

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(9), 802-808(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.9.802>

MEMS 기반 고체 추력기의 마이크로 점화기를 이용한 궤도 열제어

하현우*, 강수진*, 조문신**, 오현웅***

On-orbit Thermal Control of MEMS Based Solid Thruster
by Using Micro-igniter

Heon-Woo Ha*, Soo-Jin Kang*, Mun-Shin Jo** and Hyun-Ung Oh***

Chosun University* · ***, Samsung Thales**

ABSTRACT

MEMS based solid propellant thruster researched for the purpose of an academic research will be verified at space environment through CubeSat program. For this, the temperature of the MEMS thruster should be within allowable operating temperature range by proper thermal control to prevent the ignition failure caused by ignition time delay and to guarantee the structural safety of the MEMS thruster in the low temperature. In this study, we proposed an effective thermal control strategy, that is to use micro-igniter as a heater and temperature sensor for active thermal control instead of using additional heater. The effectiveness of the strategy has been verified through on-orbit thermal analysis of CubeSats with MEMS thruster.

초 록

학문적 연구개발 목적으로 개발된 MEMS 기술 기반 고체 추력기는 큐브위성에 탑재되어 극한 우주환경에서의 궤도 운용 및 기술검증시험을 실시할 예정이다. 이를 위해서는 고체 추력기가 허용온도 범위 내에 유지되도록 하여 점화시간 지연에 따른 점화실패 방지 및 저온에서의 추력기의 구조건전성 확보가 가능하도록 열 제어를 실시하여야 한다. 본 논문에서는 MEMS 고체 추력기의 저온에서의 허용온도 유지를 위해 일반적으로 적용되는 온도센서와 히터를 활용하지 않고 고체 추진제 점화용 마이크로 점화기를 온도제어를 위한 센서 및 히터로 활용하는 효율적 열 제어 방안을 제안하였으며, 궤도 열 해석을 통해 열 제어 방식의 유효성을 입증하였다.

Key Words : MEMS Solid Thruster(MEMS 고체 추력기), Micro-igniter(마이크로 점화기), On-orbit Thermal Analysis(궤도 열해석)

1. 서 론

극초소형 위성으로 분류되는 큐브위성은 기본 크기인 1U를 기준으로 10cm×10cm×10cm의 크기

및 1kg이하의 중량 등 제한된 설계조건을 가지고 있다. 하지만 지구관측, 과학실험 또는 첨단 기술이나 개발부품의 사전 궤도인증 등의 임무 수행이 가능하여 해외 대학 및 연구소에서 활발하

† Received: April 29, 2014 Accepted: August 8, 2014

*** Corresponding author, E-mail : ohu129@chosun.ac.kr<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

계 연구가 진행 중에 있다. STEP Cube Lab. (Cube Laboratory for Space Technology Experimental Project)은 미래창조과학부와 항공 우주연구원이 주최하는 2013년 큐브위성 경연 대회를 통해 선발되어 2015년 발사를 목표로 조선대학교 우주기술융합연구실에서 개발 진행 중인 큐브위성이다. 주요임무는 논문 연구 실적으로만 그친 국내 산학연의 우주 핵심기술을 발굴 및 탑재하여 궤도 검증을 실시하고 획득 데이터를 제공하여 해당분야 기술의 지적기반 구축에 공헌하는 것이다. 그리고 실험실 수준에서 기능이 검증된 탑재체를 추가적인 설계변경 또는 검증시험을 최소화하여 큐브위성에 탑재 가능하도록 위성체 레벨에서 탑재체 접속부의 구조 및 열 최적화 설계를 통해 탑재체에 가해지는 발사 및 열적 환경을 완화하는 것이다.

MEMS (Micro-electro Mechanical System) 기반 고체 추력기^(1,2)는 이를 위한 궤도 검증용 탑재체중 하나이다. MEMS 추력기는 학문적 연구 개발 목적으로 개발되어 실험실 수준에서의 기능 검증은 실시가 되었으나, 극한 우주 열 환경을 고려한 설계 및 시험이 실시되지 않아 큐브위성에 탑재 시 정상작동을 예측할 수 없다. 싱가포르국립대학교⁽³⁾, 요크대학교⁽⁴⁾ 등 여러 대학교에서 개발된 큐브위성용 고체 추력기들 또한 작동만이 검증되어 있고 열설계는 고려되어 있지 않다. 본 논문에서는 이러한 문제 해결을 위해 열 설계 관점에서 궤도상에서의 MEMS 추력기 정상작동을 위한 신뢰성을 확보하는 것이다.

수동형 열제어 기법이 적용된 MEMS 추력기의 궤도 열해석을 통해 추력기의 궤도온도를 예측하고, 이를 기반으로 지상시험을 수행하여 추력기의 정상작동을 위한 허용온도를 추정하였다. 또한, MEMS 추력기의 저온에서의 정상 작동 허용온도 유지를 위해 위성에 일반적으로 적용되는 히터나 온도센서를 사용하지 않고 고체 추진제 점화용 마이크로 히터 점화기를 온도제어를 위한 센서 및 액추에이터를 겸용하는 열제어 방안을 제안하였다. 이를 적용할 경우 추가적으로 온도 센서 및 히터를 장착할 필요가 없으며 추진제가 가장 근접한 위치에서 가열하기 때문에 적은 전력으로도 운용이 가능하다. 그리고 추력기가 탑재된 큐브위성의 수학적 열해석 모델을 제작하여 궤도 열해석 전용 소프트웨어인 SINDA(System Improved Numerical Differencing Analyzer)⁽⁵⁾를 이용한 궤도 열해석을 통해 열설계의 타당성을 입증하였다.

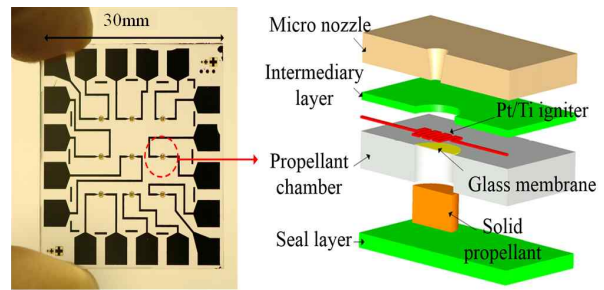


Fig. 1. MEMS Thruster(Left) and Exploded View of MEMS Thruster (Right) [1]

Table 1. MEMS Thruster Specification [1]

Description	Specification
Mass	2.74g
Dimensions	30mm×30mm×2.6mm
Burning Time	0.23ms
Max Thrust	3.62N
Specific Impulse	62.3sec
Ignition Input Power	340mW
Ignition Temperature	260℃ (Propellant)

II. MEMS 고체 추력기

2.1 MEMS 추력기의 구조 및 사양

Figure 1은 총 9개의 배열형 고체 추진제로 구성된 MEMS 추력기⁽¹⁾로 마이크로 히터 점화기 작동 시 고체 추진제가 연소되어 추력을 얻게 된다. 오른쪽 사진은 MEMS 고체 추력기의 상세 구성을 나타내며 마이크로 노즐, 마이크로 히터 점화기, 추진제 챔버 그리고 고체 추진제로 구성되어 있다. MEMS 추력기에 대한 성능 및 제원을 Table 1에 나타내었다.

2.2 MEMS 추력기의 허용온도 추정

실험실 환경에서의 작동검증 시험만이 수행된 MEMS 추력기를 큐브위성에 탑재하여 궤도검증을 실시하여야 한다. 이를 위해 추력기의 허용온도 범위를 추정하고 이를 만족하도록 위성체 레벨에서의 열설계를 수행하여야 한다.

먼저, 추력기가 탑재된 큐브위성의 수학적 열해석 모델을 제작하여 궤도 열해석을 실시하였다. 궤도 열해석 결과, 추력기의 최저온도에 열해석 마진값과 온도 보정값을 더하여 -20℃로 도출하였다. 열해석을 통해 도출된 저온 예측온도인 -20℃와 상온에서의 열주기 시험을 수행하여 온도변화에 따른 추력기의 구조 건전성을 확인하였다. Fig. 2는 열주기 시험 후 상온에서 실시한 추

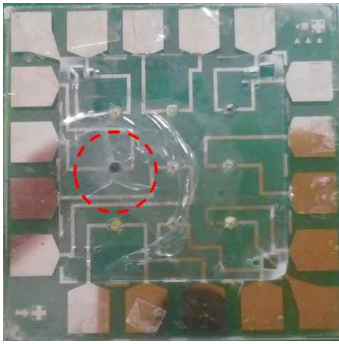


Fig. 2. Delamination Observed at the Ignition Test After Thermal Cycling

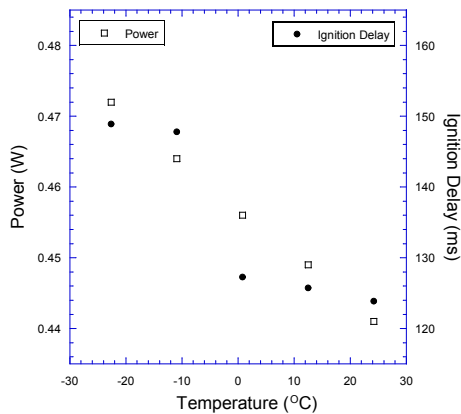


Fig. 3. Estimation of Consumed Power and Time Delay for Propellant Ignition at Various Temperatures

력기의 점화 시험 후 형상이다. 추력기는 정상적으로 작동되었으나 노즐 주위 추력기 층간에 균열이 발생함을 확인하였다. 이와 같은 결과는 상온에서 제작된 추력기가 -20°C의 환경에 노출되었을 때 발생한 열탄성 응력에 의한 것으로 추정된다. 이는 추력기가 저온에 노출 시 정상작동 보장의 어려움이 존재함을 의미한다.

추력기 작동온도를 도출하기 위해 온도변화에 따른 추력기의 정상작동을 위한 인가전력량과 점화지연시간을 측정하고 Fig. 3에 나타내었다. 측정결과, 0°C이하의 저온영역에서는 추진제 점화에 필요한 온도인 260°C에 도달하기 위해서는 상온에 비해 전력소모가 증가하는 것을 알 수 있다. 이는 전력생성에 한계가 존재하는 큐브위성의 운용 측면에서 제한요소로 작용할 수 있다. 또한 점화지연시간은 0°C이하에서 급격히 시간이 증가하는 것을 알 수 있다. 이러한 점화시간 지연현상은 추진제의 불완전 연소로 이어져 정상적인 연소가 어려워 질 수도 있음을 의미한다. 따라서 추력기 열설계를 위해 구조 건전성확보와 전력소모량 그리고 점화시간지연 측면으로부터

추력기 정상작동을 위한 온도를 0°C 이상으로 설정하였다.

III. MEMS 추력기의 열제어 개요

3.1 MEMS 추력기 탑재 큐브위성 개요

Figure 4는 궤도상 기술검증용 MEMS 추력기가 탑재된 STEP Cube Lab. 큐브위성의 형상을 나타낸다. MEMS 추력기는 위성체 하부 바닥면에 위치하며 본 위성에 적용된 영구자석이 지구 자기장에 따라 자세 안정화를 실시하는 영구자석 자세 안정화 방식⁽⁶⁾에 따라 고도 600km인 태양 동기궤도에서의 자세프로파일과 이에 따른 큐브위성의 위치변화는 Fig. 5와 같이 예측된다. 추력기는 위성체 외부에 위치하여 비교적 가혹한 환경에 노출된다. 궤도상 정상운용을 위해서는 추력기가 허용온도 범위 내에 유지되도록 하여 점화 시간지연에 따른 점화 실패 방지 및 추력기의 구조 건전성 확보가 가능하도록 적절한 열설계가 수행되어야 한다.

3.2 MEMS 추력기 열제어 방법

임무장비의 허용온도 유지를 위한 열제어 방

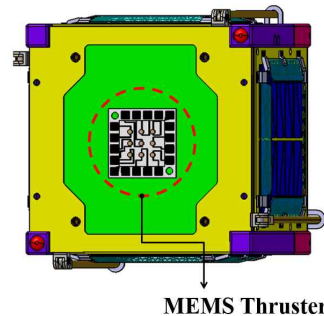


Fig. 4. MEMS Thruster Location on the CubeSat

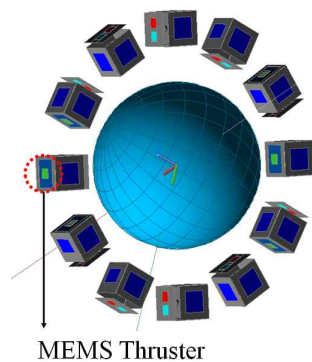


Fig. 5. On-orbit Profile of CubeSat with MEMS Thruster

식으로는 표면코팅, MLI (Multi-Layer Insulation), 절연와셔 등 소재 자체의 열적 특성을 이용하는 수동형 방법과 히터, 열루버, 히트파이프 등을 이용하여 적극적으로 열제어를 실시하는 능동형 방법으로 구분된다. 본 연구에서는 실험실 환경에서 기능만이 검증된 추력기의 궤도정상운용을 위하여 지상시험 결과로부터 추정된 정상작동 온도 범위인 0°C 이상의 온도조건 충족이 가능하도록 수동형과 능동형을 조합한 열제어 방법을 제안하였다. 우주환경과 추력기의 복사 열전달의 단열을 위하여 MLI를 추력기 외부에 적용하였다. 열해석을 통하여 저온에서의 허용온도 범위 충족이 힘들 경우에는 히터를 적용하는 능동적 열제어 방법을 제안하였다. 일반적으로 추가적인 히터 적용 시, 추력기 외부 또는 추력기가 장착되는 접속부에 히터를 장착하여야한다. 하지만 추력기의 마이크로 노즐이 위치한 추력기 전면부, 추력기 제어를 위한 제어보드와의 접속부를 갖는 후면부 그리고 추력기 자체의 사이즈 제약 등으로 히터 장착에 필요한 공간적 제한이 따른다.

본 논문에서는 추력기 외부에 추가적인 히터 장착에 제한이 따르므로 Fig. 1과 같이 고체 추진체에 가장 근접한 감광 유리 박막위에 위치한 마이크로 접화기를 추력기 온도제어를 위한 온도 센서 및 히터로 활용하는 방안을 고안하였다. 이와 같이 마이크로 접화기를 활용할 경우 큐브위성의 공간 활용 및 시스템 구성이 용이하다. 또한 추력기를 구성하는 감광 유리 소재의 낮은 전도율을 고려할 때 추진체에 가장 근접한 위치에서의 열공급이 가능하다. 따라서 추력기 외부에 히터를 적용할 때 보다 효율적인 열제어가 가능할 것으로 판단된다.

3.3 MEMS 추력기 열해석 모델

MEMS 추력기가 탑재된 큐브위성의 수학적 열해석 모델 구축을 위하여 상용 소프트웨어인 Thermal Desktop을 사용하였다. Fig. 6에 생성된 큐브위성 열해석 모델을 나타낸다. Fig. 7에 MEMS 추력기 열해석 모델의 구성을 나타내었다. 위성의 외부에는 주로 알루미늄 판 위에 태양전지판이 장착되었다. 위성 내부는 실제 큐브위성과 유사하게 전자보드들이 배치되어 있고 온도구배 최소화를 위해 흑색 페인트로 처리하였다.

추력기는 Fig. 4와 같이 위성체의 하부 바닥면에 탑재되며 추력기 상부에는 심우주환경과 추력기의 복사 열전달 단열을 목적으로 MLI를 적

용하였다. 추력기 열해석 모델은 Fig. 1와 같이 추력기의 구성을 간략화하여 마이크로 노즐과 중간층을 포함하는 Top Layer (TL:1.3mm), 추진체 챔버와 마이크로 접화기가 장착된 감광 유리 박막을 포함하는 Middle Layer (ML:0.3mm), 바닥층을 포함하는 Bottom Layer (BL:0.5mm)의 3개의 층으로 간략화 하였다. 추력기의 재료는 감광 유리소재의 물성치를 적용하였으며, 층간 접합은 UV접합을 고려한 아크릴의 물성치를 적용하였다. 추력기의 광학 물성치는 추력기 TL 상부의 외부 및 BL 하부의 외부에만 적용하였다. 열해석 모델에 적용된 주요 재료 및 광학 물성치를 Table 2에 나타내었다.

본 논문에서 제안한 마이크로 접화기를 온도 센서 및 히터로 활용하는 MEMS 추력기 열제어를 위해 Fig. 7의 ML의 5번 접화기를 사용하여

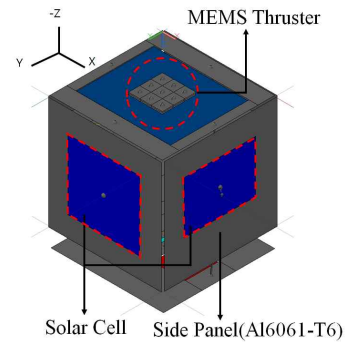


Fig. 6. TMM of CubeSat

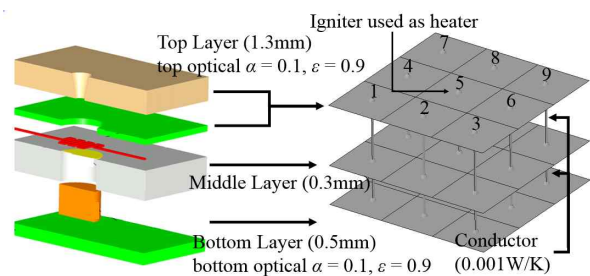


Fig. 7. TMM of MEMS Solid Propellant Thruster

Table 2. Material and Optical Properties for MEMS Thruster

Material Property	Value	
MEMS Thruster (Photosensitive Glass)	$k = 1.5\text{W/mK}$	
	$\rho = 2210\text{kg/m}^3$	
	$c_p = 0.198\text{J/kgK}$	
Optical Property	Absorptivity	Emissivity
MLI_outside (inside)	0.46 (0.12)	0.81 (0.02)
Photosensitive Glass	0.1	0.9

주변 추력기의 허용온도를 유지하고, 추력기 1개씩 점화될 시 발생하는 회전을 방지하기 위해 1번/9번, 4번/6번과 같이 서로 대칭된 두 개의 추력기를 동시에 점화하고 최종적으로 5번을 점화하는 운용시나리오를 구성하였다.

IV. 열해석

4.1 열해석 조건

위성은 극심한 온도차를 보이는 우주에서 생존하기 위해 최악의 조건에서도 모든 탑재장비가 허용온도 범위내로 유지될 수 있도록 최악의 조건을 고려하여 열해석을 실시한다. 공전궤도 중 태양복사와 지구 적외선 등 입사량이 가장 높은 조건인 동지에서 각 장비가 모두 발열하는 경우를 고온 조건, 위성으로의 열적 입사량이 가장 적은 조건인 하지에서 각 장비가 모두 운용되지 않는 조건을 저온 조건으로 정의하였다^(7,8). Table 3는 추력기가 탑재된 큐브위성의 궤도 조건과 열해석을 위해 정의된 저온, 고온 조건에서의 열적 수치를 나타낸다. 본 연구에서 제안한 마이크로 점화기를 센서 및 히터로 이용한 열제어 기법의 타당성 분석을 위하여 상기의 궤도 열환경 조건을 바탕으로 다음의 3가지 해석조건에서의 열해석을 실시하였다. 추진제 점화에 필요한 온도는 260°C이며 이를 위한 히터전력이 0.34W이다⁽¹⁾. 이를 고려하여 점화기를 열제어 히터로 활용하기 위한 히터전력을 구하기 위해 사전 열해석을 실시하였다. 해석 결과, 허용온도 범위를 유지하기 위한 최소 히터전력으로 0.02W를 도출하였고 이를 기준 전력으로 적용하였다.

Case 1: 본 논문에서 제안한 마이크로 점화기를 히터로 사용하는 경우로 MEMS 추력기 중간층인 ML의 5번 노드에 히터가 적용되었으며 히터 제어를 위한 온도센서는 ML의 5번 노드가 기준이 된다. 또한, 히터 On/Off 기준온도는 5°C/10°C로 설정하여 열해석을 수행하였다.

Case 2: MEMS 추력기의 바닥층인 BL의 5번 노드에 일반적인 히터가 적용된 경우로, 히터 제어를 위한 온도센서는 Case 1과 동일하게 ML의 5번 노드가 기준이 된다. 히터 On/Off 기준온도 또한 Case 1과 동일한 5°C/10°C인 조건에서 열해석을 수행하였으며, 본 논문에서 의도하는 ML의 마이크로 점화기를 히터로 이용하는 경우와의 유효성을 비교/분석 하였다.

Case 3: Case 2와 동일하게 BL의 5번 노드를 히터로 사용할 때 ML의 온도가 Case 1으로부터

Table 3. Orbit Parameters for Thermal Design

Parameter	Orbit Condition	
	Cold Case	Hot Case
Orbit Type	Sun-Synchronous	
Inclination angle	97.78°	
Attitude (km)	600	
Solar Flux (W/m ²)	1287	1420
Albedo	0.3	0.35
IR Flux (W/m ²)	227	245

Table 4. Heater Setting Parameter

Case	Heater Node	Heater on/off (°C)	Heater Power (W)
1	ML-5	5/10	0.02
2	BL-5	5/10	0.02
3	BL-5	-	-

얻어진 유사한 온도까지 상승시키기 위한 히터의 필요 전력량과 히터 사용률을 분석하는 열해석을 수행하였다.

Table 4에 각 해석조건에 대한 히터 설정 온도와 소요 전력량을 나타내었다. Case 3는 분석하기 위한 조건으로 수치가 정해지지 않았다.

4.2 열해석 결과

Table 5는 각 해석조건에서의 추력기 궤도 열해석 결과이다. 먼저 MLI 미적용 시 해석결과, 추력기 소재의 광학적 물성특성으로 인해 저온에서 -70°C이상의 온도저하를 보였다. 우주환경과의 단열을 위해 추력기 상부에 MLI를 적용 후 열해석을 수행하였다. 해석결과, MLI의 외부단열 효과로 인하여 -12°C ~ 35°C로 안정화된 온도구간에서의 추력기 정상 운용이 가능함을 확인할 수 있다. 따라서 점화기를 이용한 히터 열제어 타당성 검증을 위해 MLI를 적용한 상태에서의 열해석을 수행하였다.

Figure 8은 추력기의 ML에 장착된 마이크로 점화기를 히터로 사용하는 Case 1의 저온 조건에서의 해석결과로 추진제가 위치한 노드에서의 온도 변화 도표를 나타낸다. 본 논문에서 제안한 ML의 5번 점화용 히터가 히터 On/Off 설정온도인 5°C/10°C에서 작동함에 따라 5번 점화기 근처의 타 추진제가 위치한 노드의 온도 또한 본 논문에서 설정한 작동온도범위인 0°C이상으로 유지가 가능함을 알 수 있다.

Figure 9는 추력기의 BL에 히터가 적용된 Case 2의 저온 조건에서의 해석결과로 ML의 추

Table 5. Thermal Analysis Results Summary

Cases	Cold case		Hot case	
	T_{min}	T_{max}	T_{min}	T_{max}
w/o MLI	-72	-1	-66	23
with MLI	-12	23	-6	35
Case 1	1	22	2	35
Case 2	-4	22	1.5	35

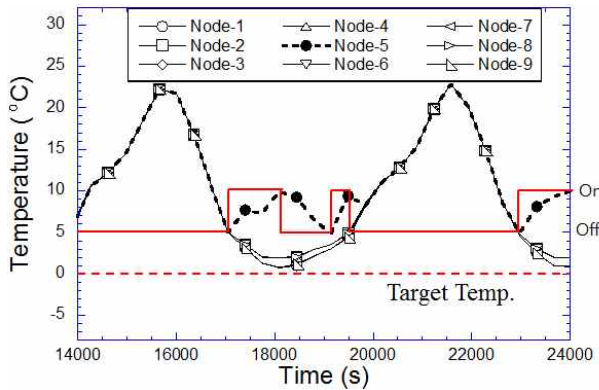


Fig. 8. Time Profiles of Middle Layer with Micro-igniter (Heater) Attached on the Middle Layer

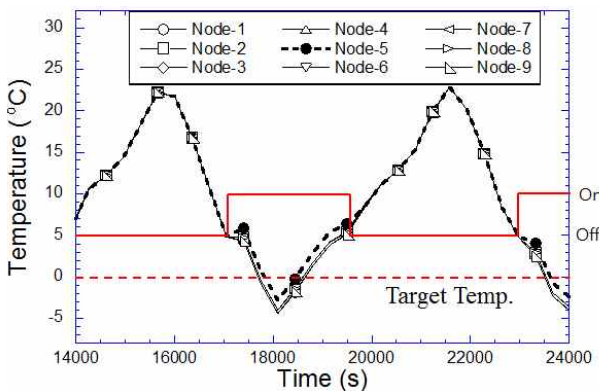


Fig. 9. Time Profiles of Middle Layer with Additional Heater Attached on the Bottom Layer

진제가 위치한 노드에서의 온도 변화 도표 나타낸다. BL의 5번에 장착된 히터가 Case 1과 같은 히터 조건 온도에서 작동하였으나 저온 구간에서 ML의 추진제가 위치한 모든 노드들이 작동온도 범위인 0°C를 만족하지 못하고 있음을 알 수 있다. 이는 감광 유리 소재와 UV 접합에 의한 층간 낮은 열전도율 그리고 열원이 유리 박막 아래에 있어 열이 충분히 전도되지 못했기 때문이다.

Figure 10은 Case 1(Top), Case 2(Bottom)의 가장 저온인 식 기간에서 추력기 ML의 온도 분

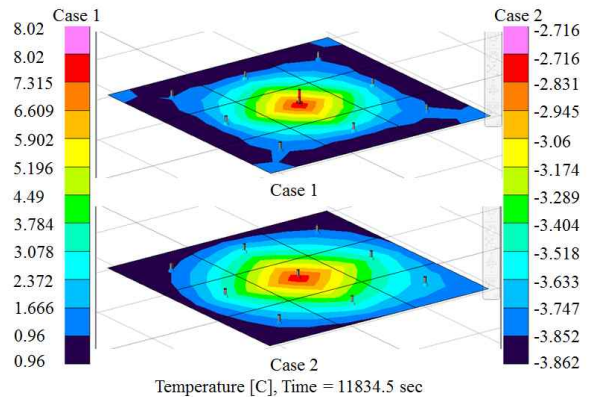


Fig. 10. Temperature Map of Middle Layer for Case 1 (Top), Case2 (Bottom)

Table 6. Heater Duty Results by Analysis Case

Case	Heater Node	Heater on/off (°C)	Heater Power (W)	T_{min} (°C)	Heater Duty (%)
1	ML-5	5/10	0.02	1	36
2	BL-5	5/10	0.02	-4	36
3	BL-5	7/12	0.08	1	40

포를 나타낸다. Case 2의 경우와 같이 BL에 히터를 적용한 경우, 추진제가 위치한 ML 노드의 온도가 허용온도조건을 만족하지 못한다. 하지만 Case 1과 같이 ML에 위치한 점화기를 히터로 적용한 결과 ML의 5번 점화용 히터와 히터 주변 추진제 노드들 모두 식 구간에서도 작동허용 범위 안에서 유지됨을 알 수 있다.

Table 6은 각각의 해석조건에 적용된 소요전력과 히터 적용시의 히터 사용률을 나타낸다. Case 3와 같이 BL 외부에 히터가 장착되는 경우, Case 1의 결과와 유사한 온도를 얻기 위해 열해석을 반복 수행하였다. 해석결과, 히터 On/ Off 설정온도는 7°C/12°C이며 히터전력은 Case 1에 비해 4배 이상인 0.08W가 소요되고 히터 사용률은 40%이다. BL 외부에 히터가 적용될 때 더 많은 전력과 히터 사용률이 필요함을 알 수 있다. 해석결과로부터 소모 전력 및 히터 사용률이 적고 추가적인 히터 부착이 필요가 없기 때문에 본 논문에서 제안한 마이크로 점화기를 히터로 적용한 열제어가 보다 효율적임을 확인하였다.

V. 결 론

MEMS 추력기의 궤도상 정상작동 허용온도 조건 충족을 위해 고체 추진제 점화용 마이크로 히터 점화기를 온도제어를 위한 센서 및 히터로

검용하는 열제어 방안을 제안하였다. 열주기 시험을 실시하여 인가전력량과 점화지연시간으로부터 최소 작동허용온도를 도출하였다. 점화기를 센서 및 히터로 검용하는 방법과 외부에 히터가 장착되는 방법을 비교하기 위해 열해석 조건을 정의하였다. 그리고 수학적 열해석 모델을 제작하여 상용 궤도 열해석 소프트웨어인 SINDA를 활용하여 열해석을 실시하였다. 해석결과, 외부에 히터를 적용할 경우 점화기를 히터로 사용하는 것보다 4 배 이상의 전력량과 히터 사용률을 알 수 있었다. 이를 통해 추력기 외부에 추가적인 히터를 장착하는 일반적인 방법과 비교해 추력기의 마이크로 점화기를 히터로 사용하는 방안이 히터 소요전력 및 운용 측면에서 유리함을 확인하였다.

References

- 1) J. K. Lee, T. K. Kim, "MEMS Solid Propellant Thruster Array with Micro Membrane Igniter", *Sensors and Actuators. A Physical*, Vol. 190, February 2013, pp.52~60.
- 2) J. S. Yang, "Internal Ballistic Modeling of a Solid Propellant Micro Thruster and Evaluation", KAIST, February 2009, Doctoral Thesis.
- 3) K. L. Zhang, S. K. Chou, Simon S. Ang, "Development of a Solid Propellant Microthruster with Chamber and Nozzle Etched on a Wafer Surface", *Journal of Micromechanics and Microengineering*, Vol. 14, No. 6, April 2004, pp.785~792.
- 4) Sathiyathan K., Lee R., Chesser H., Dubois C., Stowe R., Farinaccio R., Ringuette S., "YUend-1 Solid Propellant Microthruster Design, Fabrication and Testing", *Proceedings of the 24th AIAA/USU Small Satellite Conference*, 2010.
- 5) Timothy D. "Sinda/Fluint Thermal Desktop User's Manual", C&R Technologies, October 2008
- 6) H. W. Ha, H. U. Oh, "Performance Investigation of Attitude Control for Cube Satellite Using Permanent Magnet Stabilization", *Journal of The Society for Aerospace System Engineering*, Vol. 7, No. 1, September 2013, pp. 44~48.
- 7) Y. K. Chang, D. H. Lee, "Satellite System Design Engineering", Kyungmoon Publishers, September 1997, pp. 333~376.
- 8) S. M. Shin, H. U. Oh, "Thermal Design and Analysis for Space Imaging Sensor on LEO", *Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 39, No. 5, May 2011, pp. 474~475.