사용자가 화면상에서 3 차원 모델링을 할 수 있는 장점이 있다. TAS 는 SINDA 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 반복계산(iteration)을 통해 구해진다.

TAS 에서 생성된 이중추력기 모듈의 열해석 3 차원 모델을 Fig. 3 (a)에 도시했으며, Fig. 3 (b)에 다층박막단열재(multi-layer insulation)로 감싼 열차폐막(thermal enclosure)와 이중추력기 모듈로 구성된 TRASYS 모델 형상을 나타내었다.

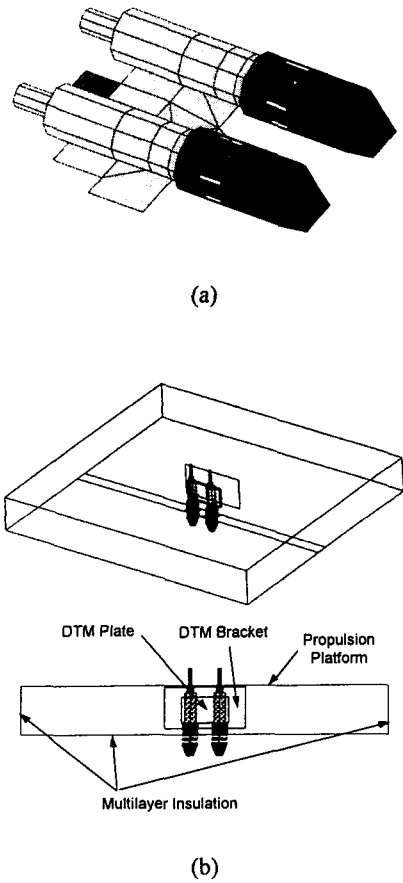


Fig. 3 Thermal analysis model: (a) TAS model; (b) TRASYS model for radiation

3.1 전도저항(conduction resistance) 계산 방법

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

$$\frac{C_i}{\Delta t} (T_i^{n+1} - T_i^n) = Q_i + \sum_{j=1}^n [G_{ji} (T_j - T_i) + \hat{G}_{ji} (T_j' - T_i')] \quad (1)$$

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

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

3.2 복사저항(radiation resistance) 계산 방법

한편 복사에 관련된 복사저항을 구할 때는

Gebhart<sup>(6)</sup>의 흡수계수 방법(absorption factor method)을 사용한다.

임의의 밀폐공간에서 공간을 구성하고 있는 모든 표면이 흑체일 경우 표면  $A_j$ 로부터 손실되는 복사에너지,  $q_j$ 는 다음의 식으로 표현되어진다.

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

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

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

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 복사콘덕터를 구하기 위해서는 Hottel and Sarofim<sup>(7)</sup>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.

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

이 식을 Gebhart<sup>(6)</sup>의 흡수계수 방법(absorption factor method)과 연관시키면  $F_{ij}' = \epsilon_j B_{ij}$ 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] :  $\epsilon_i$ , 표면 방사율(대각 행렬)

[I] : 단위 행렬

[F] : 형상계수(view factor) 행렬

위 식을 사용자가 직접 계산해 부여하기는 어려우므로 TAS<sup>(4)</sup>에서는 복사전문 해석 툴인 TRASYS<sup>(3)</sup>가 내장되어 있어 사용자가 모델링한 3차원 모델을 사용해 교환량  $F_{ij}'$ 를 TRASYS<sup>(3)</sup>로부터 구해준다. 따라서 최종적으로 구해지는 (1)식의 복사콘덕터는

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

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

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

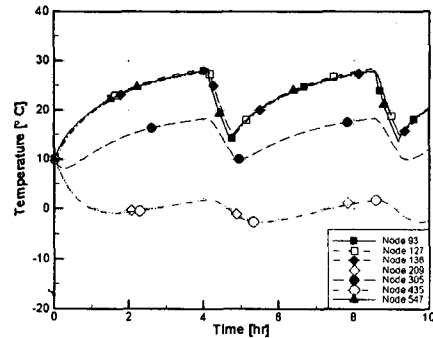
4. 열해석 결과 및 검토

열해석에 사용되는 모든 물성치는 부품구매처 (vendor)에서 제공되는 부품의 규격을 참고해 Gilmore<sup>(8)</sup>의 설계핸드북에 제공되어있는 값을 사용했다. 다만 볼트 접합 부위 등과 같이 접촉전도 (contact conduction)가 있는 부위의 물성은 일반적인 자료가 존재하지 않으므로 Han et al.<sup>(9)</sup>의 연구와 같이 기존의 다목적실용위성 1 호(KOMPSAT-1)에서 사용했던 설계치<sup>(10)</sup>(heritage)를 원용했다.

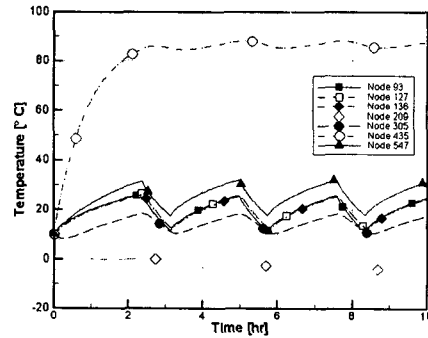
본 열해석에서는 최악저온조건에 사용된 전도 경계온도(conductive interface temperature)와 복사경계온도(radiative interface temperature)로서 위성 시스템 수준의 거시 열해석(bulk thermal analysis)으로부터 도출된 -13 °C 의 온도 조건이 할당되었으며, 이중추력기 모듈 브래킷(bracket)과 추진플랫폼(propulsion platform) 온도 역시 -13 °C 의 온도 조건이 할당되었다. 이에 의거해 위성 버스 전압 25 V 하에서 히터가 작용할 때의 이중추력기 모듈 열해석 결과가 Fig. 4 에 도시되어 있다.

Fig. 4 (a)에서는 모든 촉매 베드 히터가 꺼져있는 경우에 주 및 잉여 추진제 밸브에 장착된 히터가 이중추력기 모듈 마운팅 플레이트 (DTM mounting plate)에 부착된 써모스택에 의해서 주기적으로 작동하고 있음을 나타내고 있다. 추력기 밸브에 부착된 히터는 25 V 의 버스전압 하에서 1.36 W 의 열량을 각각 2 개의 히터에서 소산한다. 그림에서 볼 수 있듯이 써모스택의 작동 범위가 11 °C 에서 18 °C 로 본 열해석에 부여되었음에도 추진제 밸브 부근의 온도는 15 °C 이상을 유지하고 있음을 알 수 있다.

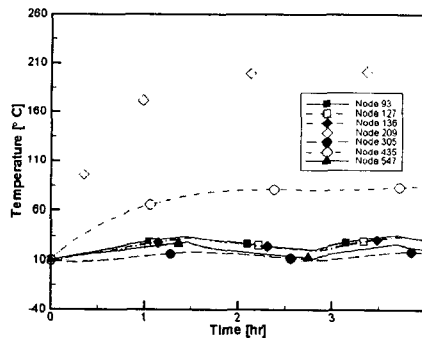
Fig. 4 (b)는 버스 전압이 25 V 일때 추진제 밸브 주 히터 회로가 정상적으로 작동하며 단지 1 개의 잉여 추력기 촉매 베드 히터가 켜질 때의 온도 응답을 나타내고 있다. 앞에서도 언급했듯 위성의 추진시스템에서는 냉각 시동에 따른 촉매 베드의 질적 저하를 방지하기 위해 항상 잉여 추력기 촉매 베드 히터 1 개를 켜 놓아 촉매 베드를 10 ~ 120 °C 로 유지하여 추력기가 동작할 때를 대비한다. 본 계산 조건에서 잉여 추력기 촉매 베드 히터의 열량은 0.61 W 이며 이에 따른 촉매 베드의 온도는 90 °C 부근을 유지하고 있음을 알 수 있다. 따라서 이 같은 결과는 추력기 냉각 시동 방지를 위한 촉매 베드 히터의 적절한 용량 선택이 이루어졌음을 검증하고 있다.



(a)



(b)



(c)

Fig. 4 DTM thermal response by primary heater circuit: (a) all catalyst bed heaters OFF; (b) only 1 redundant catalyst bed heater ON ;(c) 3 primary plus 1 redundant catalyst bed heaters ON

어졌음을 검증하고 있다.

Fig. 4 (c)에서는 25 V 의 버스전압 하에서 주 추력기의 3 개의 촉매 베드 히터와 잉여 추력기의 촉매 베드 히터 1 개가 켜지며 추진제 밸브 주 히터 회로가 작동할 때의 온도 시간변화를 도시하고

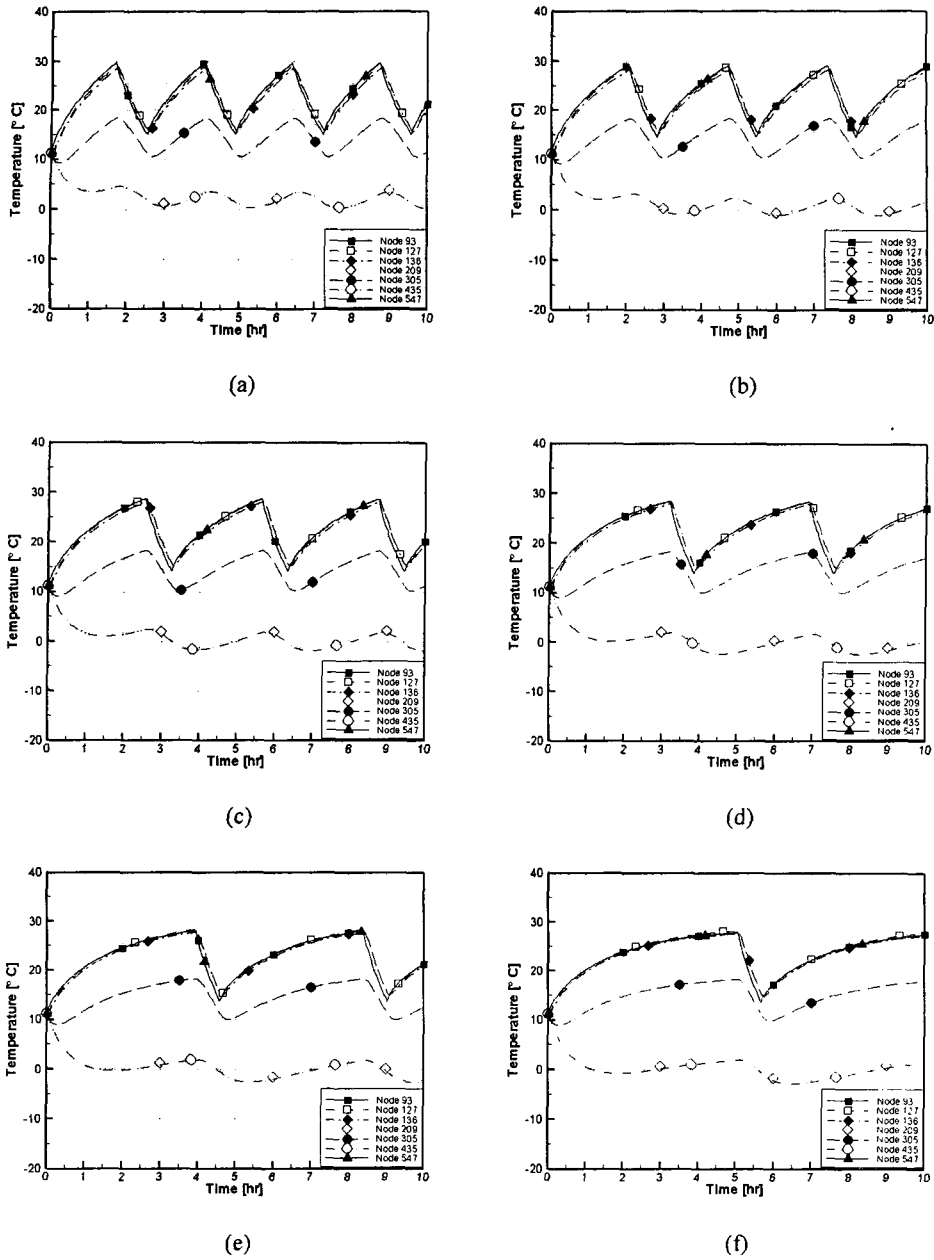


Fig. 5 Effect of emissivity of thermal control coating of heat shield: (a)  $\epsilon = 0.12$ , (b)  $\epsilon = 0.3$ , (c)  $\epsilon = 0.5$ , (d)  $\epsilon = 0.7$ , (e)  $\epsilon = 0.86$ , and (f)  $\epsilon = 1.0$

있다. 25 V 의 버스전압 하에서 주 추력기 촉매 베드 히터의 총열량은 1.82 W 이며 잉여 추력기 촉매 베드 히터의 열량은 0.61 W 이다. 1.5 시간 내에 촉매 베드의 온도가 177 °C 이상으로 증가함을 볼 수 있다. 그러므로 선정된 촉매 베드 히터들은 추

력기 작동을 위해 요구되는 촉매 베드의 안전을 보장함을 알 수 있으며 동시에 이중추력기 모듈의 온도 응답 요구조건을 만족한다.

Fig. 5 에는 열실드의 표면에 도포한 열제어 코팅의 복사 물성치, 즉 표면방사율  $\epsilon$  의 변화에 따

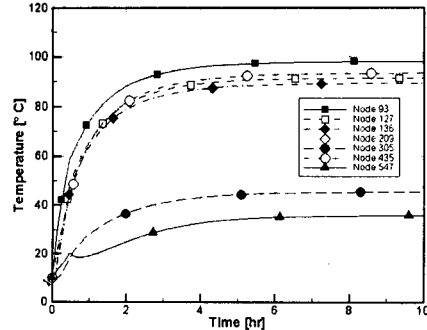
**Table 1** Temperature of combustion sections on thruster firing

Name of Section	Upper Chamber	Lower Chamber	Nozzle
Temperature (°C)	900	1000	1000

큰 이중추력기 모듈 주요 부분 온도의 시간 변화를 도시했다. 열실드를 일반 스테인레스틸로 가정했을 때 표면방사율은 약 0.12 이다. 열실드의 외부면에 열제어 코팅을 도포할 경우를 가정해 표면방사율을 0.3, 0.5, 0.7, 0.86 및 1 까지 변화시켰다. 본 해석의 경우 최악저온조건을 규정했으므로 방사율의 변화에 따라 열실드를 통해 외부 위성체 및 우주공간으로 방열되는 양이 증가하여 온도 응답 주기가 길어짐을 볼 수 있다. 이는 물리적 직관과도 일치하는 것으로 본 모델이 표면방사율의 변화에 따른 효과를 적절히 예측하고 있는 것으로 판단된다. 더불어 모든 경우에서 온도 변화의 폭이 표면방사율의 증가에 따라 더 증가하거나 감소하지 않으며 미리 규정한 온도 응답 요구 조건을 위배하지 않고 있다.

이중추력기 모듈 열설계에 있어 또 하나의 중요한 요소는 추력기 작동으로 인한 추진제 밸브의 온도 상승이다. 물론 추력기 자체의 설계에 있어 이같은 우려를 방지하기 위하여 열배리어(thermal barrier)를 사용해 추력기로부터 추진제 밸브 쪽의 전도열전달의 차단을 기하기는 한다. 그러나 위성의 임무 특성상 다양한 추력기 작동 모드(pulse, steady burn 등)가 존재하며, 추력기 성능 저하 방지를 위해 촉매 베드 히터도 사용한다. 그러므로 추력기가 작동하며 다수의 촉매 베드 히터가 작동하는 추력기 밸브로의 열역류 조건(heat soakback condition)하에서의 추진제 밸브 온도를 예측할 필요가 있다. 하이드라진의 단열반응온도(adiabatic reaction temperature)는 1100 ~ 1300 K (약 800 ~ 1000 °C)이다. 이에 의거해 추력기 작동 조건(thruster firing condition)에서 연소 관련 부분에서의 온도를 Table 1 과 같이 할당했다. 또한 주 히터 회로가 작동하며 3 개의 주 촉매 베드 히터들과 1 개의 잉여 촉매 베드 히터가 켜짐을 가정했다. 위성 버스 전압은 최악저온조건과 같은 25 V 이다.

Fig. 6 에 계산 결과를 도시하였으며 그림에 나타난 바와 같이 주 추진제 밸브 (절점 93)의 최고 온도는 100 °C 미만이다. 앞에서 언급한 바와 같이 추력기 작동 조건에서 추력기 밸브의 최고 허용 온도는 116 °C 이다. 따라서 추력기 작동시에,



**Fig. 6** Transient temperature response for thruster firing condition

즉 열역류 조건하에서 추력기 밸브 온도는 규정된 온도 요구조건을 잘 만족하고 있음을 알 수 있다.

### 5. 결론

위성 반응제어 시스템의 주 구성품인 단일추진제 로켓 엔진 어셈블리, 즉 이중추력기 모듈의 우주 공간에서의 과실 방지를 위한 능동 열제어 해석을 수행하였다. 주요한 논점은 위성의 작동 조건 및 환경 하에서 추력기 밸브와 촉매 베드의 온도를 규정된 온도 범위 내로 유지시키기 위해 채택한 히터의 용량이 적절한지를 판단하기 위한 것이었다.

TRASYS 에서 얻어진 복사 연계 인자를 위성 열해석 전문 프로그램인 TAS 의 3 차원 열해석 모델과 연계시켜 열적으로 완전히 구성된 비정상 상세 해석 모델을 만들어 시간에 따른 온도 변화를 예측할 수 있었다. 위성의 버스 전압이 25 V 일 때를 기준으로 모든 촉매 베드 히터가 꺼져 있는 경우와 추진제 밸브 주 히터 회로가 정상적으로 작동하며 단지 한 개의 잉여 촉매 베드 히터가 켜질 때, 그리고 주 추력기의 촉매 베드 히터 3 개가 모두 켜지며 동시에 잉여 촉매 베드 히터 1 개가 켜지고 추진제 밸브 주 히터 회로가 작동할 때의 각 노드의 온도 시간 변화를 해석했으며, 선정된 촉매 베드 히터들은 추력기 작동을 위해 요구되는 촉매 베드의 안전을 보장하고 동시에 이중추력기 모듈의 온도 응답 요구조건을 만족함을 알 수 있었다.

이중추력기 열실드의 표면에 도포한 열제어 코팅의 복사물성치 변화에 의한 영향도 해석했으며, 추력기 작동으로 인한 추진제 밸브의 온도 상승에 대한 설계적 관점의 확인을 위해 추력기 작동 상태를 모사하고 본 3 차원 해석 모델로 해석을 수

행해 추력기 밸브로의 열역류 현상이 효과적으로 차단되고 있음을 보았다.

이상의 결과로부터 볼 때, 최악균일저온조건을 기준으로 하여 도출한 히터 용량은 최악조건 평균 전압 25 V 에서 위성 추진시스템의 열설계 조건을 만족하고 있으며 추진제의 동결 방지를 위해 적절히 설계되었다. 또한 추력기 작동시 추진제 밸브 온도는 적절한 수준에서 유지되어 위성 추진시스템 이중추력기 모듈의 열설계 요구조건을 반영한 설계가 성공적으로 수행되었다.

#### 참고문헌

- (1) Kim, J. S., Choi, H. S., and Han, C. Y., 11. 11. 2000, "On-orbit Performance Analysis of KOMPSAT-1 Propulsion Subsystem," *Proceedings of the KSAS Fall Annual Meeting 2000*, pp. 634 ~ 637
- (2) 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
- (3) Analytix Corporation, 1996, AC/TRASYS User's Manual
- (4) Harvard Thermal, 1999, TAS User's Manual, ver. 4.0
- (5) Analytix Corporation, 1996, AC/SINDA User's Manual
- (6) Gebhart, B., 1971, Heat Transfer, McGraw-Hill
- (7) Hottel, H. C., and Sarofim, A. F., 1967, Radiative Transfer, McGraw-Hill
- (8) Gilmore, D. G., 1994, Satellite Thermal Control Handbook, The Aerospace Corporation Press·El Segundo, California
- (9) Han, C. Y., Kim, J. S., and Rhee, S. W., 2003, "Thermal Design for Satellite Propulsion System by Thermal Analysis," *Transaction of the KSME (B)*, Vol. 27, No. 1, pp. 117 ~ 124
- (10) KARI, Sep. 12, 1996, "Korea Multi-Purpose Satellite Propulsion Subsystem Critical Design Audit Data Package," KOMPSAT PS CDA, KARI-95-T01
- (11) Kim, M. Y., and Baek, S. W., 1996, "Thermal Radiation Model for Rocket Plume Base Heating Using the Finite-Volume Method," *Transaction of the KSME (B)*, Vol. 20, No. 11, pp. 3598 ~ 3606