

## 技術論文

## 우주비행체 단일추진제 추력기의 복사 열차폐막 개발

이균호\*, 유명중\*\*, 김수겸\*\*, 최준민\*\*

## Development of Radiation Heat Shield of Monopropellant Thruster for Spacecraft

Kyun-Ho Lee\*, Myoung-Jong Yu\*\*, Su-Kyum Kim\*\* and Joon-Min Choi\*\*

## ABSTRACT

An 1 lbf of NASA standard monopropellant thruster, MRE-1, is used for KOMPSAT (Korea Multi-Purpose Satellite) which is launched in 2006 and provides reliable and cost-effective means for attitude and maneuvering control system. The monopropellant thruster obtains required thrust by thermal decomposition process of propellant through catalyst bed. During firing, the decomposition plays a role of a heat source that may occur an excessive radiation heat transfer to peripheral structures and electronics in relatively low temperature condition.

Therefore, the radiation heat shield is needed to prevent the critical radiative heat exchange between thruster and satellite during firing. This paper summarizes an overall development process of radiation heat shield from the design engineering up to the manufacturing.

## 초 록

2006년에 발사된 다목적실용위성은 자세제어 등에 필요한 추력과 모멘트를 발생하기 위해 NASA의 1lbf급 단일추진제 표준 추력기인 MRE-1을 사용하고 있다. 단일추진제 추력기는 추진제와 촉매와의 열분해 반응에 의해 추력을 발생시키는데 이때 발생하는 분해 열은 상대적으로 온도가 낮은 주변 구조물 및 전자부품으로 과도한 복사열전달을 발생시키는 열원이 된다. 따라서 추력기와 타 부품 사이에 과도한 복사 열전달을 방지하기 위해서는 복사 열차폐막이 필요하다. 본 논문에서는 열차폐막의 설계/해석 및 제작 등 전반적인 개발 과정에 대해 설명하였다.

**Key Words** : Propulsion System(추진시스템), Radiation Heat Shield(복사 열차폐막), KOMPSAT(다목적실용위성), Monopropellant Thruster(단일추진제 추력기)

## 1. 서 론

인공위성의 추진시스템은 위성이 발사체에서 분리되어 최종 임무궤도에 정착할 때까지 궤도

† 2006년 8월 1일 접수 ~ 2006년 9월 6일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원 위성기술실

연락처, E-mail : khlee@kari.re.kr

대전시 유성우체국 사서함 113호

\*\* 정회원, 한국항공우주연구원 위성기술실

전이에 필요한 추력과 임무궤도에서 위성의 자세 제어와 기동에 요구되는 제어 모멘트를 발생시킨다[1]. 국내주도로 개발되고 있는 다목적실용위성은 3축 안정화 방식 중 모멘트 바이어스 방식에 비해 기동력 및 기능의 폭이 큰 제로 모멘텀 바이어스 방식을 채택하고 있으며, 정밀제어를 위해 4개의 반작용휠을 사용한다. 또한 추력기 제어방식을 통해 최종 임무 궤도의 진입 및 항력보상, 자세제어 등에 필요한 추력과 모멘트를 발생한다.

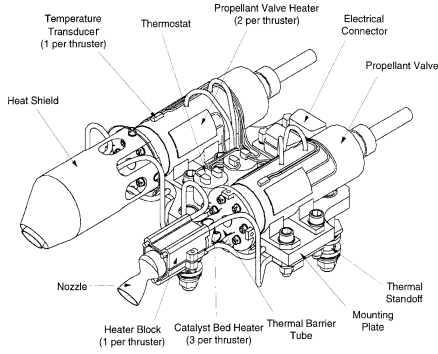


Fig. 1. Configuration of DTM

2006년에 발사된 다목적실용위성의 경우 국산화에 성공한 NASA의 1lbf급 표준 추력기인 MRE-1(Monopropellant Rocket Engine)을 사용할 예정으로 신뢰도 향상을 위해 한쌍의 주(Primary)와 잉여(Redundant) 추력기로 이루어진 이중추력기 모듈(Dual Thruster Module)의 형태로 조립되어 위성에 장착된다. Fig. 1처럼 이중추력기 모듈은 두 개의 추력실(Thruster Chamber Assembly)과 밸브, 열제어 부품 및 복사 열차폐막(Radiation Heat Shield), 촉매대 히터 등으로 구성되어 있다.

단일추진제 추력기는 추진제와 촉매와의 열분해 반응에 의해 추력을 발생시키는데 이때 발생하는 분해열은 상대적으로 온도가 낮은 주변 구조물 및 전자부품으로 과도한 복사열전달을 발생시키는 열원이 된다. 따라서 추력기와 타 부품 사이에 과도한 복사 열전달을 방지하기 위해서는 복사 열차폐막이 필요하다.

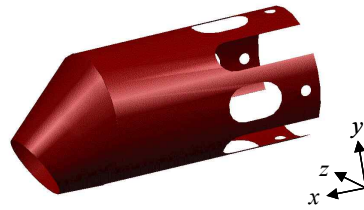
장기간의 비행착오와 노력 끝에 한국항공우주 연구원의 주도로 (주)한화 대전공장과 함께 위성 자세제어용 1 lbf급 단일추진제 추력기의 복사 열차폐막 개발을 성공적으로 완수하였다.

본 논문에서는 열차폐막의 설계/해석 및 제작, 시험 등 전반적인 개발 과정에 대해 설명하였다.

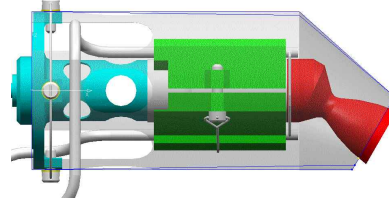
## II. 설계 및 해석

### 2.1 설계 요구조건

일반적으로 단일추진제 추력기는 추력을 발생하기 위해 추진제를 분사하여 촉매와 접촉시킴으로써 발열 반응을 일으킨다. 이때 두 물질의 열분해 반응에 의해 추력기 연소실 내부온도는 약 1000℃ 이상까지 가열되므로, 저온상태인 주변 구조물 및 전자부품으로 과도한 복사열을 전달하게 된다. 따라서 추력기와 타 부품 사이에 과도



(a) ISO View



(b) Assembly with TCA

Fig. 2. Configuration of Thruster Heat Shield

한 복사 열전달을 방지하고 동시에 추력기 촉매대의 열에너지 손실을 제한함으로써 추력기 작동 온도를 최대로 유지시킬 수 있도록 복사 열차폐막을 설계해야 한다.

주어진 설계목적을 만족하기 위해서는 적합한 금속 재질에 대한 선정이 최우선이다. 열차폐막의 용도 및 설계형상의 특성상 고온에서 우수한 내열특성을 가져야 하며 동시에 복잡한 곡면형상의 가공이 용이해야 한다. 또한 추력기에 장착시 과도한 중량으로 인한 추력벡터의 변형을 방지하기 위해서는 경량이어야 한다. 이러한 설계요구조건을 고려해 재질의 고유 특성에 대해 검토를 수행한 결과 수 μm의 두께를 가지는 전기주조 니켈(Electroformed Nickel) 박판이 적합한 것으로 확인되었다. 일반적으로 전기주조 니켈은 100μm 이하의 얇은 두께로 생산이 가능하며, 특히 비교적 높은 용융점(1453℃)과 낮은 방사율(약 ε=0.1)을 갖고 있으므로 열차폐막의 용도에 적합한 특성을 갖는 재질이라고 할 수 있다. 한편 기울어진 추력기 노즐의 형상과 촉매대 히터로 인해 열차폐막을 조립할 때 간섭이 발생되지 않도록 해야 한다. 이러한 요구조건을 고려해 Fig. 2와 같이 360° 방향으로 추력기를 감쌀 수 있도록 원통형으로 설계하였으며, 이때 조립시 히터 및 노즐간의 간섭을 최소화 하였다.

### 2.2 구조해석

이러한 주요 설계요구조건을 고려했을 때 가혹한 발사 환경을 거쳐 최종 임무궤도에 도달하기까지 열차폐막은 추력기와의 간섭으로 인해 손

상 및 그로 인한 오작동이 발생하지 않도록 다음의 두 가지 구조적 설계 요구 조건을 만족해야 한다[2,3].

- a. 1차 고유진동수는 100Hz보다 큰 값을 가져야 한다.
- b. 항복 응력 및 변위에 대한 안전 여유는 양의 값을 가져야 한다.

설계 요구조건 a는 강성에 대한 요구조건으로 탑재되는 모든 부품은 위성체 발사시 발사체와의 동적 커플링을 방지하기 위하여 100Hz 이상의 고유진동수를 갖도록 요구된다. 요구조건 b는 발사환경에 대한 하중 및 변위 요구조건으로 이에 대해 응력해석을 수행함으로써 열차폐막의 안전성을 평가할 수 있다[4].

이때 항복 응력 및 변위에 대한 안전 여유(Margin of Safety)는 다음의 식을 통해 고려했으며, 사용된 안전 계수(Safety Factor, SF)와 불확실성 계수(Uncertainty Factor, UF)는 각각 1.40과 2.0이다.

- a. 항복 응력 조건

$$M.S._{Yield} = \frac{Allowable\ Yield\ Stress\ (Load)}{FS_{Yield} \times Design\ Stress\ (Load)} - 1 \quad (1)$$

- b. 변위 조건

$$M.S._{Disp.} = \frac{Initial\ Distance\ between\ S\ \&\ N}{SF \times UF \times \sqrt{\sum_{xyz} (Max.\ Disp.\ of\ S)^2}} - 1 \quad (2)$$

단, S와 N은 Fig. 4에서 보듯이 간섭이 발생할 수 있는 열차폐막의 끝단과 노즐 부위를 각각 나타내며, 추력기와의 조립된 후 두지점 사이의 초기간격은 2.685mm이다.

Fig. 2의 설계 형상과 전기주조 니켈이 제시된 요구조건을 충분히 만족하는지를 검증하기 위해 구조해석을 수행하였다. 이때 해석 solver 및 pre/post processor로는 I-DEAS를 이용했으며, 열차폐막은 전체 길이에 비해 두께가 충분히 얇

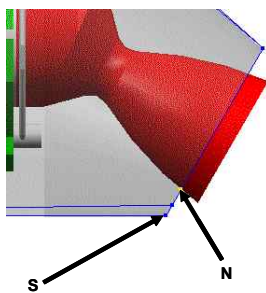


Fig. 3. Expected Interference Points between Shield and Nozzle

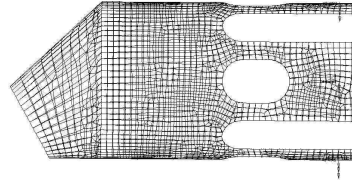


Fig. 4. FE Model of Thruster Heat Shield

으므로 효율적인 해석을 위해 선형의 얇은 쉘 요소로 유한요소 모델링을 하였다(Fig. 4). Table 1에 열차폐막의 재료와 물성치를 제시하였으며, 열차폐막 유한요소 모델이 실제 형상을 적절하게 모델링하였는지를 확인하기 위해 CATIA를 이용하여 실제 열차폐막의 예상 질량을 계산한 결과 2.48g으로 예측되었다. Table 1의 유한요소모델 질량인 2.44g이 약 1.6%의 오차범위 내에서 거의 동일한 값을 가짐으로써 유한요소모델이 타당하게 모델링되었음을 검증하였다.

Table 1. Material Properties of Brackets

Material	Yield Strength	Ultimate Strength	Young's Modulus
Electroformed Nickel	335 MPa	690 MPa	193 GPa

또한 추력기를 해석모델에서 제외함으로써 최대한 간단하게 모델링을 수행하였으며, 추력기와 열차폐막의 볼트 체결은 병진 및 회전 자유도를 구속하는 경계조건으로 가정하였다.

위성의 발사동안 열차폐막에 작용할 체적력(가속도)은 Mile's equation[5]으로부터 구했다.

$$g = 3 \times \sqrt{\frac{\pi \times f \times 4 \times W}{4 \times \xi}} \quad (3)$$

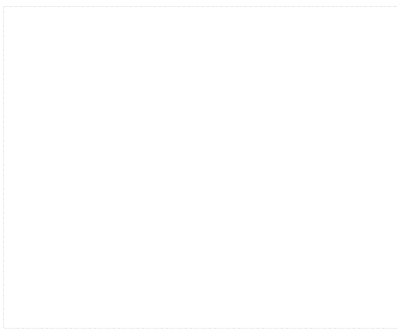
이때  $f$ 는 브라켓의 1차 고유진동수,  $W$ 는  $f$ 에 대한 Acceptance test level의 PSD(Power Spectral Density) 수준이며,  $\xi$ 는 감쇠비(5%)이다.

구조해석 결과로서 1차 고유진동수, 최대 반경방향 변위 및 노즐과의 최소 거리, 안전 여유 값 등을 Table 2에 제시하였으며[6], 1차 고유진동수는 100Hz 이상으로 첫 번째 설계 요구 조건을 만족하였으며, 항복 응력 조건에 대한 안전 여유 역시 0.29로 0보다 크므로 두 번째 구조적 설계요구조건 역시 충분히 만족하는 것을 확인할 수 있었다.

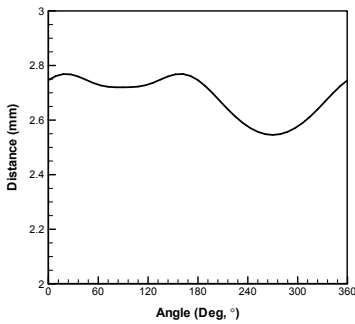
y축 방향 가속도에 대한 열차폐막 끝단(S)의 반경방향 변위 값을 Fig. 5(a)에, S와 노즐 N 지점사이의 거리 분포를 Fig. 5(b)에 각각 제시하였다. 해석 결과 S의 변위는 N까지의 거리에 비해

Table 2. Structure Analysis Result

Results		
Mass (g)	2.44	
Fundamental Freq. (Hz)	299.6	
Acceleration (g.'s)	116.42	
Max. Displacement (mm)	X-Dir.	0.012
	Y-Dir.	0.139
	Z-Dir.	0.139
Min. Distance from N (mm)	X-Dir.	2.673
	Y-Dir.	2.546
	Z-Dir.	2.546
M.S. (Displacement)	3.86	
Max. Stress (MPa)	X-Dir.	17.1
	Y-Dir.	185.5
	Z-Dir.	164.8
M.S. (Yield Stress)	0.29	



(a) Displacement of S from N

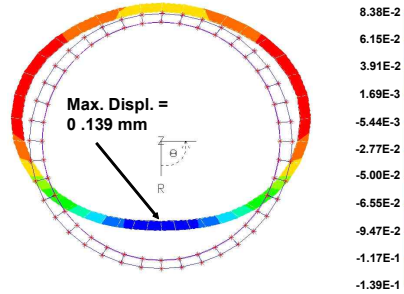


(b) Distance of S from N

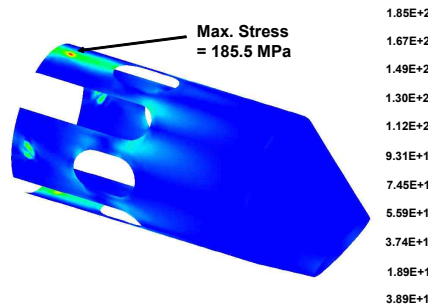
Fig. 5. Structural Behavior of Shield End Lip (S) under Y-Dir. Acceleration

충분히 작기 때문에 가속도로 인한 변형 후에도 S와 N 사이의 거리는 항상 0보다 큰 것을 알 수 있다. 따라서 위성 발사환경에서 열차폐막과 추력기 노즐 사이에 간섭이 발생하지 않으리라 예상된다.

한편 Fig. 6에서 보듯이 y축 방향 가속도 조건에서는 열차폐막 끝단의 하단에서 최대 변형이



(a) Max. Displacement



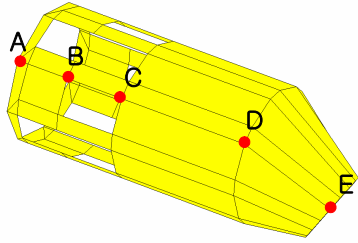
(b) Max. Stress

Fig. 6. Max. Displacement and Stress under Y-Dir. Acceleration

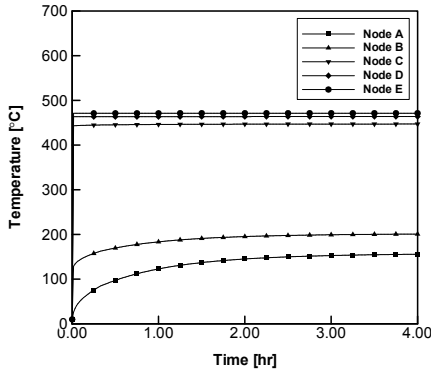
나타나며, 최대 응력은 열차폐막과 추력기의 볼트 체결부위에서 발생하는 것을 확인하였다.

2.3 열해석

일반적으로 추력기가 작동하게 되면 촉매와 추진제의 발열반응에 의해 약 1000℃ 이상 고온 상태로 가열된다. 또한 추력기의 냉간시동(Cold Start)으로 인한 촉매 유실을 방지하기 위해 촉매대 히터를 장착하는데 이때 최대 927℃까지 추력기를 가열하므로 추력기를 둘러싸고 있는 저온의 열차폐막으로 상당한 양의 복사열이 전달된다. 이러한 열적환경에서 열차폐막 표면의 최대 온도 분포를 알아보기 위해 위성 열해석 전문 S/W인 TAS를 사용하여 열해석을 수행하였다. 추력기로부터 열차폐막으로의 보기계수(View Factor)는 1인 반면에 태양으로부터의 값은 거의 0에 근접하므로 태양으로부터 열차폐막으로의 복사열은 무시하였다. 또한 실제상황을 모사하기 위해 3개의 촉매대 히터가 모두 작동하며, 장시간 추진제가 발열함으로써 추력기가 고온의 정상상태에 도달하였다고 가정하였다. Fig. 7에서 보듯이 열차폐막 표면의 5곳에 대한 온도분포를 비교하였으며, 그 결과 열차폐막의 용융점인 1453℃보다 훨씬



(a) Thermal Analysis Model



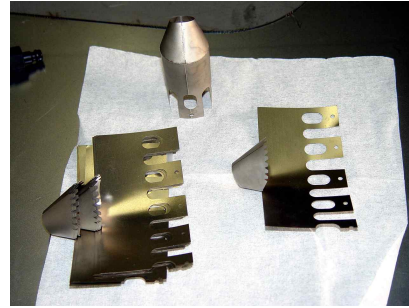
(b) Max. Temperature

Fig. 7. Thermal Analysis Result

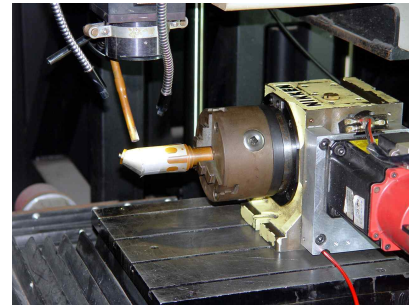
낮은 500°C 정도에서 열평형을 이루는 것으로 확인되었다[7]. 따라서 장시간 추력기가 작동하더라도 열차폐막은 충분히 고온 환경에서 견딜 수 있으리라 판단된다.

### III. 형상 제작 및 표면 코팅

전기주조 공정은 도금과 유사한 공정으로써 전기주조 니켈은 일반적으로 100 $\mu$ m 이하의 얇은 두께를 가지는 형상에 대해 반복생산이 가능하다는 장점을 가지고 있다. 이러한 전기주조 공정을 이용하여 최적의 열차폐막 제작 공정 및 절차를 수립하기 위해 시제품을 제작하였으며, 이를 통해 다양한 방법에 대한 적합성 등을 검토하였다. 이와 동시에 발견된 문제점에 대해서는 피드백을 수행함으로써 보완하였다. 그 결과 와이어 커팅(Wire Cutting)을 이용해 전기주조 니켈 박판으로부터 절단된 전개형상을 원통형상으로 말은 후 전자빔 용접(Electron Beam Welding)으로 이음부분을 접합함으로써 최종 형상을 완성하는 공정이 개발비용, 일정 및 제작 타당성 등 주어진 제



(a) Development Configuration



(b) EB Welding

Fig. 8. Manufacturing Process

한조건들을 고려하였을 때 최선의 선택인 것으로 결정되었다.

Fig. 8에 주조 니켈 박판으로부터 절단한 열차폐막의 전개형상과 전자빔 용접 공정을 이용해 접합 중인 열차폐막을 보여주고 있다. 전자빔 용접은 한국기계연구원에서 보유중인 Nd-YAG 레이저 시스템을 이용하여 수행했으며, 정밀한 용접을 위해 열차폐막 1개당 평균 2시간 정도가 소요되었다. 또한 인장시험을 통해 용접된 니켈 시편의 용접강도를 측정된 결과 발사환경 요구조건을 충분히 만족하리라 예상되었다.

한편, 장시간 추력기가 1000°C 이상의 고온으로 작동할 경우 열전도에 의해 추력기 밸브로 침열현상(Heat Soak-back)이 발생할 수 있다. 침열량이 심할 경우 추진제 안에서 기포가 발생하게 되며, 결국 인젝터에서의 증기 폐쇄(Vapor Lock) 현상으로 인한 추력기의 연소 불안정성을 유발할 수 있다. 이를 방지하기 위해 복사 열차폐막의 외부 표면에 높은 방사율을 가지는 도료를 얇게 코팅함으로써 추력기가 열적 평형을 유지할 수 있도록 하였다. Fig. 9에 코팅 공정을 완료한 최종 모델 형상을 나타내고 있으며, 이중추력기 모듈과의 조립을 Fig. 10과 같이 수행하였다.

최종 조립된 열차폐막은 위성체와 더불어 발



Fig. 9. Developed Radiation Heat Shield

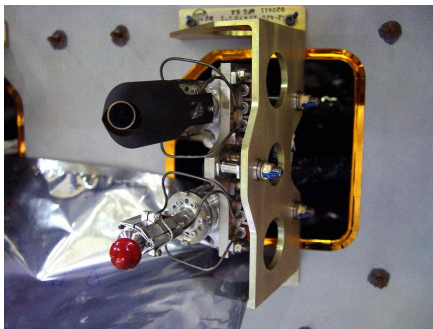


Fig. 10. Final Assembly with DTM

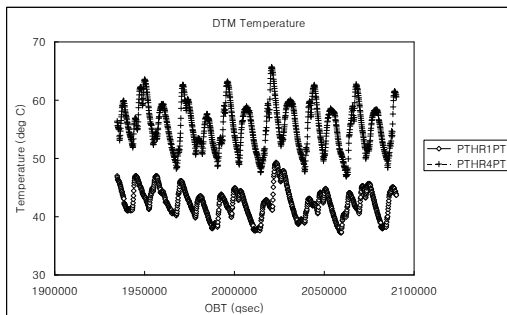


Fig. 11. In-orbit Temperature of Thruster Valve during Hot Firing Condition

사환경 조건을 모사한 진동과 음향시험을 거쳤으며, 그 결과 비교적 취약하리라 판단되었던 열차폐막의 용접부위에는 아무런 손상이 발견되지 않았으며 조립형상을 정상적으로 유지하였다.

또한 Fig. 11에서 보듯이 발사후 실제 임무궤도에서 추력기가 작동하는 동안 추력기 밸브와 주변부품의 온도 데이터를 분석한 결과 설계요구 조건 범위 내에서 효과적으로 복사열을 방출하고 있는 것을 확인하였다. 이를 통해 설계에서부터 제작까지 광범위하게 수행된 열차폐막 개발을 성공적으로 완수하였다.

#### IV. 결 론

본 논문에서는 위성 자세제어용 1 lbf급 단일추진제 추력기에 사용되는 복사 열차폐막의 전반적인 개발 과정에 대해 설명하였다. 이를 위해 형상설계를 통해 추력기와의 조립성 등을 검토했으며, 구조 및 열해석을 수행함으로써 설계의 타당성을 검증하였다. 또한 완성된 설계를 바탕으로 수많은 시제품을 제작하였으며, 이를 통해 다양한 제작 공정을 검토하였다. 이와 동시에 발견된 문제점에 대해서는 피드백을 수행함으로써 설계를 보완한 결과 최적의 제작 공정을 수립할 수 있었으며, 이를 통해 열차폐막 개발을 성공적으로 완수하였다.

완성된 열차폐막은 진공에서의 Bake-out 과정을 거쳐 오염 물질과 탈가스(Outgassing) 성분을 제거한 후 현재 2006년에 발사된 다목적실용위성의 이중추력기 모듈에 조립되어있다.

비록 부품 수준이지만 해외로부터 도입에 의존하는 대신 정부출연연구원과 기업체간의 협력을 바탕으로 공동개발을 완수함으로써 추력기 제작에 대한 국내 자체 보유 기술력을 한 단계 성숙시켰으며, 향후 100% 국내 제작을 수행할 수 있는 기반을 마련하였다는 의의를 지니고 있다.

#### 후 기

본 논문은 다목적실용위성 추진시스템 설계에 관한 내용의 일부임을 밝힙니다.

#### 참고문헌

- 1) Kyun-Ho Lee, Myoung-Jong Yu, Joon-Min Choi and Ki-Won Jang, "An Overview of Monopropellant Propulsion System Development for LEO Satellite", Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2005.
- 2) KOMPSAT-2 Specification, "Component Environment and Test Specification", KARI, 2000.
- 3) KOMPSAT-2 Specification, "Spacecraft Bus Specification", KARI, 2000.
- 4) 황도순, "인공위성 구조체 설계 및 해석", 한국항공우주학회지, 제 27권, 제 2호, 1999, pp. 111~121.
- 5) Thomas P. Sarafin, "Spacecraft Structures and Mechanisms", Space Technology Library, 1995.

6) 이균호, 김진희, 한조영, 최준민, "구조해석을 이용한 인공위성 자세제어용 추력기 열차폐막의 형상변경에 대한 타당성 검증", 한국항공우주학회지, 제32권, 제6호, 2004, pp. 126~133.

7) Cho-Young Han and Joon-Min Choi, "Thermal Analysis of Spacecraft Propulsion System and its Validation", KSME International Journal, Vol. 18, No. 5, 2004, pp. 847~856.